# Evaluación Experimental Aerodinámica de una Aleta Simple en un Ala Barrida


Presentado por:

**Autor:** Jehison David Manquillo Palacios

**Director:** Guillermo Andrés Jaramillo Pizarro Ph.D.


Una Tesis para optar por el Título de
**Ingeniero Mecánico**


**IMPETUS INDOMITUS**
Research Team in energy conversion and propulsion revolution
Escuela de Ingeniería Mecánica
Universidad del Valle

Septiembre 2024

# Agradecimientos

Agradezco a Dios por permitirme culminar este proyecto de trabajo de grado.

A mis padres por brindarme su apoyo y creer en mis capacidades a lo largo de mis estudios en la Universidad.

Agradecimiento total a Yenifer por acompañarme, apoyarme y soportarme en el largo camino para culminar este trabajo de grado.

Un agradecimiento especial al profesor Guillermo Andres Jaramillo Pizarro por apoyarme, escucharme y brindarme su ayuda tanto académica como personal, factores que fueron indispensables para culminar este trabajo de grado.

Agradecimientos a todos los integrantes del equipo de Investigación IMPETUS INDOMITUS por el apoyo y asesoramiento durante la duración de este proyecto.

# Resumen

En este trabajo se realizó la evaluación experimental de una ala barrida con aleta y sin aleta, para un numero de Reynolds de $63x10^3$ con el objetivo de generar posibles configuraciones para la creación de una plataforma aeronáutica eficiente a bajas velocidades. Para ello se realizo la construcción de una balanza aerodinámica y también la adecuación del túnel de viento de IMPETUS INDOMITUS para usarlo a una velocidad de 20 m/s. Los ángulos de ataque probados fueron de 0° hasta 9° cada 3°. Se realizaron simulaciones en el Software OpenFoam 2212 con el modelo de turbulencia $k-\omega$ SST. Las diferencias porcentuales de los resultados experimentales y numéricos en sustentación y arrastre tienen un valor máximo aproximadamente del 22 % y 49 % respectivamente. Sé atribuyen los altos errores a un montaje experimental con deficiencia en su implementación y una zona de succión en el túnel de viento. Finalmente, se concluye que hay una mejora del ala con aleta con respecto al ala sin aleta de hasta un 16 %, además de una reducción en la escala de los vórtices de punta de ala del ala con aleta con respecto al ala sin aleta.

# Contenidos

**Agradecimientos** **2**

**Resumen** **3**

**Lista de Figuras** **5**

**Lista de Tablas** **7**

**1. Introducción** **10**
1.1. Antecedentes . . . 10
1.2. Planteamiento del problema de investigación y su justificación . . . 11
1.2.1. Árbol del problema . . . 12
1.3. Estado del arte . . . 12
1.4. Objetivos . . . 14
1.4.1. Objetivo General . . . 14
1.4.2. Objetivos Específicos . . . 14
1.5. Marco teórico . . . 14
1.5.1. Fuerzas aerodinámicas . . . 15
1.5.2. Parámetros adimensiónales . . . 15
1.5.3. Tipos de arrastre . . . 16
1.5.4. Perfil aerodinámico . . . 16
1.5.5. Estela de Vórtices . . . 17
1.5.6. Ala barrida . . . 18
1.5.7. Dispositivos de punta de ala . . . 19
1.5.8. Dinámica de Fluidos Computacional . . . 20
1.5.9. OPENFOAM . . . 22
1.6. Instrumentación . . . 25
1.7. Metodología . . . 26

**2. Dimensionamiento prototipos** **28**
2.1. Parámetros geométricos del ala . . . 28
2.1.1. Perfil aerodinámico . . . 28
2.2. Dimensionamiento del Ala . . . 29
2.3. Dimensionamiento de ala con aletas . . . 30

**3.Montaje de las simulaciones** **33**
3.1. Generación de malla . . . 33
3.1.1. castellatedMesh . . . 36
3.1.2. Ajuste de malla a la superficie (Snap) . . . 37
3.1.3. Adición de elementos de superficie (*addLayers*) . . . 38
3.2. Parámetros de simulación . . . 39
3.2.1. Condiciones de contorno . . . 40
3.2.2. Configuración de ejecución para la simulación . . . 42
3.2.3. Convergencia de malla . . . 42

**4. Diseño experimental** **45**
4.1. Construcción de difusor para el túnel de viento . . . 45
4.2. Balanza aerodinámica . . . 47
4.2.1. Diseño de Balanza . . . 47
4.2.2. Instrumentación . . . 49
4.3. Manufactura de las alas . . . 53
4.4. Montaje experimental . . . 53
4.5. Toma de datos experimentales . . . 55

**5. Resultados y Analisis** **58**
5.1. Resultados de simulación . . . 58
5.2. Resultados experimentales . . . 58
5.3. Análisis de resultados . . . 58

**6. Conclusiones y recomendaciones** **66**
6.1. Conclusiones . . . 66
6.2. Recomendaciones . . . 67
6.3. Trabajos futuros . . . 67

**Referencias** **67**

**A. Medición de velocidad túnel de viento** **71**

**B. Códigos de lectura de celdas de carga** **73**

**C. Resultados** **76**

**D. Análisis de resultados experimentales** **79**

# Lista de Figuras


1.1. Árbol de problemas del proyecto . . . 12
1.2. Aleta 1545 [10] . . . 13
1.3. Winglet con diferentes ángulos de cant . . . 13
1.4. Orientación de los ejes coordenados en el modelo del ala con aleta . . . 15
1.5. Nomenclatura de un perfil . . . 17
1.6. Efecto de la velocidad de flujo descendente en un perfil aerodinámico [19] . . . 17
1.7. Arrastre inducido por vórtices en las puntas de las alas [14] . . . 18
1.8. Estela de vórtices [21] . . . 18
1.9. Ala barrida con velocidad de flujo descompuestas en las componentes normal y paralela al borde de ataque. . . . 19
1.10. Nomenclatura dispositivo de punta de ala simple [9] . . . 19
1.11. Modelos de turbulencia RANS según el coste computacional [14] . . . 21
1.12. Composición de la capa límite turbulenta [22] . . . 22
1.13. Estructura de OpenFOAM [28] . . . 23
1.14. Estructura casos de estudio [29] . . . 24
1.15. Procesos de creación de malla con snappyHexMesh [28] . . . 25
1.16. Diagrama de flujo sobre la metodología del proyecto . . . 26
2.17. Perfil NACA 63-015A con cuerda de 50 mm . . . 28
2.18. Coeficientes aerodinámicos [30] . . . 29
2.19. Dimensiones de ala . . . 30
2.20. Dimensiones del ala con aleta . . . 31
3.21. Diagrama de flujo de realización de las simualciones . . . 33
3.22. Pre-procesamiento de geometrías y dominio . . . 34
3.23. Fragmento de *blockMeshDict* : Contornos nombrados en blockMesh. . . . 35
3.24. Niveles de refinamiento en la malla final . . . 38
3.25. Elementos de superficie en el ala. . . . 39
3.26. Dominio de simulación con el nombre de contornos . . . 40
3.27. Convergencia de malla: Coeficientes aerodinámicos. . . . 43
3.28. Residuales AOA 6° . . . 44
3.29. Residuales continuidad AOA 6° . . . 44
4.30. Región de diseño recomendada [38] . . . 45
4.31. Toma de medidas del perfil de velocidades en el túnel de viento . . . 46
4.32. Grados de libertad de la balanza . . . 48
4.33. Dirección de medición para la sustentación . . . 48
4.34. Dirección de medición del arrastre . . . 49
4.35. Ubicación celda de carga para la sustentación . . . 49
4.36. Ubicación celda de carga para el arrastre . . . 50

4.37. Esquema electrónico del montaje de las celdas de carga al arduino . . . . . 51
4.38. Diseño final de la balanza aerodinámica . . . . . 52
4.39. Comparación distintos tipos de manufactura del ala . . . . . 53
4.40. Vista interna de la sección prueba con el modelo instalado . . . . . 54
4.41. Montaje experimental . . . . . 54
4.42. Alineación de balanza . . . . . 55
5.43. Coeficiente de sustentación a varios ángulos de ataque. . . . . 59
5.44. Coeficiente de sustentación a varios ángulos de ataque. . . . . 59
5.45. Estela de vórtices por simulacion AOA 6° . . . . . 61
5.46. Vórtices de punta de ala por simulación AOA 6° . . . . . 62
5.47. Planos de visualización de la vorticidad . . . . . 63
5.48. Vorticidad en el plano Y-Z (x=0.055) . . . . . 63
5.49. Vorticidad en el plano Y-Z (x=0.065) . . . . . 63
5.50. Vorticidad en el plano Y-Z (x=0.075) . . . . . 64
5.51. Vorticidad en el plano Y-Z (x=0.085) . . . . . 64
5.52. Vorticidad en el plano Y-Z (x=0.095) . . . . . 64
5.53. Vorticidad en el plano Y-Z (x=0.115) . . . . . 64
5.54. Vorticidad en el plano Y-Z (x=0.135) . . . . . 65
5.55. Vorticidad en el plano Y-Z (x=0.155) . . . . . 65

# Lista de Tablas


1.1. Metodología de ejecución del proyecto . . . . . 27
2.2. Parámetros de diseño ala . . . . . 30
2.3. Parámetros geométricos del diseño de la aleta . . . . . 32
3.4. Parámetro de inicialización de la simulación. . . . . 39
3.5. Valor de los parametros para las condiciones de contorno . . . . . 40
3.6. Parámetros para cálculos de coeficientes . . . . . 42
3.7. Independencia de malla para ala sin aleta a 6° . . . . . 43
3.8. Independencia de malla para ala con aleta a 6° . . . . . 43
4.9. Diseño final difusor . . . . . 46
4.10. Registro experimental en la sección de prueba . . . . . 47
4.11. Valores máximos de fuerzas por simulación . . . . . 50
4.12. Especificaciones del sensor . . . . . 51
4.13. Medias después de la calibración . . . . . 52
4.14. Número de mediciones según la dispersión [40] . . . . . 56
5.15. Resultados simulación sin aleta . . . . . 58
5.16. Resultados simulación con aleta . . . . . 58
5.17. Diferencias porcentuales entre resultados experimentales y numericos . . . . . 60

A.1. Datos Linea 1 . . . . . 71
A.2. Datos Linea 2 . . . . . 72
A.3. Datos Linea 3 . . . . . 72

C.1. Datos experimentales ala sin winglet a 0 Grados . . . . . 76
C.2. Datos experimentales ala sin winglet a 3 Grados . . . . . 76
C.3. Datos experimentales ala sin winglet a 6 Grados . . . . . 77
C.4. Datos experimentales ala sin winglet a 9 Grados . . . . . 77
C.5. Datos experimentales ala con winglet a 0 Grados . . . . . 77
C.6. Datos experimentales ala con winglet a 3 Grados . . . . . 77
C.7. Datos experimentales ala con winglet a 6 Grados . . . . . 78
C.8. Datos experimentales ala con winglet a 9 Grados . . . . . 78

D.1. Resultados experimentales ala sin aleta . . . . . 79
D.2. Resultados experimentales ala con aleta . . . . . 79

# Nomenclatura

| | | | |
|---|---|---|---|
| $C_\mu$ | Constante del modelo | $\omega$ | Tasa de disipación especifica turbulenta |
| $C_D$ | Coeficiente de arrastre | $\rho$ | Densidad |
| $C_L$ | Coeficiente de sustentación | $\sigma_x$ | Desviación estándar media |
| $D$ | Dispersión | $b$ | Envergadura |
| $F_D$ | Arrastre | $c_A$ | Cuerda de punta de ala |
| $F_L$ | Sustentación | $c_B$ | Cuerda media |
| $I$ | Intensidad turbulenta | $c_C$ | Cuerda de punta de aleta |
| $L$ | Longitud de escala turbulenta | $c_r$ | Cuerda de Raiz |
| $P_\omega$ | Producción neta por unidad de disipación | $h$ | Altura de aleta |
| $R$ | Radio de curvatura | $k$ | Energía cinética turbulenta |
| $S_{ij}$ | Tensor de velocidad de deformación | $m$ | Masa |
| $U$ | Velocidad | $nut$ | Viscosidad turbulenta |
| $\Delta$ | Incertidumbre | $p$ | Presión |
| $\Lambda$ | Ángulo de barrido | $u_n$ | Flujo normal |
| $\Lambda_w$ | Angulo de barrido de la aleta | $u_p$ | Flujo paralelo |
| $\Phi_w$ | Angulo de Cant | $x_i$ | Vector posición |
| $\alpha$ | Ángulo de ataque geométrico | $y+$ | Distancia de pared adimensional |
| $\alpha_{eff}$ | Ángulo de ataque efectivo | $\infty/$ | Subíndice de flujo libre |
| $\alpha_i$ | Ángulo de ataque inducido | AOA | Ángulo de ataque |
| $\delta$ | Angulo de diedro | Ma | Numero Mach |
| $\epsilon$ | Disipación de energía cinética | Re | Numero de Reynolds |

# 1. Introducción

La reducción del arrastre tiene un impacto directo sobre la energía que consume una aeronave durante el vuelo. Esto a sido un punto esencial desde los principios de la aeronáutica ya que al reducir la energía consumida se hace necesaria una menor cantidad combustible para recorrer una distancia, aumentar la autonomía de vuelo o incrementar la capacidad de carga. Por otro lado esta reducción disminuye las emisiones contaminantes haciendo que el impacto ambiental sea menor.

Una de las formas mas efectivas para reducir el arrastre es disminuyendo el tamaño de los vórtices de punta de ala que se generan en una ala finita debido al gradiente de presiones que existe en las puntas del ala. Con el propósito de reducir estos vórtices se han implementado dispositivos de punta de ala o aletas como el "Blended winglet" o aleta simple.

En este documento se divide en 6 capítulos:1. Introducción: donde se va a presentar los antecedentes, planteamiento del problema, árbol del problema, estado del arte, objetivos, marco teórico y metodología; 2. Dimensionamiento de ala y aletas: Donde esta la literatura y la metodología de la generación del CAD(diseño asistido por computador); 3. Montaje de las Simulaciones: Donde se expone la metodología para la generación de la malla y ejecución de la simulación con los parámetros que se aplican a este trabajo; 4. Montaje experimental: Presentando los parámetros de diseño, fabricación y/o selección de los equipos usados; 5. Resultados y Análisis: Donde se plasman los resultados obtenidos experimentalmente y por simulación numérica, y se analizan estos resultados. ; 6. Conclusiones y recomendaciones: en este capítulo se exponen las conclusiones generales del proyecto y trabajos futuros.

## 1.1. Antecedentes

El ser humano, inspirado por la acción de volar de las aves, ha desarrollado diferentes diseños y propuestas para cumplir dicha hazaña. Como la documentada en 1903, donde los hermanos Wright lograron el primer vuelo de un aeroplano por un tiempo de 12 segundos y una distancia de 30 metros[1] . Este acontecimiento marcó un hito trascendental para el comienzo de la aeronáutica y su evolución.

Posteriormente, en la búsqueda de mejorar el desempeño aerodinámico, se implementarion conceptos como el del triplano incorporado en el $FokkerDr.I$ en 1917 durante la primera guerra mundial con el objetivo de aumentar el área de sustentación con una menor envergadura [2]. Así mismo, la teoría de la línea de sustentación de Prandtl mostró que un ala en forma elíptica reduce el arrastre inducido y esta fue incluida en 1924 en el aeroplano "Supermarine S.4", [3] sin embargo, la complejidad de construcción de esta ala, hizo que se modificara a una forma semielíptica.

El primer indicio de implementar un dispositivo de punta de ala se llevó a cabo por el ingeniero inglés Frederick W. Lanchester en el año de 1897 cuando patentó el concepto de placas verticales en puntas de ala, más adelante en el año de 1907 publicó "Aerodynamics" donde exponía su trabajo de teoría de sustentación alar y vorticidad [4]. Posteriormente, en el año de 1910 el ingeniero William E. "Billie" Somerville patentó la punta de ala curva hacia arriba que mas tarde se implementó en un aeromodelo en el mismo año [5].

Durante la Segunda Guerra Mundial, Ernst Heinkel, diseñó el Heinkel He-162 "Volksjäger", el cual tenía la particularidad de tener una configuracion muy simple permitiendo una rápida construcción. Sin embargo, por problemas de estabilidad le agregaron aletas de diedro negativo y en el año de 1952 el Dr. Sighard F. Hoerner publicó "Aerodynamic shape of the wing tips", donde redefine estas terminaciones como "Álabes inclinados"[6].

En 1970 por la llamada crisis del petróleo, el precio de este subió hasta 10 veces su valor [7], este acontecimiento impulsó aún más las investigaciones hacia la mejora de eficiencia aerodinámica disminuyendo el arrastre inducido para aumentar la autonomía de las aeronaves y reducir el consumo de combustible. Richard Travis Whitcomb en 1976, refinó la idea de placas verticales en las puntas de las alas y las renombró como "winglets"que es una aleta con ángulo Cant de 90° que se mide con respecto al plano alar. Whitcomb aseguraba que este agregado reduciría la resistencia inducida en un 20 % y el ahorro de combustible oscilaría entre un 6 % a un 7 % incrementando su alcance [8].Ya en el año de 1994 el Dr. Louis B. Gratzer patentó una punta de ala conocida como "Blended Winglet.º aleta simple que a diferencia del winglet el ángulo de Cant no supera los 65° [9], siendo este, uno de los más utilizados por la compañía Boeing.

## 1.2. Planteamiento del problema de investigación y su justificación

Los vórtices de punta de ala son un resultado inevitable de la sustentación que producen las alas de envergadura finita. La estela de vórtices que se genera en una aeronave se desarrolla como consecuencia de los vórtices de punta de ala y el desprendimiento de capa límite en el borde de fuga a lo largo de la envergadura del ala. Para reducir este fenómeno se han generado dispositivos de punta de ala como el "Blended Winglet" o aleta simple que disminuye la vorticidad en la punta de ala.

Para el equipo de investigación IMPETUS INDOMITUS de la Universidad del Valle, es de interés la creación de una plataforma aeronáutica eficiente, que permita autonomía y desarrollo de nuevas tecnologías para el equipo. Sin embargo, el principal problema de este proyecto es la ausencia de verificación experimental en el contexto local que permita la comparación de resultados numéricos o analíticos, por lo anterior, se propone la realización de la verificación con la finalidad de conocer la diferencia de eficiencia aerodinámica para un ala barrida con aleta simple con respecto a un ala barrida sin aleta simple.

Este proyecto se enfocará en un estudio aerodinámico experimental con verificación numérica o analítica para comparar el comportamiento de un ala barrida con y sin aleta simple, respondiendo a £Cuál es la diferencia en la eficiencia aerodinámica entre un ala barrida con aleta simple y un ala barrida sin aleta simple, considerando la reducción de vórtices de punta de ala y el impacto en el rendimiento de los modelos?

### 1.2.1. Árbol del problema

En esta sección, en la Figura 1.1 se presenta el árbol de problemas con respecto a la ausencia local de verificación experimental aerodinámica de una aleta simple en un ala barrida, ausencia, que forma la base que se utilizará para desarrollar el proyecto.

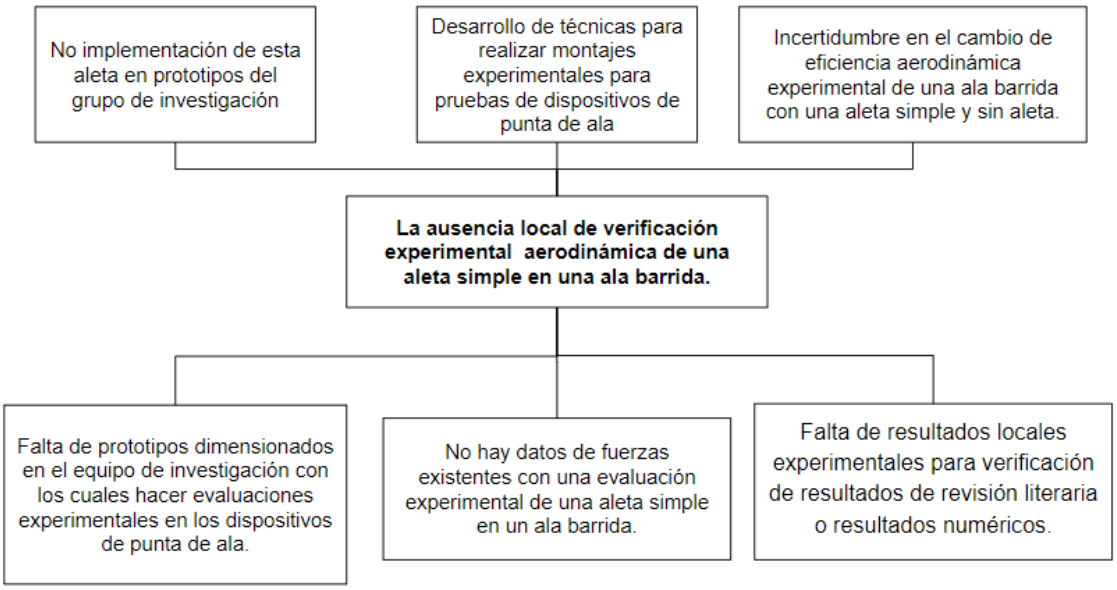



**Figura 1.1:** Árbol de problemas del proyecto

## 1.3. Estado del arte

Con el fin de identificar e investigar los principales avances obtenidos a la fecha en esta área del conocimiento se hará un recorrido por los trabajos desarrollados a nivel local e internacional.
Felix C. y Marquez F. en 2011 en el Instituto Politécnico Nacional de Peru, hicieron la evaluación numérica mediante mecánica de fluidos computacional (CFD) así como la evaluación experimental de diferentes dispositivos de punta de ala. Para validar los resultados de las simulaciones se evaluaron experimentalmente dos alas, una con winglet y la otra con el dispositivo Aleta simple, siendo este último el que generó una mayor eficiencia. Los resultados que obtuvieron indican que con todas las configuraciones de dispositivos de punta de ala probados se mejoró la eficiencia entre 4 % a 9 % para un ala simple, sin embargo, dependiendo de si se desea disminuir el arrastre inducido, aumentar la sustentación o ambas, se debe elegir el tipo de dispositivo de punta de ala a incluir [11].
Nicolas R. El Haddad y Gonzales, L. en el año de 2016 en Embry-Riddle Aeronautical University de Estados Unidos, presentaron el diseño de un winglet para el avión de negocios Dassault Falcon 10 y seleccionaron la configuración que mostraba la mejor relación entre la reducción de la resistencia inducida, la resistencia parásita y el aumento del peso estructural, donde las variables de diseño eran la envergadura de las aletas y el ángulo de inclinación; para encontrar la geometría del winglet se uso CFD por el método RANS y los resultados obtenidos demostraron que el winglet 1545(geometría que se muestra en la Figura 1.2) era la mejor configuración para el avión. La reducción de la resistencia neta fue del 4,8 % a Mach 0,7 y del 2,5 % a Mach 0,8. Para condiciones de operación típicas, el alcance se incrementó en 66 millas marinas(NM) (4,3 %) y para una misión

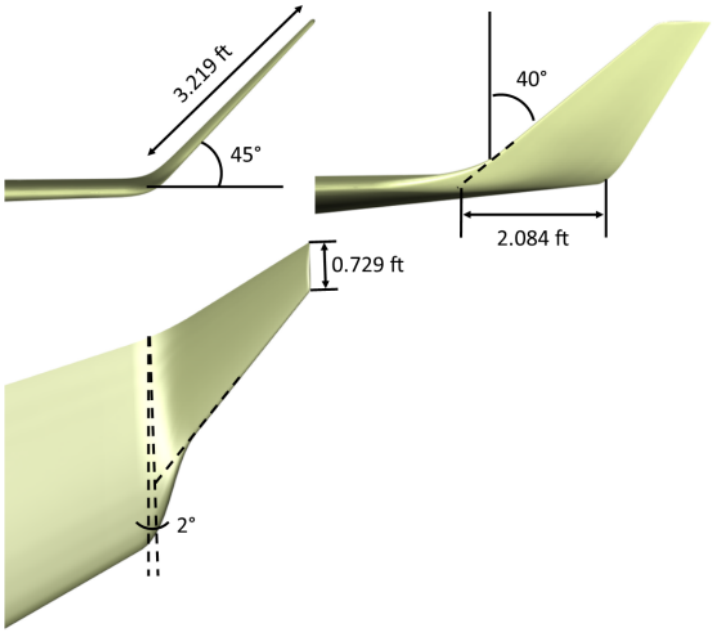
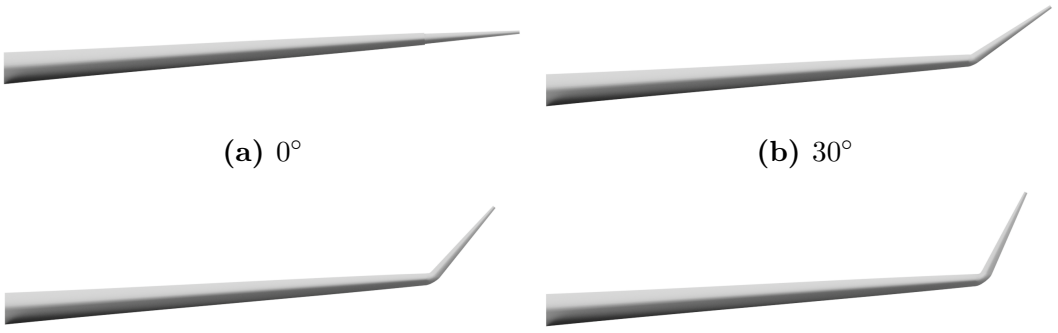



**Figura 1.2:** Aleta 1545 [10]

de 1200 NM, el consumo de combustible se redujo en 3,9 %. El aumento máximo de autonomía y el ahorro de combustible fueron del 3,3 % y del 3,8 %, respectivamente [10]. En 2013 Beechook, A. y Wang, J. en la universidad de Coventry de Reino Unido hicieron el estudio de cuál es el efecto de variar el ángulo de inclinación de la aleta en un perfil aerodinámico NACA 652218. En la figura 1.3 se muestran los ángulos cant que estudiaron, 0°, 30°, 45° y 60° con distintos ángulos de ataque.



**(a)** 0° **(b)** 30°

**(c)** 45° **(d)** 60°

**Figura 1.3:** Winglet con diferentes ángulos de cant

Para verificar los datos obtenidos mediante CFD a velocidades subsónicas, se evaluaron experimentalmente las 4 variaciones en un túnel de viento de circuito cerrado a nivel del mar y velocidades de 35 m/s. Los resultados indican que la configuración mas eficiente es el ángulo de Cant a 45řcon ángulo de ataque alto; no obstante, el autor afirma que tener la posibilidad de variar los ángulos de inclinación en las distintas etapas del vuelo puede aumentar la eficiencia y el rendimiento de este [12].
Lombana, C. en 2018, hizo un estudio en la Universidad de Valle de Colombia, donde realizo la evaluación numérica mediante CFD del avión colombiano AA-007 diseñado para fines agrícolas, al

cual se le incluyeron aletas con el fin de mejorar la eficiencia aerodinámica ($\frac{C_L}{C_D}$). En el documento usaron dos modelos: un ala sin aleta y otra winglet, con el fin de comparar la eficiencia aerodinámica de estos. Los resultados mostraron un aumento en el coeficiente de sustentación de hasta 6.65 % en un ángulo de ataque de 3.2ř y una disminución en el coeficiente de arrastre de hasta 7.71 % en un ángulo de ataque de 9.0ř . Así mismo, una representación visual de la vorticidad ilustró una reducción de los vórtices en las puntas de las alas debido al efecto de las aletas que actúan como una barrera para su desarrollo [13].

Velez, E. en el año de 2021 realizó la evaluación por CFD de dos configuraciones de dispositivo de punta de ala en la Universidad del Valle de Colombia. El modelo de simulación se configuró de la siguiente manera: un 5 % de intensidad de turbulencia, algoritmo de acoplamiento presión-velocidad SIMPLE, coeficiente de relajamiento de 0.75, inicialización estándar y el modelo de turbulencia k- estándar. Según los resultados, la mejor configuración es la aleta simple ya que esta mejoró en un 47.5 % con respecto al ala sin aleta y así mismo logró la reducción de la estela de vórtices aguas abajo. Además, el autor afirma que la mejor opción de construcción para pruebas experimentales es un dispositivo de punta de ala con un ángulo de inclinación de 45° y un ángulo de ataque de 5° [14].

Como se puede observar, se han hecho distintos trabajos que han generado modelos numéricos mediante CFD de los dispositivos de punta de ala, así como la verificación de estos de forma experimental, sin embargo, como se mencionó anteriormente en el contexto local no se han evaluado experimentalmente estos dispositivos y es por eso que se propone su desarrollo.

## 1.4. Objetivos

### 1.4.1. Objetivo General

Evaluar el desempeño aerodinámico de una aleta simple en un ala barrida.

### 1.4.2. Objetivos Específicos

1. Dimensionar el montaje experimental de un ala barrida sin aleta y otra con aleta simple para evaluar en un túnel de agua y/o un túnel de viento.

2. Evaluar experimentalmente Coeficiente de sustentación y coeficiente de arrastre de un ala barrida sin aleta y otra con aleta simple.

3. Verificar los resultados experimentales con resultados de revisión literaria o resultados numéricos.

## 1.5. Marco teórico

En esta sección se abordan las bases en las que se sustenta el proyecto, iniciando con los conceptos, bases matemáticas y teorías esenciales para el desarrollo del trabajo, así como los principios de la instrumentación requerida para la experimentación del proyecto.

Para entender como funcionan los dispositivos de punta de ala es necesario conocer los conceptos teóricos que fundamentan su desarrollo, pero, antes de esto, se deben definir los ejes coordenados como se observa en la Figura 1.4 entregando consistencia en las direcciones de todas las ecuaciones.

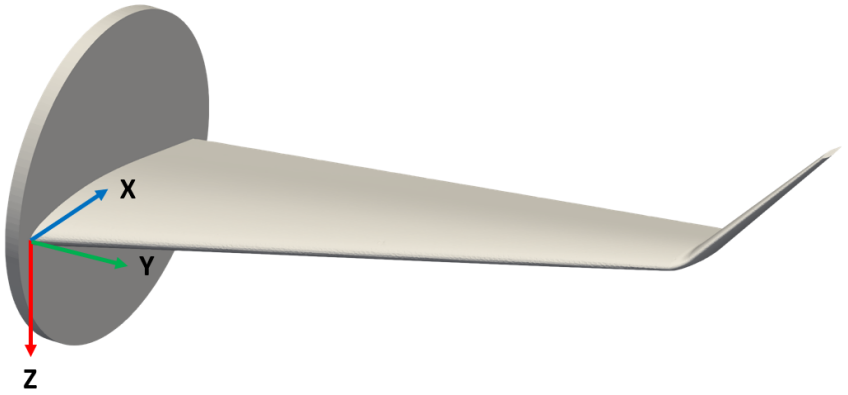



**Figura 1.4:** Orientación de los ejes coordenados en el modelo del ala con aleta

### 1.5.1. Fuerzas aerodinámicas

El flujo que rodea un cuerpo genera fuerzas sobre la superficie del perfil aerodinámico y la sumatoria de estas genera fuerzas en cada uno de los ejes coordenados.
**Dirección Z:** La fuerza de sustentación $L$ es la fuerza resultante de la suma de las fuerzas de presión generadas en la dirección $Z$ sobre la superficie del perfil del ala a lo largo de la envergadura.
**Dirección X:** En el eje $X$ se presenta el aire a velocidad de flujo libre $V_\infty$ que al entrar en contacto con el ala genera fuerzas de presión en la dirección $X$ sobre la superficie del perfil del ala a lo largo de la envergadura, de la cual, resulta una fuerza de arrastre $D$ que se resiste al movimiento relativo.
**Dirección Y:** El eje transversal tiene los flujos de aire secundarios o vientos cruzados los cuales generan una fuerza $F_V$.

### 1.5.2. Parámetros adimensiónales

Los parámetros adimensiónales son relaciones algebraicas resultado del producto entre variables físicas los cuales que carecen de unidades y que son usados para realizar comparaciones y análisis de comportamientos sin tener en cuenta las unidades de medida [15].

#### Coeficiente de sustentación

El coeficiente de sustentación $C_L$ es la relación que hay entra la fuerza de sustentación y la presión dinámica a la cual esta sometida un cuerpo [15] y esta se define a a continuación.

$$C_L = \frac{2L}{\rho v^2 A} \tag{1.1}$$

Donde $L$ es la fuerza de sustentación, $\rho$ es la densidad del fluido, $V$ es la Velocidad de referencia del fluido y $A$ es el área proyectada del ala en el plano $XY$.

### Coeficiente de arrastre

El coeficiente de arrastre $C_D$ es la relación que hay entra la fuerza de arrastre y la presión dinámica a la cual esta sometida un cuerpo [15] y esta se define a a continuación.

$$C_D = \frac{2D}{\rho v^2 A} \tag{1.2}$$

Donde $D$ es la fuerza de arrastre, $\rho$ es la densidad del fluido, $V$ es la Velocidad de referencia del fluido y $A$ es el área proyectada del ala en el plano $XY$.

### Numero de Reynolds

El numero de Reynolds es parámetro el cual tiene un incidencia importante cerca de una superficie fija, es decir cerca de donde hay gradientes de velocidad altos, además, permite clasificar el tipo de flujo al cual esta sometido un cuerpo [15].

$$Re = \frac{\rho V c}{\mu} \tag{1.3}$$

Donde $V$ es la Velocidad de referencia del fluido, $\rho$ es la densidad del fluido, $c$ la cuerda del perfil aerodinámico y $\mu$ la viscosidad dinámica del fluido.

## 1.5.3. Tipos de arrastre

En aerodinámica el arrastre es la fuerza que se opone al movimiento relativo que tiene un cuerpo a través de un fluido, y el cual se puede clasificar en dos tipos, por un lado el arrastre parasitario y por otro el arrastre inducido, los cuales se explican a continuación:

1. **Arrastre parasito**: El arrastre parásito es producido por todas las interacciones que no producen sustentación [16] y se presentan a continuación :
   - **Arrastre por interferencia:** Este se genera por la unión de dos superficies con diferentes características aerodinámicas como por ejemplo en la junta de un ala al fuselaje [16].
   - **Arrastre superficial:** Por la rugosidad de la superficie se generan un gradiente adverso de presión que producen desprendieminto de la capa limite [16].
2. **Arrastre inducido:** Es un efecto secundario de la producción de sustentación que se puede dividir en dos: Arrastre de ala y arrastre por vorticidad. En la sección 1.5.5 serán mejor explicados.

## 1.5.4. Perfil aerodinámico

Un perfil aerodinámico se define como la sección de un ala cortada paralelamente a la cuerda de la misma ala [17]. En 1930 el Comité Asesor Nacional para la Aeronáutica o NACA por sus siglas en ingles, comenzó a designar una nomenclatura para perfiles aerodinámicos que por su geometría reducen el arrastre para ciertas condiciones de flujo [18]. En la figura 1.5 se muestra la nomenclatura que identifica un perfil aerodinámico.

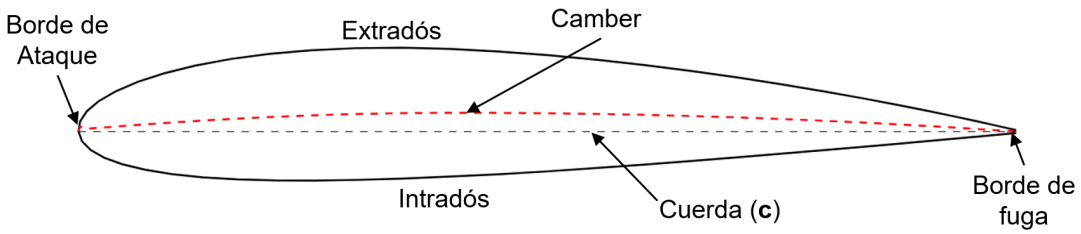



**Figura 1.5:** Nomenclatura de un perfil

El arrastre inducido tiene una contribución por la resistencia que impone el ala al entrar en un fluido con un ángulo de ataque $\alpha$ que se forma entre la dirección de la velocidad de flujo libre $U_\infty$ y la cuerda del perfil aerodinámico como se ve en la figura 1.6. Esto produce un viento relativo local que se inclina hacia abajo de cada sección aerodinámica, por lo tanto, cada sección local del ala que esta con ángulo geométrico $\alpha$ percibe un ángulo efectivo $\alpha_{eff}$.

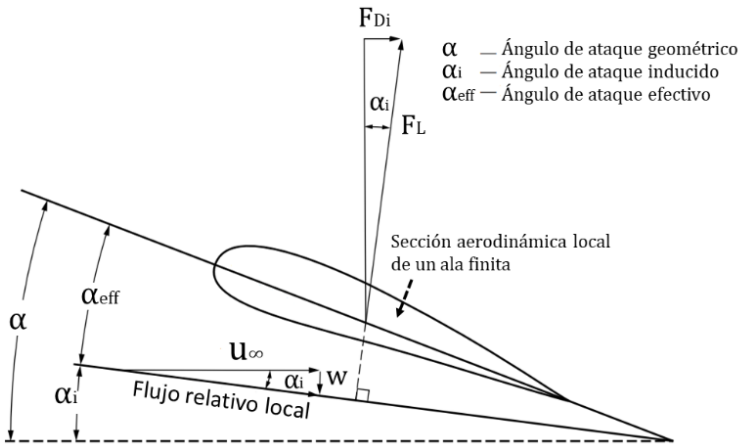



**Figura 1.6:** Efecto de la velocidad de flujo descendente en un perfil aerodinámico [19]

El vector de sustentación local en el perfil aerodinámico es perpendicular al ángulo inducido $\alpha_i$ que es la diferencia entre $\alpha$ y $\alpha_{eff}$. En consecuencia, existe una componente de arrastre asociada al vector de sustentación en dirección de la velocidad de flujo libre $U_\infty$ y perpendicular a la direccion del peso $W$ .

### 1.5.5. Estela de Vórtices

El arrastre inducido se genera debido a la producción de sustentación de un ala finita ya que esta desvía el aire a la parte inferior del ala generando una zona alta presión produciendo una estela de vórtices. Los vórtices son corrientes con trayectoria espiral que se pueden clasificar en forzados y libres: Por un lado los vórtices forzados se generan por un obstáculo que entra en contacto con un fluido real, ya sea un objeto fijo, un fluido con una velocidad contraria o demasiado baja con respecto al fluido real. Por otro lado los vórtices libres se generan por un gradiente de presión de una zona de mayor a otra de menor presión, esto hace que el flujo se desplace en dirección contraria al gradiente de presión [20].

La resistencia de vórtice es producida por los vórtices que se presentan en la punta del ala, los cuales se pueden clasificar como vórtices libres. En la figura 1.7 se muestra como los vórtices se generan debido a que en el intradós el fluido se encuentra a alta presión haciendo que este fluya en la punta del ala hacia el extradós donde hay una zona de baja presión.




**Figura 1.7:** Arrastre inducido por vórtices en las puntas de las alas [14]

La capa de esfuerzos cortantes libre se enrolla hacia arriba debido a la velocidad producida por el diferencial de presión desde el intrados y extrados que se produce en borde de salida y junto con el vórtice de punta de ala se fusionan en un solo vórtice para cada una de las semi-alas. Los vórtices toman una trayectoria helicoidal aguas abajo, a esto se le llama estela de vórtices y se pueden observar en la figura 1.8.

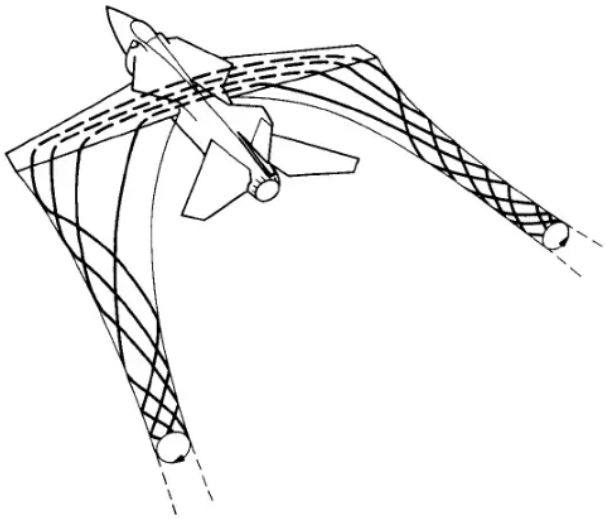


**Figura 1.8:** Estela de vórtices [21]

### 1.5.6. Ala barrida

Un ala barrida es un tipo de ala en flecha, es decir, no tiene forma rectangular sino que la el borde de ataque se encuentra atrasado con respecto a la raíz. Esta configuración permite que aumentar la velocidad Mach crucero por lo que uso en un flujo subsonico se utiliza principalmente para ajustar la estabilidad de vuelo y aumentar el número de Mach en el que el arrastre aerodinámico en un perfil aerodinámico o ala de avión comienza a aumentar rápidamente denominando Mach de divergencia de arrastre. Además, barrer el ala implica una reducción de la fuerza de sustentación

y la relación sustentación - arrastre por lo tanto, se requiere una mayor superficie de ala para una fuerza de sustentación equivalente. En un ala barrida la velocidad de flujo libre u1 se descompone en una componente normal un y otra paralela up al borde de ataque como se ilustra en la Figura 1.9. El ángulo de barrido de ala se denota con $\Lambda$.

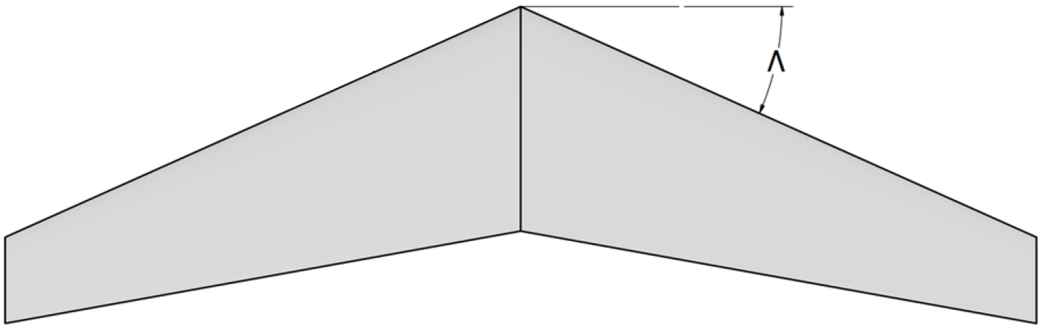



**Figura 1.9:** Ala barrida con velocidad de flujo descompuestas en las componentes normal y paralela al borde de ataque.

### 1.5.7. Dispositivos de punta de ala

Los dispositivos de punta de ala o aletas se diseñaron con el fin de aumentar la sustentación y reducir el arrastre generado por los vórtices de punta de ala. Las aletas deben corregir la distribución de sustentación en el ala, para reducir la energía cinética que tienen los vórtices en la punta del ala, lo que significa una disminución en la velocidad vertical del vórtice disminuyendo cantidad de aire que es afectado por ellos.
Los dispositivos de punta de ala tienen diferentes configuraciones y diseños, de los cuales que dependen si el arrastre y la sustentación se modifican. Uno de los dispositivos mas usado es el Blended winglet o aleta simple que permite la reducción del arrastre y aumenta la sustentación;y para caracterizarla es necesario conocer los parámetros geométricos de barrido de la aleta que se pueden ver en la Figura 1.10. El ángulo Toe es el cambio en el ángulo de ataque con respecto a ala, el ángulo de torsión es el cambio con respecto al plano frontal del ala, el ángulo de barrido define el desplazamiento de la punta de la aleta hacia atrás con a la raíz del ala, el radio es la medida de la curvatura de la unión entre el ala y la aleta, el ángulo cant o de inclinación se define con respecto al plano ala y la altura de la aleta con respecto a plano alar.

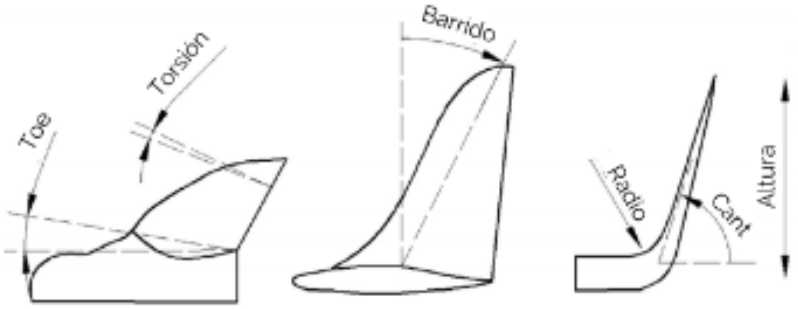



**Figura 1.10:** Nomenclatura dispositivo de punta de ala simple [9]

### 1.5.8. Dinámica de Fluidos Computacional

La dinámica computacional de fluidos se basa en la solucion de las ecuaciones de Navier-Stokes, que describen el movimiento de los fluidos. Estas ecuaciones son un conjunto de ecuaciones diferenciales parciales que representan la conservación de masa, momento y energía en un fluido. Resolver estas ecuaciones de manera exacta es un desafío debido a su naturaleza no lineal y a la complejidad del flujo en muchas aplicaciones prácticas. La ponderación temporal de las ecuaciones de Navier-Stokes es una de las herramientas disponibles para estimar el campo de velocidades turbulentas que aparecen cuando el número de Reynolds es alto, la inercia del fluido supera la tensión viscosa y el flujo laminar se vuelve inestable, lo que resulta en rápidas fluctuaciones de velocidad y presión, describiéndose el flujo como turbulento. El flujo turbulento trata con escalas de longitud y tiempo expresadas en frecuencias y longitudes de onda, la cuales pueden estudiarse mediante el análisis de Fourier de la historia temporal del flujo turbulento [22]. Ésta es la razón por la que los modelos de turbulencia evitan el problema de clausura, es decir, crean un número suficiente de ecuaciones para resolver todas las incógnitas.
Las ecuaciones de conservación de masa y momento se reescriben de tal manera que el término convectivo permanezca en forma de conservación (ecuaciones de Navier-Stokes en forma de conservación), luego se promedian en el tiempo y las ecuaciones 1.4 y 1.5 se obtienen, las cuales se conocen como ecuaciones RANS (ecuación de Navier-Stokes promediada por Reynolds).

$$\frac{\partial U_i}{\partial x_i} = 0 \tag{1.4}$$

$$\rho\frac{\partial U_i}{\partial t} + \rho\frac{\partial}{\partial x_j}(U_j U_i + \bar{u_j'}\bar{u_i'}) = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j}(2\mu S_{ji}) \tag{1.5}$$

Otra diferencia entre las ecuaciones de momento instantáneas y promediadas en el tiempo es la presencia de la correlación $\bar{u_j'}\bar{u_i'}$. La expresión anterior se conoce como el tensor de tensión específico de Reynolds y es la transferencia de impulso promediada en el tiempo debido a la perturbación. $S_{ji}$ es el tensor de velocidad de deformación, $x_i$ es el vector de posición y P es la presión [22].

#### 1.5.8.1. Modelos de turbulencia

Un problema de las ecuaciones RANS es que en el proceso de promedio se crean 6 nuevas incógnitas, por lo que ahora se tienen 10 variables desconocidas (1 presión, 3 velocidades y 6 esfuerzos) y 4 ecuaciones (1 continuidad, 3 componentes de las ecuaciones de Navier Stokes), faltando 6 ecuaciones para que el problema tenga la misma cantidad de incógnitas y ecuaciones, que es a lo que se conoce como el problema de clausura (turbulence closure problem) [23]. Existen varios modelos de turbulencia que según su complejidad aumenta o reduce el costo computacional en función a esta característica se pueden clasificar como se ve en la figura 1.11

#### 1.5.8.2. Modelo de dos ecuaciones $k-\omega$ SST

El modelo $k-\epsilon$ ($k$ es la energía cinética turbulenta y $\epsilon$ es la disipación de energía cinética)predice satisfactoriamente un flujo turbulento en corriente libre, pero, cerca a las paredes, la predicción no es la mejor debido a los gradientes de presión adversos presente en la capa límite [24]. El modelo $k-\omega$ ($\omega$ tasa de disipación específica de la energía cinética turbulenta) es más sensible a los gradientes adversos de presión, por lo que calcula de una forma más precisa la capa limite, sin embargo, esto lo aumenta el tiempo de computación en la zona de flujo libre[25]. Menter observo

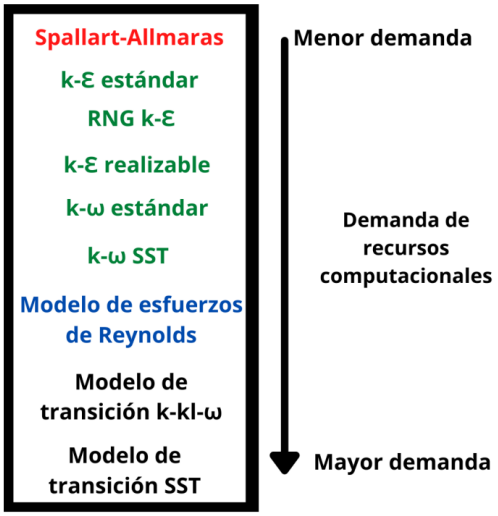



**Figura 1.11:** Modelos de turbulencia RANS según el coste computacional [14]

esto y propuso un modelo de dos ecuaciones que combina el modelo $k-\omega$ en la zona cercana a la pared y el modelo $k-\epsilon$ en la zona de flujo turbulento lejos de la pared [24]. A este modelo se le conoce como $k-\omega$ SST (shear-stress transport-model o modelo de transporte de esfuerzo cortante de Menter)[26][25].
Las ecuaciones que se añaden para $k$ y $\omega$ en el modelo $k-\omega$ SST son:

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}\left(\rho u_j k - (\mu + \sigma_k \mu_t)\frac{\partial k}{\partial x_j}\right) = \tau_{ij} S_{ij} - \beta^* \rho \omega k \tag{1.6}$$

$$\frac{\partial \rho \omega}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}\left(\rho u_j \omega - (\mu + \sigma_k \mu_t)\frac{\partial \omega}{\partial x_j}\right) = P_\omega - \beta \rho \omega^2 + 2(1-F_1)\frac{\rho \sigma_{\omega 2}}{\omega}\frac{\partial k}{\partial x_j}\frac{\partial \omega}{\partial x_j} \tag{1.7}$$

Los términos $\sigma_{\omega 2}$, $\sigma_k$, $\beta$, $\beta_*$ son constantes con valores que se propusieron por Menter [26]. $\tau_{ij}$ es el tensor de esfuerzos de Reynolds. La función $F_1$ es una función auxiliar y $P_\omega$ es la producción neta por unidad de disipación que se define en la ecuación 1.8 [26].

$$P_\omega = \gamma \frac{\omega}{k}\tau_{ij}\frac{\partial u_i}{\partial x_j} \tag{1.8}$$

Donde $\gamma$ es una constante del modelo Para que este modelo de turbulencia aplique el modelo $k-\omega$ en las zonas cercanas a la pared con influencia de capa límite y el modelo $k-\epsilon$ en las zonas de flujo libre se planteó la función $F_1$.Esta función se define en la ecuación 1.9 [26].

$$F_1 = tanh\left\{min\left[max\left(\frac{\sqrt{k}}{0{,}09\omega y}; \frac{500\mu}{\rho y^2 \omega}\right); \frac{4\rho\sigma_{\omega 2} k}{CD_{k\omega} y^2}\right]\right\} \tag{1.9}$$

El termino $y$ es la distancia a la pared y la parte positiva de la difusión cruzada es $CD_{k\omega}$ que define como la energía cinetica turbulenta se redistribuye y cómo los efectos de disipación varían en diferentes zonas del flujo. $CD_{k\omega}$ se definido en la ecuación 1.10 [26].

$$CD_{k\omega} = max\left(\frac{\rho\sigma_{\omega 2}}{\omega}\frac{\partial k}{\partial x_j}\frac{\partial \omega}{\partial x_j}; 10^{-20}\right) \tag{1.10}$$

La viscosidad turbulenta se define como:

$$\nu_t = \frac{a_1 k}{\text{máx}(a_1\omega, SF_2)} \tag{1.11}$$

Donde la $a_1$ es un coeficiente empírico, $S$ es la magnitud de la tasa de deformación y $F_2$ es una función que ajusta la viscosidad turbulenta en la transición entre los modelos $k-\omega$ y $k-\epsilon$, esta se define a continuación:

$$F_2 = \tanh\left[max\left(\frac{\sqrt{k}}{0{,}09\omega y}; \frac{500\mu}{\rho y^2 \omega}\right)\right]^2 \tag{1.12}$$

#### 1.5.8.3. Distancia de pared adimensional ($y^+$)

Debido a la complejidad del flujo alrededor de una pared, se formuló la distancia de pared adimensional ($y^+$). Él $y^+$ se basa en la velocidad local de las celdas en contacto con la pared, y define si la influencia de las celdas adyacentes es laminar o turbulenta.

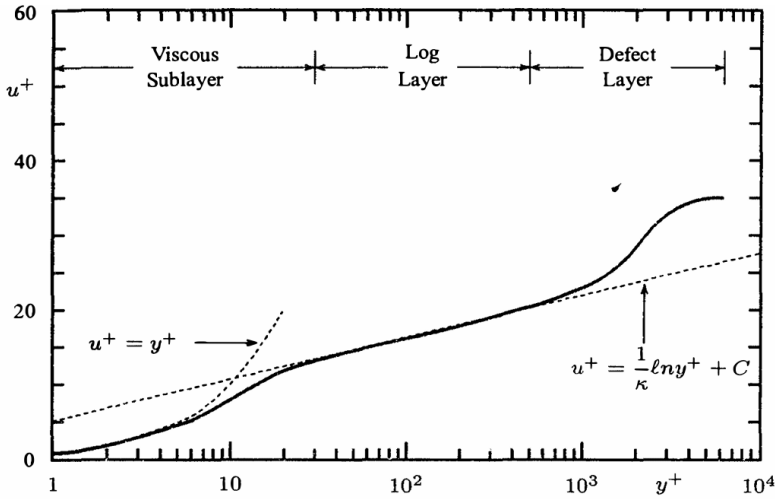



**Figura 1.12:** Composición de la capa límite turbulenta [22]

En la figura 1.12 muestra las 3 subdivisiones de la región de la capa límite turbulenta. Hay una región donde se asume que hay perfiles de velocidad laminares y se denomina la sub capa viscosa con un $y+ < 5$, una región de amortiguamiento para $5 < y+ < 30$ y la zona de ley logarítmica para $y+$ entre 30 y 300, donde la domina la cizalla turbulenta.

### 1.5.9. OPENFOAM

El software Open Source Field Operation and Manipulation (OpenFOAM) es un software de código abierto, el cual fue publicado por la compañía OpenCFD en el año 2004 [27] para después dividirse en dos empresas diferentes. Este software se basa en el lenguaje de programación $C++$ mediante la creación de bibliotecas. Uno de sus usos es que permite resolver ecuaciones de flujo y transferencia de calor, posibilitando el uso de esta herramienta en gran cantidad de aplicaciones como la aerodinámica, hidrodinámica, y aplicaciones industriales como la industria marítima, aviación, ingeniería de procesos, bioingeniería, y demás.

#### 1.5.9.1. Funcionamiento

El software corre archivos ejecutables que se conocen como aplicaciones, lo cuales se conocen usualmente como *utilities* que están diseñadas para realizar tareas que incluyen la manipulación de datos y los *solvers* hechos para resolver problemas específicos en mecánica del continuo. OpenFOAM proporciona una amplia variedad de *solvers* para diferentes tipos de problemas, incluyendo flujos laminares y turbulentos, transferencia de calor, reacciones químicas, interacción fluido-estructura, entre otros.
Para el funcionamiento de OpenFOAM, este software provee de herramientas para el preprocesamiento y postprocesamiento, su estructura se puede ver en la imagen 1.13. El preprocesamiento está compuesto por utilidades y herramientas de mallado como lo son blockMesh y snappyHexMex que se explicaran posteriormente. Para la solución del caso de estudio, el usuario tiene la posibilidad de crear o personalizar las aplicaciones o simplemente usar los casos que OpenFOAM tiene incluidos en su librería. El postprocesamiento se puede hacer mediante varias herramientas, siendo una de ellas Paraview.

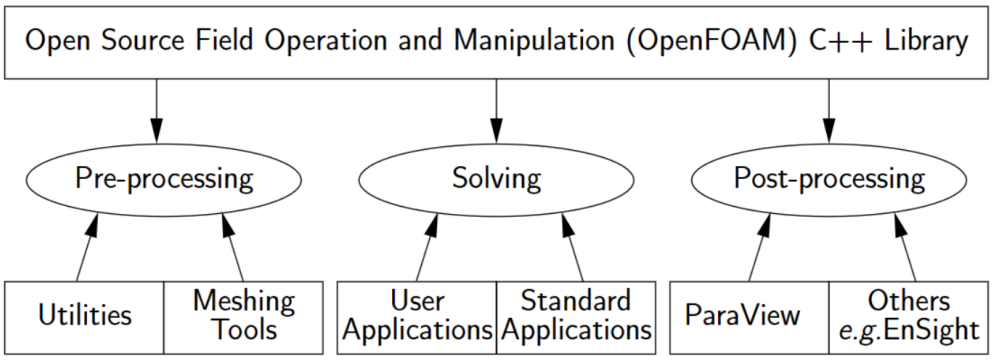



**Figura 1.13:** Estructura de OpenFOAM [28]

La estructura de los casos de estudio tienen una composición general que es mostrada en la figura 1.14. La informacion para el preprocesamiento, solución y postprocesamiento se almacena en scripts dentro de las carpetas **0, contant** y **system**. Estas carpetas que están dentro de cada caso pueden tener algunas diferencias con respecto a lo presentado en la figura 1.14, sin embargo, se muestra las características principales.
A continuación se explicarán cada una de las carpetas.

- **Directorio temporal (0):** Esta carpeta contiene las condiciones iniciales como lo son la velocidad (U) y presión (p). Para casos donde se introduzcan modelos de turbulencia podría incluir la energía cinética turbulenta (k), tasa de disipación específica (omega), tasa de disipación específica turbulenta (épsilon) y la viscosidad turbulenta (nut). La inclusión de estos directorios se hacen según la necesidad.

- **Constan:** Dentro de esta carpeta se definen el modelo de turbulencia en el archivo guion $turbulenceProperties$, las propiedades del fluido con el que se va a trabajar en el archivo guion $trasportProperties$ y una descripción completa de la malla con la que se va a trabajar en la carpeta $polyMesh$.

- **System:** Esta carpeta contiene los directorios con los parámetros de solución para el caso de trabajo, tal como son:

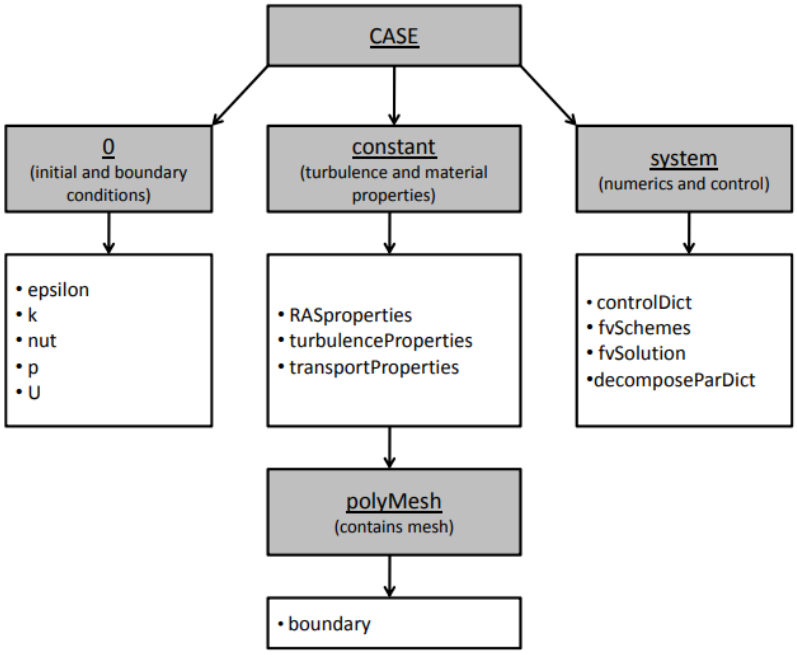



**Figura 1.14:** Estructura casos de estudio [29]

- *controlDict*: Aquí se fijan los parámetros de inicio y fin de la simulación, paso temporal y con qué frecuencia guardar los datos de salida.
- $fvShemes$: Se define la discretizacion numérica con la cual se va a dar solución al conjunto de ecuaciones implicadas en el caso durante el tiempo de ejecución.
- $fvSolution$:Se establecen la forma de solucionar las ecuaciones, las tolerancias permitidas y los algoritmos de control de la ejecución.

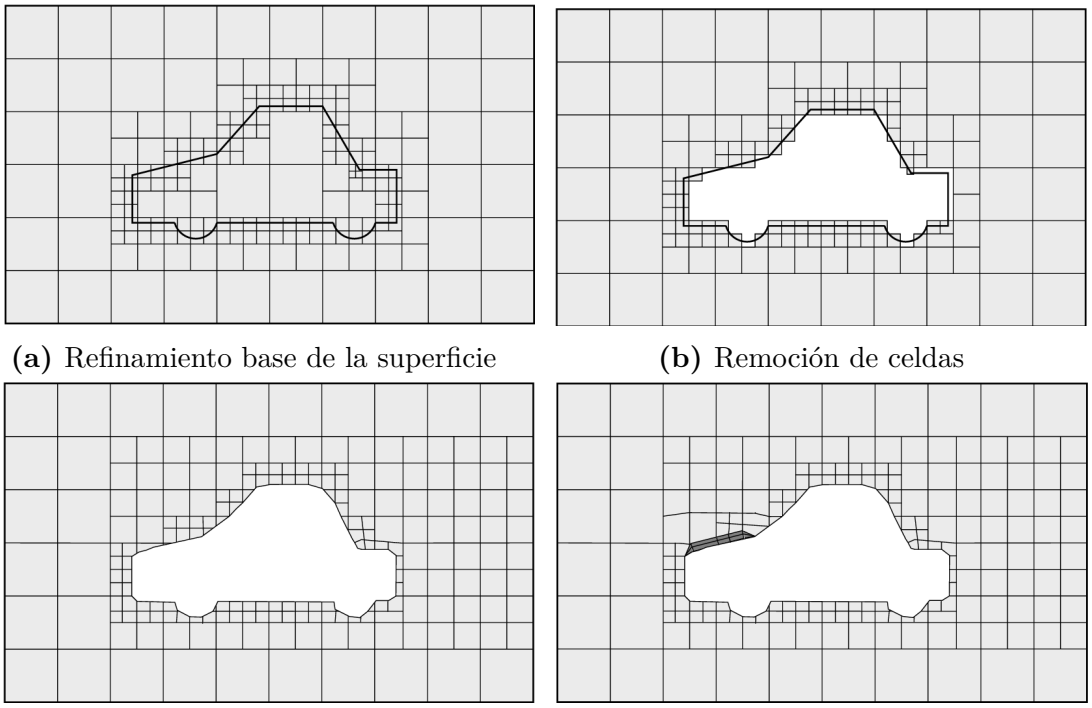
#### 1.5.9.2. Herramientas de mallado

OpenFOAM cuenta con distintas herramientas para hacer mallas en cada caso de estudio, sin embargo, las dos más usadas son blockMesh y snappyHexMesh, y que se explicaran a continuación:

- $blockMesh$: Esta es una utilidad para generar mallas estructuradas con elementos hexaédricos, en el que se especifica el número de divisiones, además, se puede dar gradiente en el tamaño de las celdas y curvas en sus bordes. Además, se establece el nombre de cada una de las fronteras. Esta rutina permite dividir en 1 o más bloques hexaédricos el dominio en el cual se hará la simulación.

- $snappyHexMesh$: Esta rutina permite crear mallas 3D alrededor de geometrías complejas mediante la triangulación de la superficie de la geometría. Para usar esta herramienta es necesario tener una malla con elementos hexaédricos, tener una relación de aspecto de 1 o muy cercana y la superficie de la geometría debe cruzar la malla que se está creando.

  Antes de ejecutar snappyHexMesh, también es necesario extraer las superficies con las que se va a trabajar, siendo estas un archivo tipo Stereolithography (.stl) o .obj. Para esta tarea es necesario usar la rutina $surfaceFeaturExtract$, que extrae las líneas características de los archivos de la superficie, lo cual solo es posible de hacer cuando estas son cerradas.



**(a)** Refinamiento base de la superficie **(b)** Remoción de celdas

**(c)** Refinamiento de superficie **(d)** Celdas de superficie

**Figura 1.15:** Procesos de creación de malla con snappyHexMesh [28]

El proceso para la creación de malla hecho por snappyHexMesh es en tres pasos:

- **CastellatedMesh:** Inicialmente, se refina todas las celdas que están en contacto con la superficie de la geometría hasta que se hace en el directorio $refinamentSurfaces$, donde se selecciona el nivel de refinamiento dando nivel mínimo y máximo, como se puede ver en la figura 1.15a. Después de hacer el refinamiento se remueven las celdas que estén dentro o fuera de la región que la superficie encierra, esto se configura $localitationInMesh$ donde se ubica un punto dentro o fura de la superficie. Este punto selecciona la región de la malla que se mantiene o elimina. Se puede ver este proceso en la figura 1.15b, donde se remueven las celdas que están al interior de la superficie.
- **Snnap:** Este proceso se ve en la figura 1.15c, y su función es hacer que se mueven los vértices de las celdas de contorno hacia la superficie, esto con el fin de deshacer la malla escalonada que deja castellatedMesh. Estos desplazamientos se hacen una cantidad de iteraciones determinadas en el diccionario o hasta que se cumplan los requerimientos de calidad de la malla.
- **AddLayers:** Aquí se añaden capas en las de la superficie como se ve en la figura 1.15d.

## 1.6. Instrumentación

Para cumplir con los objetivos del este trabajo se implementaron en este trabajo fueron:

- **Túnel de viento**: Un túnel de viento es un dispositivo experimental que permite comprobar el comportamiento de un cuerpo en condiciones controladas a una velocidad del flujo de aire.

Estos se pueden utilizar para medir fuerzas de arrastre y sustentación, imitando condiciones de flujo a la que un dispositivo como un avión pudiera estar expuesto. Consisten en una sección de prueba que en el caso de los que son usados en aerodinámica se busca controlar el desprendimiento de capa límite restringiéndole a tener el menor espeso posible.

- **Balanza aerodinámica**: Este instrumento permite medir las diferentes fuerzas como lo son el arrastre, sustentación y fuerza de viento cruzado. Por lo general no importa las diferentes configuraciones de esta, ya que en funcionamiento todas deben permitir el movimiento en las direcciones que se desea medir la fuerza. Para medir la fuerza generada se usan celdas de carga que tienen diferentes posiciones dependiendo de la configuración del dispositivo.

- **Tarjeta de adquisición de datos (DAQ)**: La etiqueta de adquisición de datos (hardware) actúa como una interfaz entre la computadora y las señales físicas, es decir, la información recopilada por el sensor se envía al DAQ, que convierte el código del mundo real en un código digital, como si fuera un traductor de un idioma a otro para que el sistema digital (cualquier computadora o dispositivo electrónico) comprenda señales similares.

  La tarjeta de adquisición de datos consta de tres partes principales: un lado es el circuito de acondicionamiento de señal, el convertidor analógico a digital (ADC) y finalmente el bus de la computadora.

- **Impresora 3D**: Una impresora 3D permite producir figuras con volumen a partir de un modelo previamente hecho en un ordenador. La impresión es posible mediante el calentamiento de filamento de poliláctico láctico (PLA).

## 1.7. Metodología

La metodología empleada para este proyecto se basa en el trabajo paralelo entre la realización de simulaciones y la realización de componente experimental, además, a lo largo de la realización de cada fase se fue incluyendo información en el documento final como se ve en la figura 1.16. En la Tabla 1.1 se listan unas actividades realizadas para culminar este trabajo.

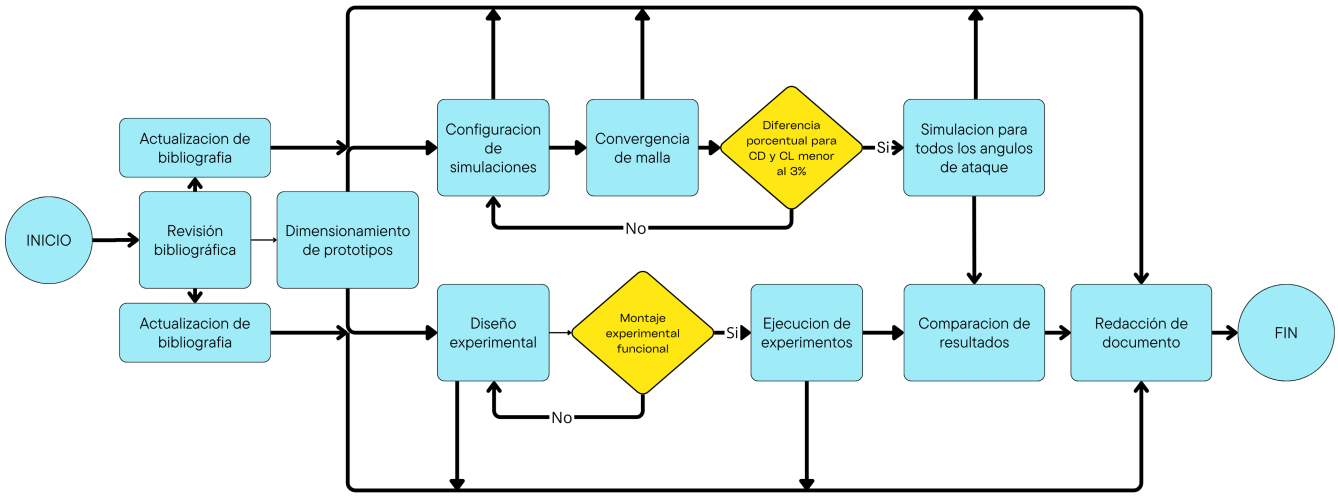



**Figura 1.16:** Diagrama de flujo sobre la metodología del proyecto

**Tabla 1.1:** Metodología de ejecución del proyecto

| METODOLOGIA | | | |
|---|---|---|---|
| **OBJETIVO** | **ACTIVIDADES** | **COMO** | **ENTREGABLE** |
| Explorar el desempeño aerodinámico de una aleta simple en una ala barrida | Evaluación experimental del escalamiento geométrico y dinámico de una aleta simple en un ala barrida | Escalamiento, construcción, experimentación y comparación de resultados experimentales con simulaciones. | Documento final de trabajo de grado |
| Dimensionar el montaje experimental de un ala barrida sin aleta y otra con aleta simple para evaluar en un túnel de agua y/o un túnel de viento | Medición las zona de pruebas en el túnel de agua o túnel de viento | Acción solo en caso de usar el túnel del viento | Construcción de montaje experimental |
| | Dimensionamiento del ala con aleta y sin aleta | Basados en literatura y CAD | |
| | Manufactura de prototipos de ala | Fabricación mediante manufactura aditiva | |
| | Montaje y calibración de instrumentación | Búsqueda de sensores, fabricación de acoples y medición de condiciones ambientales | |
| Evaluar experimentalmente Coeficiente de sustentación y coeficiente de arrastre de un ala barrida sin aleta y otra con aleta simple. | Establecer las condiciones de operación del túnel de agua o túnel de viento | Caracterizar el túnel de agua o de viento | Regristo del coeficiente de sustentación y arrastre |
| | Variación de condiciones de operación del ala | Variación de ángulo de ataque del ala. | |
| | Adquisición de datos | Realización de correcciones y verificación de datos | |
| Verificar los resultados experimentales con resultados de revisión literaria o resultados numéricos. | Búsqueda de referencias bibliográficas | Búsqueda de referencias bibliográficas | Comparacion de resultados experimentales con resultados numericos |
| | Realización simulaciones numéricas | Definir los modelos de turbulencia, exportar geometría al un software para CFD | |
| | Verificar los valores de coeficiente de sustentación y coeficiente de arrastre | | |

# 2. Dimensionamiento prototipos

En este capítulo se dimensiona un ala barrida y sus aletas, donde se describen los parámetros geométricos para la construcción del ala, tales como, perfil aerodinámico, cuerda, ángulo de barrido, diedro, envergadura y los parámetros de diseño del ala con la aleta.

## 2.1. Parámetros geométricos del ala

En esta sección se presentarán los parámetros geométricos de un ala barrida con aletas, incluyendo el ángulo de barrido y las características de las aletas. Estos parámetros son esenciales para optimizar el rendimiento aerodinámico y la estabilidad de la aeronave.

### 2.1.1. Perfil aerodinámico

Para el presente proyecto se planteó el uso de un perfil aerodinámico que fue seleccionado mediante una búsqueda en Airfoil Tools, que es una herramienta que permite buscar, comparar y dibujar distintos tipos de perfiles aerodinámicos. Se filtraron mediante un espesor mínimo del 10 % asegurando la rigidez del ala y que el perfil sea simétrico. Adicionalmente, se realizó una búsqueda comparativa que consideró la relación entre el coeficiente de sustentación $C_l$ y el coeficiente de arrastre $C_d$ para los números de Reynolds de $5x10^4$ y $1x10^5$, debido a que el número de Reynolds basado en la cuerda ($Re_c$) con que se trabajó es de 63.000. Después de este análisis, se determinó que el perfil simétrico NACA 63-015 y se muestra en la figura 2.17, que se realizó con datos tomados de Airfoil Tools [30].

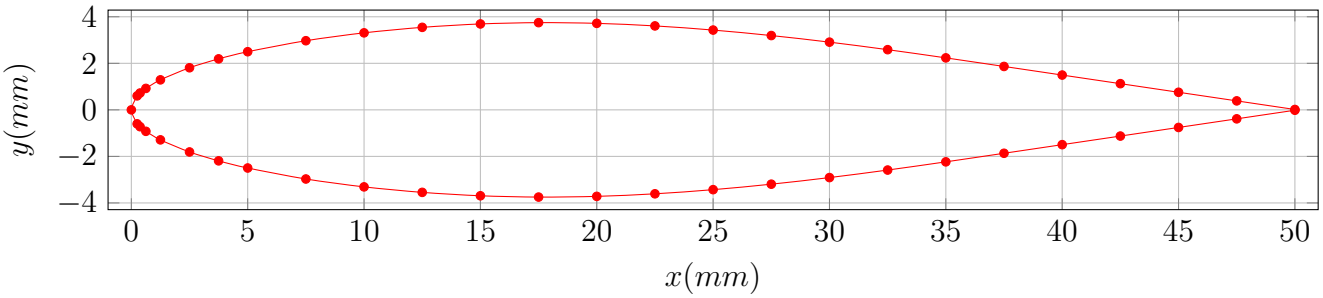
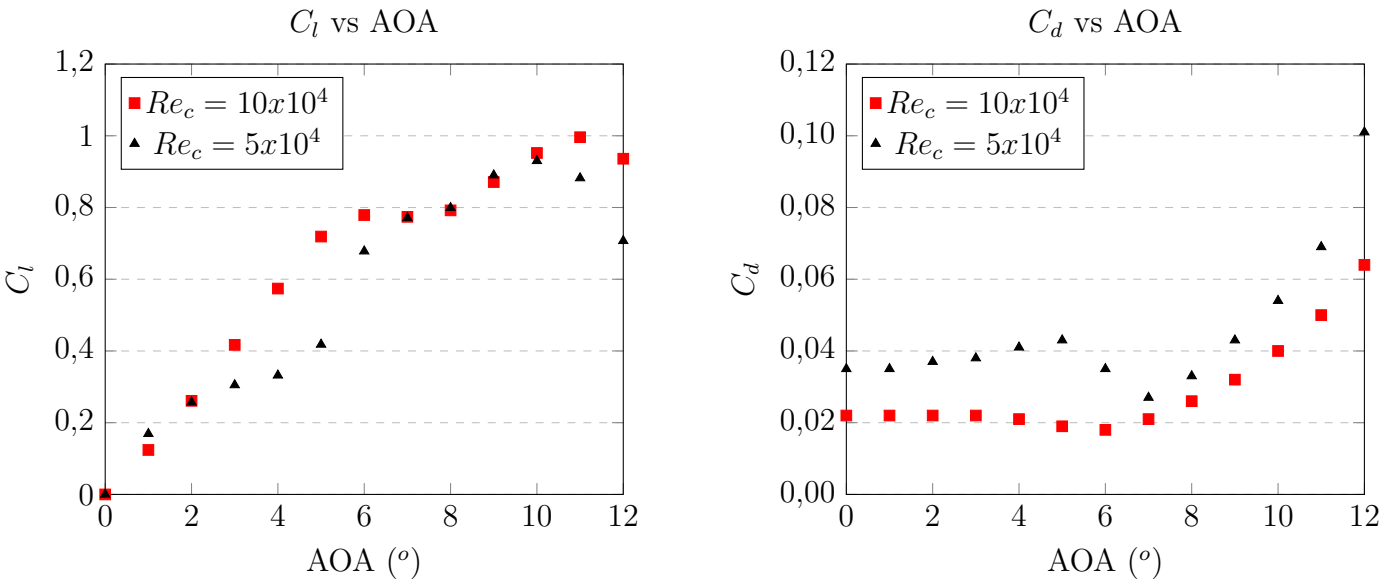



**Figura 2.17:** Perfil NACA 63-015A con cuerda de 50 mm

Los valores de coeficiente de sustentación $C_l$ y coeficiente de arrastre $C_d$ se encuentran graficados en las figuras 2.18a y 2.18b respetivamente. Los datos se tomaron a ($Re_c$) de $5x10^4$ y $1x10^5$, cubriendo un rango de ángulos de ataque desde 0 grados hasta 12 grados. Estos ángulos de ataque específicos se han seleccionado como los puntos clave para las pruebas experimentales. Esta

representación gráfica proporciona una comprensión visual clara de cómo cambian los coeficientes aerodinámicos con respecto al ángulo de ataque. Estos datos son fundamentales para comprender el comportamiento aerodinámico del objeto en estudio, especialmente en términos de generación de sustentación y resistencia al avance.




**(a)** Coeficiente de sustentación a varios ángulos de ataque.

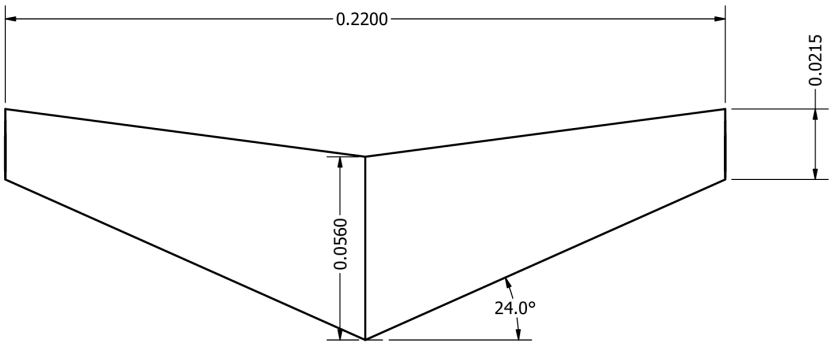
**(b)** Coeficiente de arrastre a varios ángulos de ataque.

**Figura 2.18:** Coeficientes aerodinámicos [30]

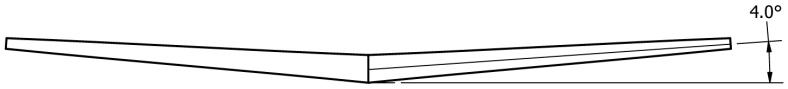
## 2.2. Dimensionamiento del Ala

El proceso de dimensionamiento del ala barrida se llevó a cabo considerando previos trabajos realizados por el equipo de investigación IMPETUS INDOMITUS. Se ajustaron las características físicas del ala de acuerdo con los requisitos necesarios para su construcción y posterior evaluación en el túnel de viento. El prototipo se caracteriza por tener unas dimensiones específicas, que incluyen la envergadura ($b$) de la aeronave (la distancia entre las puntas del ala) que es de 22 cm, así como la longitud de la cuerda de raíz ($c_r$) de 5.6 cm y la longitud de la cuerda de punta del ala ($c_A$) de 2.15 cm, estas medidas se hicieron de acuerdo a la sección de prueba del túnel de viento del equipo IMPETUS INDOMITUS de la Universidad del Valle.

En cuanto a la configuración del ala, se optó por un ángulo de barrido ($\Lambda$) de 24°, que se basó en investigaciones previas, particularmente en el trabajo de Manquillo F. del 2022 [19]. El ángulo diedro ($\delta$) del ala se definió en función de la línea de envergadura del ala y una línea horizontal trazada desde la cuerda de raíz de la aeronave, manteniendo un ángulo de 4°, siguiendo la referencia de Velez E. del 2022[14].




**(a)** Vista Superior(Dimensiones de longitud en metros)




**(b)** Vista frontal

**Figura 2.19:** Dimensiones de ala

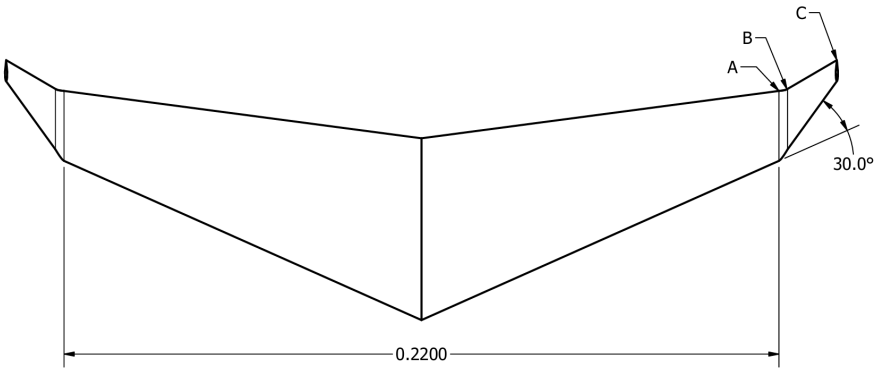
Estos valores geométricos específicos, mencionados anteriormente, se pueden apreciar con mayor claridad en la Figura 2.19, que proporciona una representación visual de la configuración del ala. En la tabla 2.2 se hace un resumen con los parámetros del diseño del ala.

**Tabla 2.2:** Parámetros de diseño ala

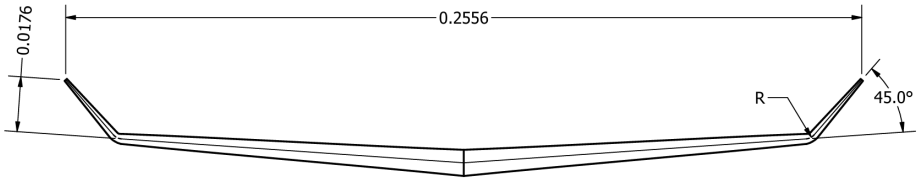
| Parámetro | Nomclatura | Valor |
|---|---|---|
| Envergadura[m] | $b$ | 0.22 |
| Cuerda de raíz [m] | $c_r$ | 0.056 |
| Cuerda de punta de ala [m] | $c_A$ | 0.0215 |
| Ángulo de barrido ° | $\Lambda$ | 24 |
| Ángulo de diedro ° | $\delta$ | 4 |

## 2.3. Dimensionamiento de ala con aletas

La patente de 1994 con código US005348253A de Louis Gratzer [9] es la base para hacer el diseño de la aleta que se acopló al ala. La altura de la aleta ($h$) se mide desde la línea generada entre el borde de ataque del perfil en la base del ala y la punta del ala perpendicularmente. Seguidamente, debido a la falta de una especificación para determinar el valor de ($h$) en la patente, se toma como base lo hecho por Velez E. [14], que es del 16 % de la semi-envergadura del ala. El ángulo de barrido para la aleta ($\Lambda_w$)debe ser menor a 65° y por Guerrero et al. [31] se establece un valor de $\Lambda_w = 60°$, debido a que presento los mejores resultados en ese estudio. El ángulo de cant ($\Phi_w$) es el ángulo que forma la aleta con respecto a la línea generada entre el borde de ataque del perfil en la base del ala y la punta del ala. Este se definió teniendo en cuenta el diseño de la aleta entregado por Velez [14], por consiguiente se especifica qué $\Phi_w = 45°$.




**(a)** Vista Superior




**(b)** Vista frontal

**Figura 2.20:** Dimensiones del ala con aleta

El radio de curvatura entre se usa la siguiente ecuación propuesta por Gratzer [9].

$$\frac{R}{h} = \frac{K_R cos(\frac{\Phi_w}{2} + \frac{\pi}{2})}{cos(\Phi_w)} \tag{2.13}$$

Donde $R$ es el radio de curvatura, $\Phi_w$ es el ángulo de cant, $h$ es la altura y $K_R$ es un parámetro de curvatura que toma valores entre 0.35 y 0.5. En consecuencia, para este trabajo se propone usar un valor intermedio de 0.425, tal como se hizo en el trabajo de Felix C. y Marquez J.[11]. Entonces sustituyendo $\Phi_w$,$h$ y $K_R$ en la ecuación 2.13, se obtiene un valor dé $R = 4{,}05mm$.
La sección A que se ve en la figura 2.20 tiene una cuerda $c_A = 2{,}15cm$. En la sección C para determinar la cuerda de la punta de la aleta $c_C$ se establece que será del 30 % de $c_A$, tomando así un valor 0,645 cm. Para determinar la cuerda media $c_B$, ubicada en la sección B es necesario primero calcular la conicidad de la aleta que se determinó por la siguiente ecuación que planteo Gratzer [9].

$$\lambda_c = K_\lambda \left(\frac{2h}{b}\right)^{0,2} \tag{2.14}$$

Donde $\lambda_c$ es la conicidad de la aleta, $b$ es la envergadura del ala sin las aletas y $K_\lambda$ es el factor de conicidad de la aleta que puede tomar valores entre 0,45 y 0,55. Para este caso se toma un valor medio como Felix C. y Marquez J.[11] hicieron en su trabajo, siendo así $K_\lambda = 0{,}5$. Sustituyendo en la ecuación 2.14 se obtuvo un valor de $\lambda_c = 0{,}346$.Ahora para determinar el valor de $c_B$, Gratzer [9] establece una relación entre la $c_C$ y $c_A$ que se presenta en la ecuación 2.15.

$$\lambda_c = \frac{c_C}{c_B} \tag{2.15}$$

**Tabla 2.3:** Parámetros geométricos del diseño de la aleta

| Parametro | Nomclatura | Valor |
|---|---|---|
| Altura de aleta [m] | $h$ | 0.0176 |
| Angulo de barrido de aleta ° | $\Lambda_w$ | 60 |
| Angulo de cant ° | $\Phi_w$ | 45 |
| Radio de curvatura [m] | $R$ | 0.00405 |
| Cuerda de punta de aleta[m] | $c_C$ | 0.00645 |
| Cuerda media [m] | $c_B$ | 0.0186 |

Sustituyendo en la ecuación 2.15 se obtiene que $c_B = 1{,}86cm$. En la tabla 2.3 se presenta un resumen de valor de los parámetros de construcción para el ala con la aleta.

# 3.Montaje de las simulaciones

En este capítulo, se realizará las simulaciones a una velocidad de 20 m/s del ala con aleta y sin aleta. En la figura 3.21 se presenta la metodología usada para la ejecución de las simulaciones usando OpenFoam V2212.

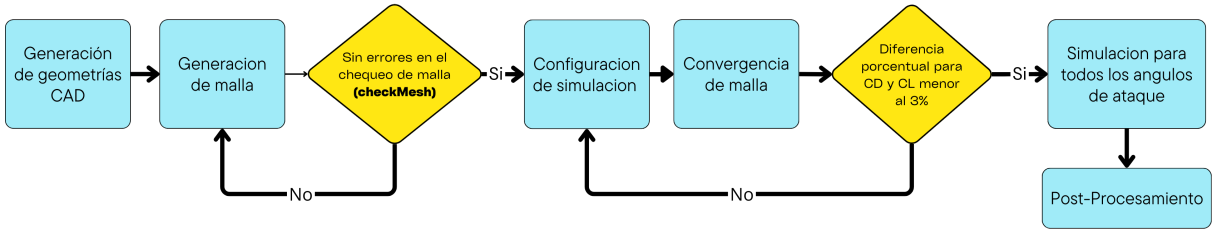



**Figura 3.21:** Diagrama de flujo de realización de las simualciones

## 3.1. Generación de malla

La generación de la malla se hizo a partir de los modelos hechos en el capítulo 2. Las geometrías diseñadas se exportaron en archivos .obj debido a que este no se limita a triangular segmentos como los archivos Stereolithography (.stl), sino que puede generar polígonos, cuadriláteros y hexágonos, permitiendo obtener una malla superficial mucho más lisa sin importar la escala a la cual se observe. Las superficies en formato .obj, tienen una revisión mediante la aplicación de $surfaceCheck$. Esta herramienta se emplea con el propósito de garantizar la integridad topológica de las geometrías utilizadas. Específicamente, se verifica la condición de cierre de dichas superficies. Esto previene posibles errores y distorsiones que podrían surgir durante la representación y manipulación de los datos geométricos, un requisito fundamental para que sea posible usar la aplicación $snappyHexMesh$. Esto se debió hacer con cada superficie que se uso en la generación de la malla. En la figura 3.22 se observa el ala, quien cuenta con la superficie que se quiere enmallar, y, la zona de refinamiento que tiene forma similar a ala, encerrándola para hacer el refinamiento en una zona cercana al ala, con el fin de no hacer uso de un bloque hexagonal que aumente la cantidad de elementos significativamente.
El dominio de simulación es la sección de prueba del túnel de viento (16 cm x 16 cm x 30 cm) de IMPETUS INDOMITUS, que es la región que se delimita por líneas en la figura 3.22. En el contexto del experimento, el ala se unió a un disco para que haya una menor interacción por el flujo que hay debido a la succión en la sección de prueba. Además, es importante aclarar que la pared inferior del disco sobre el que se ubica el ala se encuentra a un milímetro de la pared inferior del túnel de viento, esto con el fin de ajustar las condiciones de simulación a las condiciones reales del experimento. La región de refinamiento está alrededor del ala y se encuentra a 6 cm de distancia del borde de fuga del ala, con el objetivo de capturar mejor los fenómenos de la estela de vórtices.

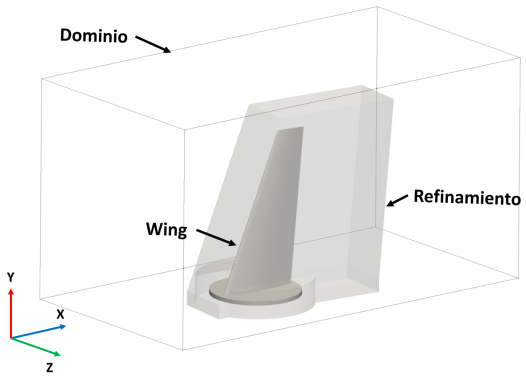



**Figura 3.22:** Pre-procesamiento de geometrías y dominio

Una fase importante es la creación del bloque que delimita el dominio mediante *blockMesh*. Este define sus parámetros en el diccionario *blockMeshDict* ubicado en la carpeta system, donde se establecen los parámetros necesarios para la elaboración de la malla. En el fragmento de código 3.1 se observan algunos de los parámetros como la escala en la línea 1, la cual se usa para establecer las unidades de longitud de la información ingresada donde 1 establece la unidad de metros, entre las líneas 5 y 12 los puntos sobre los cuales se ubican los vértices, entre las líneas 16 a 18 se define el bloque (blocks) como un hexágono (hex), debido a que este se ajusta a la sección del túnel de viento y la cantidad de divisiones que tiene el bloque en cada dirección.

```
1  scale   1;
2
3  vertices
4  (
5      (-0.1 0.16 0.08) //0
6      (-0.1 0 0.08) //1
7      (-0.1 0 -0.08) //2
8      (-0.1 0.16 -0.08) //3
9      (0.2 0.16 0.08) //4
10     (0.2 0 0.08) //5
11     (0.2 0 -0.08) //6
12     (0.2 0.16 -0.08) //7
13 );
14
15 blocks
16 (
17     hex (0 1 2 3 4 5 6 7) (25 25 47) simpleGrading (1 1 1)
18 );
```

**Fragmento de codigo 3.1:** Fragmento *blockMeshDict*: Configuración de *blockMesh* para la escala, vértices y bloques.

En *blockMeshDict* adicionalmente se establecen los contornos nombrados en cada una de las caras del bloque, además se establecen si son contornos de entrada o salida (patch) o como pared (wall). En la figura 3.23 se ven los nombres asignados a cada cara, donde la cara nombrada como Inlet es la entrada del flujo, Outlet es la salida y Wall son el resto de superficies que encierran el bloque.

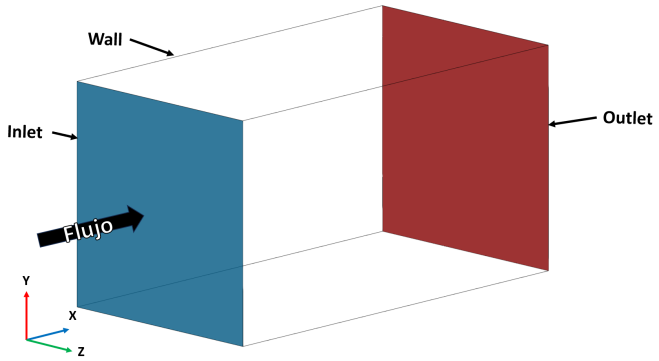



**Figura 3.23:** Fragmento de *blockMeshDict* : Contornos nombrados en blockMesh.

```
1  castellatedMesh true;
2  snap            true;
3  addLayers       true;
4
5  geometry
6  {
7      sixdegree.obj
8      {
9          type triSurfaceMesh;
10         name sixdegree;
11     }
12     refinamiento.obj
13     {
14         type triSurfaceMesh;
15         name refinamiento;
16     }
17     refinementBox
18     {
19         type box;
20         min  (-0.04 0 -0.05);
21         max  ( 0.15 0.14 0.05);
22     }
23     winglet.obj
24     {
25         type triSurfaceMesh;
26         name winglet;
27     }
28 }
```

**Fragmento de codigo 3.2:** Fragmento *snappyHexMeshDict*: Definicion de aplicacion de pasos y reconocimento de geometrias.

En la carpeta *system* está el diccionario *snappyHexMeshDict* que es usado por la herramienta *snappyHexMesh*. En este archivo guion se permite fijar los parámetros sobre los cuales se va a generar la malla, que como se menciona en la sección 1.5.9.2, son tres pasos fundamentales: *castellmesh*, *snap* y *addlayers*. En el fragmento de código 3.2 se muestra la instrucción de aplicar o no alguno de estos pasos se define entre las líneas 1 y 3 dé *snnapyHexMeshDict*. SnappyHexMesh reconoce los archivos .obj entre las líneas 5 y 28 (estos archivos .obj se ubican en *constant/triSurface*). Así se nombran las superficies del ala completa, que está divida en dos

superficies. Entonces se distingue el ala (sixdegree.obj) de la aleta (winglet.obj), además de que snappyHexMesh reconoce la superficie "refinamiento" que se describió anteriormente. La geometría "refinementBox" es una zona de refinamiento adicional que se añade para capturar aguas abajo la estela de vórtices.

### 3.1.1. castellatedMesh

castellatedMesh tiene dos subprocesos internos que se dividen en $features$ y $refinementSurfaces$. En $features$, se identifican los archivos .eMesh,que se crean en al usar $surfaceFeatureExtract$. Las regiones donde hay esquinas, bordes o cambios abruptos en la geometría. En estas regiones se hace el refinamiento establecido para este subproceso.Por otro lado $refinementSurfaces$ define el nivel de refinamiento máximo y mínimo en zonas específicas de la geometría donde se requiera un mayor refinamiento y así capturar un mayor detalle.

```
1  features
2  (
3      {
4          file "sixdegree.eMesh";
5          level 5;
6      }
7      {
8          file "winglet.eMesh";
9          level 6;
10     }
11 );
```

**Fragmento de codigo 3.3:** Fragmento *snappyHexMeshDict*: Feature

```
1  refinementSurfaces
2     {
3          sixdegree
4          {
5              level (4 5);
6              patchInfo
7              {
8                type wall;
9                inGroups (sixdegree);
10             }
11         }
12         winglet
13         {
14             level (4 6);
15             patchInfo
16             {
17               type wall;
18               inGroups (winglet);
19             }
20         }
21 }
```

**Fragmento de codigo 3.4:** Fragmento *snappyHexMeshDict*: Refinementsurface

En el fragmento de código 3.3 está en nivel usado en $features$ el cual en la línea 5 establece un nivel 5 en el ala (sixdegree.eMesh) y nivel 6 en la aleta(winglet.eMesh) en la linea 9. Por otro lado, en el fragmento de código 3.4 se impone el refinamiento de cada sección que en la línea 5 es para el ala con un nivel de refinamiento mínimo 4 y nivel de refinamiento máximo 5, y para la aleta el nivel de refinamiento mínimo de 4 y nivel refinamiento máximo de 6. En adición, se establece que tanto el ala con la aleta son contornos tipo pared (wall) en las líneas 8 y 17 respectivamente. El cambio en el nivel de refinamiento se produce cuando el ángulo entre las caras sea mayor a 10 grados, permitiendo capturar de forma más precisa las zonas donde la geometría tiene cambios abruptos en la superficie.
En el fragmento de código 3.5 se muestran los valores establecidos en el refinamiento y el modo de refinamiento para las regiones llamadas refinamiento y refinementBox. El modo de refinamiento **inside** reconoce una superficie cerrada y refina las celdas que se encuentren dentro, además,

permitir modificar hasta que distancia medida desde la superficie se hace ese remamiento. Para la región refinamiento se establece en la línea 5 se fija el modo de refinamiento y en la línea 5 un nivel de refinamiento 3, ya que es la región mas cercana al ala y donde se requiere capturar mas detalladamente el flujo. Por otra parte, la región refinamentbox en la línea 11 impone un nivel de refinamiento 2. El ajuste de estos dos niveles ofrece un mejor detalle del flujo para visualizar la estela de vórtices.

```
1  refinementRegions
2      {
3          refinamiento
4          {
5              mode inside;
6              levels ((1E15 3));
7          }
8          refinementBox
9          {
10             mode inside;
11             levels ((1E15 2));
12         }
13     }
14     locationInMesh (-0.01 0.01 0);
```

**Fragmento de codigo 3.5:** Fragmento *snappyHexMeshDict*: Configuración $refinementRegions$

### 3.1.2. Ajuste de malla a la superficie (Snap)

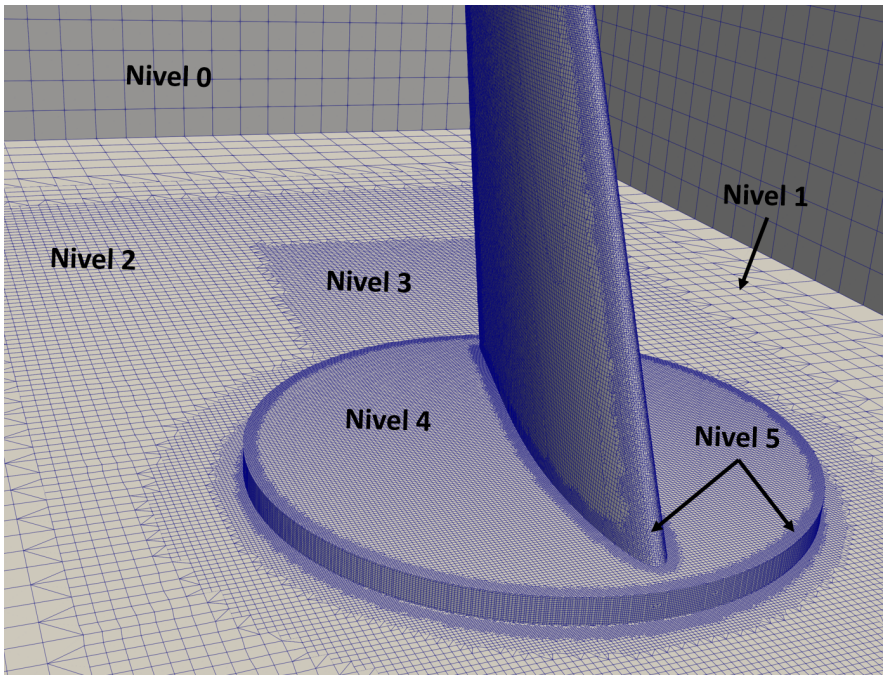
En la fragmento de código 3.6 se observan los parámetros usados para la generación de la malla en el ajuste de malla a la superficie. Los valores que definen *nSmoothPatch* que controla la suavidad de la malla alrededor de la superficie, *tolerance* el cual indica la distancia máxima entre la superficie original y la malla, *nSolveIter* y *nRelaxIter* que definen el número máximo de iteraciones para ajustar la malla y relajar la malla después de hacer el ajuste respetivamente. Estos valores se obtuvieron iterando hasta encontrar unos con los que al aplicar *checkMesh* la malla fuese satisfactoria en todos los parámetros evaluados ahí.

```
1  snapControls
2  {
3      nSmoothPatch 3;
4      tolerance 1.0;
5      nSolveIter 100;
6      nRelaxIter 10;
7          nFeatureSnapIter 10;
8          implicitFeatureSnap false;
9          explicitFeatureSnap true;
10         multiRegionFeatureSnap false;
11 }
```

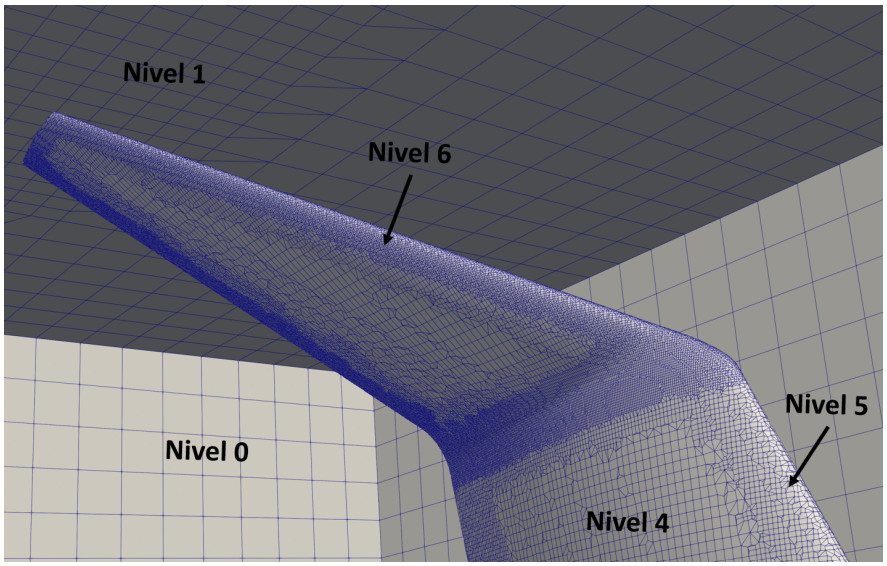
**Fragmento de codigo 3.6:** Fragmento *snappyHexMeshDict*: Configuración *snappControls*.

Después del proceso de *snap*, las celdas se ajustan a la superficie del ala. En la figura 3.24 se observan los distintos niveles de refinamiento que se establecieron desde *castellatedMesh*. En la figura 3.24a se observa desde el nivel 0 hasta 5, además de destacarse la región “refinemetBox” y

"refinamiento" con un nivel 2 y nivel 3 en la división de las celdas respectivamente. En adición, la figura 3.24b muestra los niveles de refinamiento que se aplicaron a la superficie de la aleta. Así mismo, en la zona de unión de la superficie del ala con la aleta, la punta de la aleta, borde de ataque y de fuga se aplica un nivel 6.




**(a)** Niveles de refinamiento base del ala




**(b)** Niveles de refinamiento aleta

**Figura 3.24:** Niveles de refinamiento en la malla final

### 3.1.3. Adición de elementos de superficie (*addLayers*)

El paso de adición de capas en la superficie es de gran importancia, ya que se desea capturar con una mayor resolución la capa límite, permitiendo tener unos mejores resultados sobre los efectos

de la capa limite en las zonas cercanas a la superficie. En *addlayer* se especifica que la adición de 5 elementos, el tamaño de las celdas contiguas con respecto a la anterior o inflación de 1,2 y que el tamaño de las celdas de superficie es relativo a las celdas contiguas la a esta estableciendo un espesor máximo y mínimo de $0,1$ y 0,5 respectivamente.

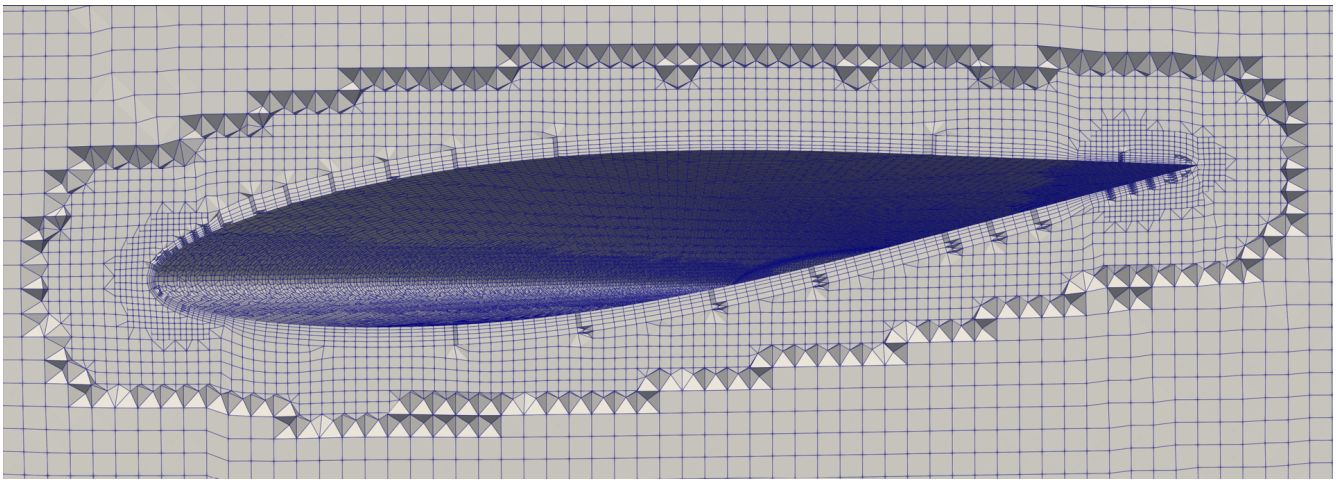


**Figura 3.25:** Elementos de superficie en el ala.

El resultado de este paso es que en el 86 % de la superficie de ala y en el 83 % de la aleta se añadieron los elementos de superficie. La figura 3.25 muestra como se añadieron estas capas.

## 3.2. Parámetros de simulación

Según la guía de uso de OpenFOAM V2212 [32], se especifican cuales son los parámetros de inicialización para la simulación en el modelo de turbulencia $k-\omega SST$ y como se calculan a partir formulas especificas que ahí se plantean.

**Tabla 3.4:** Parámetro de inicialización de la simulación.

| Parametro | Ecuacion | Valor |
|---|---|---|
| Intensidad de turbulencia | $I = \frac{\sigma_u}{U_\infty}$ [33] | 0.01 |
| Constante de modelo | $C_\mu$ [32] | 0.09 |
| Longitud de escala turbulenta | $L = 0{,}07 D_h$ [34] | 0.0112 |
| Tasa especifica de disipación turbulenta | $\omega = \frac{k^{0,5}}{{C_\mu}^{0,25} L}$ [32] | 21.90 |
| Energia cinética turbulenta | $k = \frac{3}{2}(I\|U_\infty\|)^2$ [32] | 0.06 |
| Velocidad de flujo libre $m/s$ | $U_\infty$ | 20 |
| Diámetro hidráulico $m$ | $D_h$ | 0.16 |

En la tabla 3.4 se especifican las formulas y valores para los parámetros como la Intensidad de turbulencia ($I$), que con base a los datos experimentales tomados para el perfil de velocidades en el túnel de viento se calcula la desviación estándar media ($\sigma_u$), usando el método hecho por Kelberlau

F. [2]. La constante del modelo ($C_\mu$) se basa en lo estipulado en la guía de uso de OpenFOAM [32]. La longitud de escala turbulenta ($L$) se calcula con el diámetro hidráulico ($D_h$) de la entrada a la sección de prueba del túnel de viento [34] y se sigue la ecuación descrita en la tabla 3.4. Para $\omega$ y $k$ se sigue las ecuaciones descritas para el modelo de turbulencia en la guía de uso de OpenFOAM [32] y que los valores de entrada para hacer estos cálculos son los parámetros descritos anteriormente.

### 3.2.1. Condiciones de contorno

Para cada contorno del dominio de simulación se deben establecer valores iniciales en la carpeta 0 para la viscosidad turbulenta (nut), presión (p), velocidad (U), $k$ y omega. El dominio de simulación es el presentado en la figura 3.26. Como se dijo anteriormente, el ala completa se define como "wing", esta dividida en dos superficies que son el ala y la aleta.

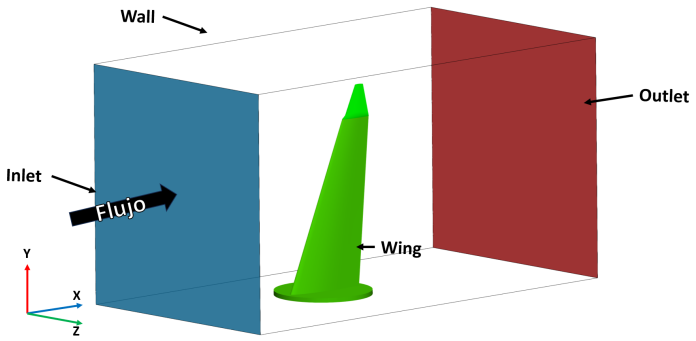



**Figura 3.26:** Dominio de simulación con el nombre de contornos

Los valores para todos los contornos del dominio de simulación están presentes en la tabla 3.5. Para el contorno de entrada (Inlet), se especifica un perfil de velocidad uniforme con una energía cinética turbulenta ($k$) inicial de 0.06 $m^2/s^2$ y una tasa de disipación turbulenta ($\omega$) inicial de 21.9 $s^{-1}$. Para el contorno de salida (Outlet), se establecen condiciones de borde de flujo libre, mientras que para las paredes del dominio se utilizan funciones de pared para modelar el comportamiento de la capa límite.

**Tabla 3.5:** Valor de los parametros para las condiciones de contorno .

| **Parametro** | **Contorno** | | | |
|---|---|---|---|---|
| | Inlet | Outlet | Wall | Wing |
| $k$ | turbulentIntensityKineticEnergyInlet 0.06 | zeroGradient | kqRWallFunction | kqRWallFunction |
| $\omega$ | fixedValue uniform (21.9) | zeroGradient | omegaWallFunction 1 | omegaWallFunction 1 |
| $nut$ | calculated | calculated | nutkWallFunction 0 | nutkWallFunction 0 |
| p | zeroGradient | fixedValue uniform 0 | zeroGradient | zeroGradient |
| U | fixedValue uniform (20 0 0) | zeroGradient | noSlip | noSlip |

A continuación se explican más a detalle cada una de las condiciones expuestas en la tabla 3.5:

- **zeroGradient:** Establece que el gradiente de la variable a la que se le impone esta condición es 0, es decir, el valor calculado de la variable se hace con el valor de la celda contigua en el campo interno [35].

- **fixedValue:** : Define la variable como un valor fijo, se usa para vectores y escalares [35].

- **calculated:** Esta condición establece el valor de la variable de acuerdo al modelo de turbulencia usado [35].

- **turbulentIntensityKineticEnergyInlet:** Define la energía cinética turbulenta en función de la velocidad de entrada ($U$) y la intensidad de turbulencia ($I$) a través de la ecuación 3.16 cuando es un flujo de entrada; sin embargo, si existe una restricción que haga que el flujo sea en dirección contraria establece la condición de zeroGradient [35].

$$k_q = 1{,}5(I(U))^2 \tag{3.16}$$

- **kqRWallFunction:** Impone una condición de gradiente cero en el contorno para la energía cinética turbulenta [35] .

- **omegaWallFunction:** Proporciona una restricción de pared a $\omega$ dependiendo de valor de $y^+$. En la ecuación 3.17 se definen las restricciones y bajo que valores [35].

$$\omega = \begin{cases} \dfrac{6\nu_w}{\beta_1 y^2} & \text{si } y^+ \leq y^+_{lam}, \\ \\ \dfrac{\sqrt{k}}{C_\mu \kappa y} & \text{si } y^+ > y^+_{lam}. \end{cases} \tag{3.17}$$

  Donde $v_w$ es la viscosidad cinemática del fluido, $\beta_1$ es un constante igual a 0.075, $y$ es la distancia normal a la pared, $k$ es la energía cinética turbulenta, $C_\mu$ es la constante del modelo y $\kappa$ es la constante de von Karman.

- **nutWallFunction:** Proporciona una restricción de pared a la viscosidad turbulenta ($v_t$) dependiendo de valor de $y^+$. Define que para las celdas que se encuentran dentro de la sub capa viscosa el valor de ($v_t$) es igual a 0. En la ecuación 3.18 se definen los que valores restringen [35].

$$v_t = \begin{cases} 0 & \text{si } y^+ \leq y^+_{lam}, \\ \\ \nu_w \left( \dfrac{y^+ \kappa}{\ln(E y^+)} - 1 \right) & \text{si } y^+ > y^+_{lam}. \end{cases} \tag{3.18}$$

  Donde $E$ es una constante igual 9.8.

El valor de $y^+_{lam}$ se define por la transición de la sub capa viscosa a la capa turbulenta logarítmica, lo cual da un valor de aproximadamente 12 [36].

### 3.2.2. Configuración de ejecución para la simulación

En el archivo guion *controlDict* se especificó que el solucionador a ejecutar en esta simulación es *simpleFoam* ya que es un flujo incompresible debido a que no se supera los 0.3 Ma y se aproxima un flujo estacionario. Un tiempo de ejecución de 0 a 100, con paso de 0.01, sin embargo ya que se ejecuta un solucionador sin una variable temporal, estos tiempos de ejecución son simplemente iteraciones, por lo tanto, las iteración sera cada 0.01. El criterio para la convergencia numérica de la simulación son residuales iniciales para la presión, velocidad, $k$ y $\omega$ menores a $1X10^{-4}$. La simulación se ejecuta en paralelo, dividiendo el dominio en subprocesos que cada núcleo del procesador ejecuta con el fin de disminuir el tiempo de simulación. Esto se configura en *decomposePar*.

### 3.2.3. Convergencia de malla

El análisis de independencia de malla permite estimar la dependencia de los resultados con respecto a la densidad de elementos con el fin de obtener resultados más confiables y aprovechar los recursos computacionales disponibles que para este trabajo un ASUS ROG STRIX G15 con un procesador Ryzen 7 6800H y 16GBde memoria RAM a 4800MHz. Este proceso es iterativo, debido a que se prueban mallas con distintos números de elementos, aumentándolos aproximadamente en el doble elementos de la malla anterior.

El método para refinar la malla y hacer la convergencia de malla, fue cambiando el número de divisiones en *blockMesh*. Las divisiones se hicieron buscando que la relación de aspecto entre los elementos hexaédricos fuese aproximadamente 1. Esta metodología se escogió con el fin de mantener contantes los valores en *snappyHexMesh*, por lo tanto, el método de mallado es el mismo en cada una de las mallas con las cuales sé probo. El caso escogido para realizar el estudio de la convergencia de malla es el del ala a 6° de ángulo de ataque. Los coeficientes aerodinámicos se calculan según las ecuaciones 1.1 y 1.2. Los valores necesarios para hacer estos cálculos están en la tabla 3.6.

**Tabla 3.6:** Parámetros para cálculos de coeficientes

| **Área de referencia** ($m^2$) | | **Densidad** $kg/m^3$ | **Velocidad** $m/s$ |
|---|---|---|---|
| **Sin aleta** | **Con aleta** | | |
| 0.004454 | 0.004695 | 1.202 | 20 |

Los valores de áreas de referencias son un área proyectada del ala sobre el disco a 0 grados sobre el plano XY, la densidad se calculó interpolando los datos proporcionados en [37]. La tabla 3.7 y 3.8 contienen los valores de $C_D$ y $C_L$ obtenidos con las ecuaciones 1.1 y 1.2 respetivamente, la diferencia porcentual de cada coeficiente con respecto a los mismos datos de la malla anterior y se añadió el valor del $y+$ promedio calculado alrededor del ala para cada caso. Como criterio de convergencias se estableció que los valores de diferencias porcentuales en los 2 coeficientes fuese menor al 3 %.

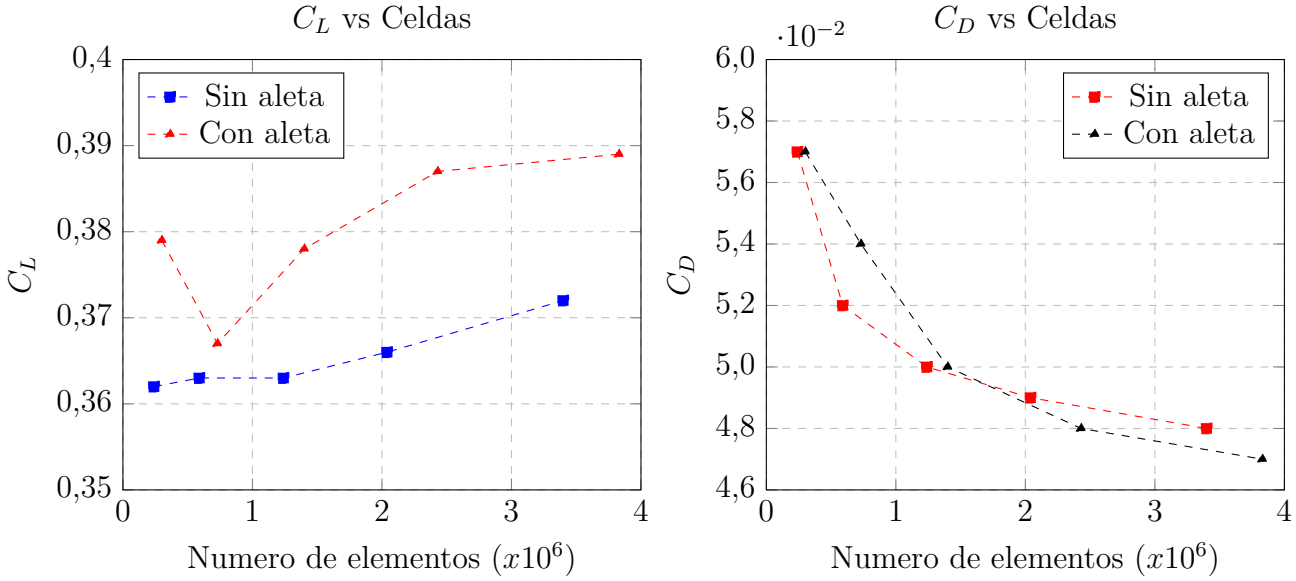
Por los resultados obtenidos del análisis de convergencia de malla se establece el uso de la última malla que tiene el valor de $y+$ más bajo y un cambio porcentual menor al 3 % para $C_D$ y $C_L$. Adicionalmente, se presentan gráficamente los valores en la figura 3.27 donde se ven las tendencias en los resultados obtenidos.

**Tabla 3.7:** Independencia de malla para ala sin aleta a 6°

| Cell | $C_D$ | Diferencia % | $C_L$ | Diferencia % | $y+$ Promedio |
|---|---|---|---|---|---|
| 0.240x$10^6$ | 0.057 | | 0.362 | | 8.422 |
| 0.586x$10^6$ | 0.052 | 9.597 | 0.363 | 0.308 | 6.271 |
| 1.236x$10^6$ | 0.050 | 2.915 | 0.363 | 0.048 | 4.659 |
| 2.036x$10^6$ | 0.049 | 3.172 | 0.366 | 0.858 | 3.544 |
| 3.401x$10^6$ | 0.048 | 2.524 | 0.372 | 1.574 | 2.871 |

**Tabla 3.8:** Independencia de malla para ala con aleta a 6°

| Cell | $C_D$ | Diferencia % | $C_L$ | Diferencia % | $y+$ Promedio |
|---|---|---|---|---|---|
| 0.297x$10^6$ | 0.057 | | 0.379 | | 7.570 |
| 0.726x$10^6$ | 0.054 | 5.422 | 0.367 | 3.143 | 4.490 |
| 1.397x$10^6$ | 0.050 | 8.485 | 0.378 | 2.936 | 3.314 |
| 2.429x$10^6$ | 0.048 | 3.856 | 0.387 | 2.344 | 2.523 |
| 3.832x$10^6$ | 0.047 | 1.981 | 0.385 | 0.434 | 2.511 |




**(a)** Coeficiente de sustentación a varios ángulos de ataque.

**(b)** Coeficiente de arrastre a varios ángulos de ataque.

**Figura 3.27:** Convergencia de malla: Coeficientes aerodinámicos.

Los residuales, al finalizar la simulación, muestran la tendencia de la solución numérica. En la figura 3.28 se registra la tendencia del comportamiento de los residuales de la velocidad en las tres direcciones ($U_x$,$U_y$,$U_z$), presión (p), energía cinética turbulenta $k$ y la tasa de disipación específica turbulenta $\omega$. En la figura 3.28 también se evidencia que el criterio fue satisfecho, estableciendo una convergencia numérica suficiente para este trabajo. En la figura 3.29 se ve los residuales para la continuidad, tomando como valor específico el error local debido a que este representa el error en las celdas individuales en las celdas, el cual va disminuyendo a lo largo de las iteraciones. El valor para la continuidad donde la simulación convergió es dé $8{,}40x10^{-8}$.

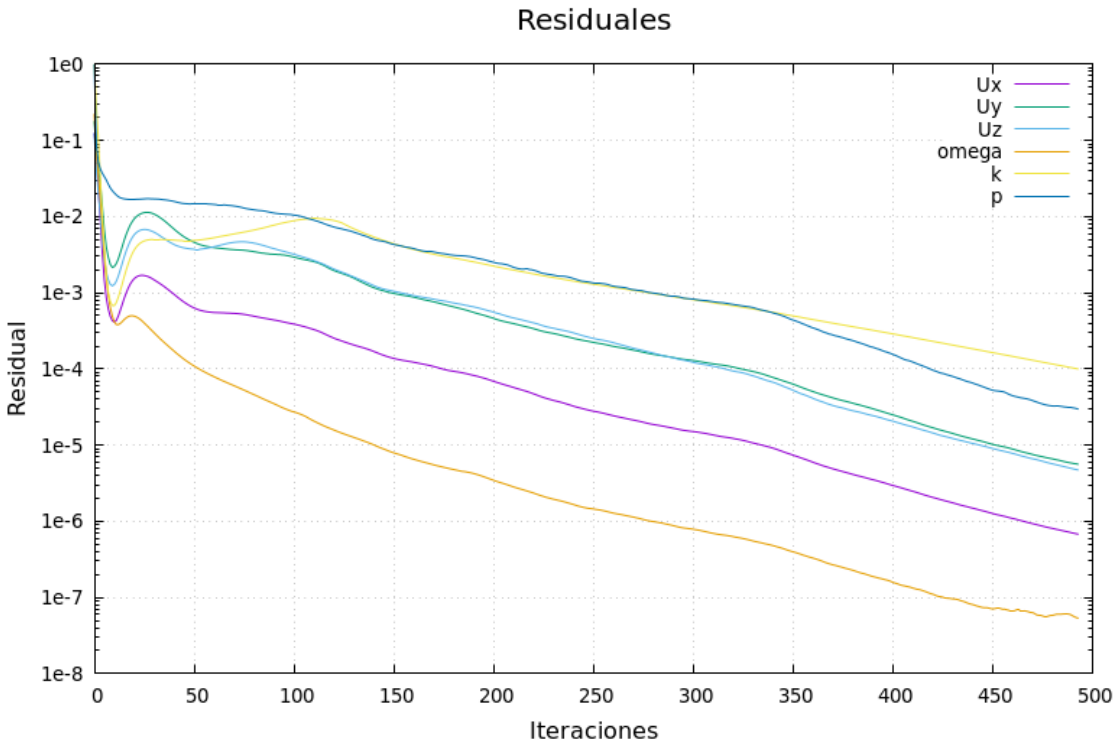



**Figura 3.28:** Residuales AOA 6°

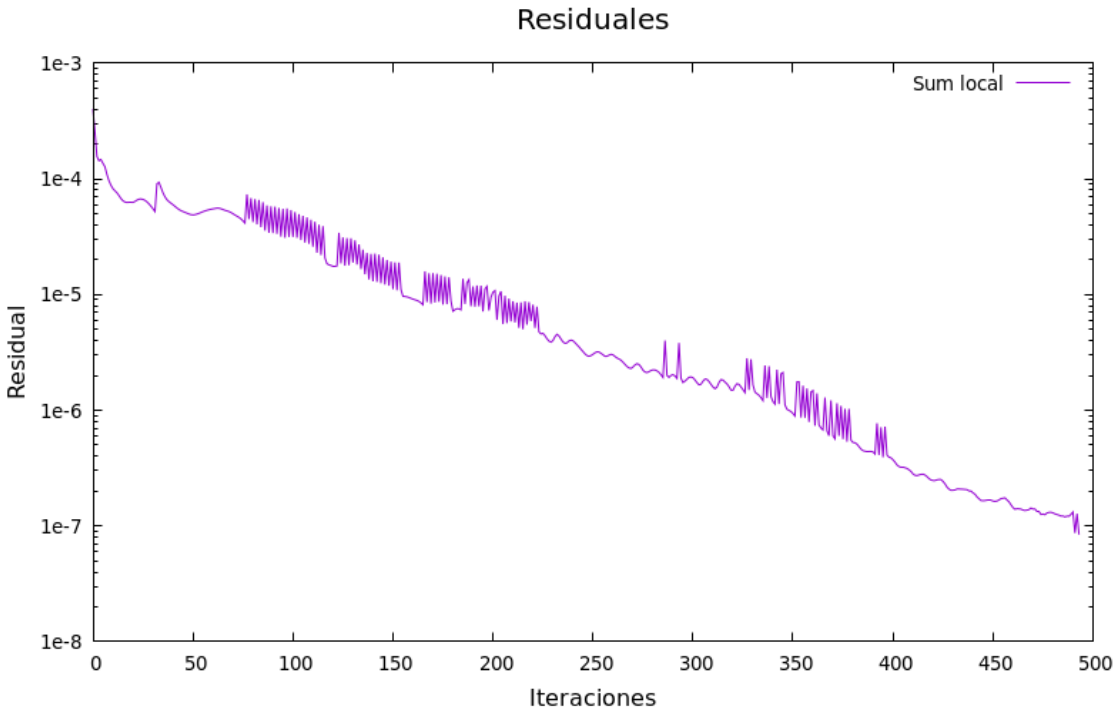



**Figura 3.29:** Residuales continuidad AOA 6°

# 4. Diseño experimental

El presente capítulo se enfoca en el montaje experimental usado en este proyecto, el cual se inició por la construcción de un nuevo difusor al túnel de viento existente en el Equipo de investigación IMPETUS INDOMITUS, evaluando las velocidades para obtener un perfil de velocidades plano en la sección de prueba. En adición, se diseña una balanza aerodinámica con la que se ejecutaron las mediciones de las fuerzas aerodinámicas en el modelo que es de interés de estudio.

## 4.1. Construcción de difusor para el túnel de viento

El túnel de viento del equipo IMPETUS INDOMITUS fue construido inicialmente con el requerimiento de una velocidad con perfil plano de $5m/s$, sin embargo en el marco de este proyecto fue necesaria la construcción de un nuevo difusor, el cual permitiera alcanzar una velocidad máxima en la sección de prueba dé $30m/s$. Esta velocidad se definió en un 30 % más de la requerida para este trabajo de grado que es de $20m/s$, con el fin de no hacer uso del túnel de viento en el límite de diseño, pudiendo presentar alteraciones del flujo en la sección de prueba.

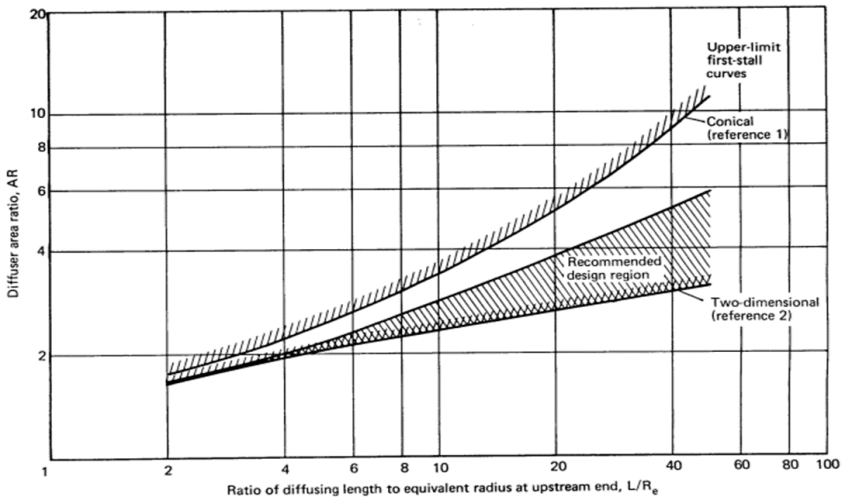



**Figura 4.30:** Región de diseño recomendada [38]

El difusor se construyó en lámina de acrílico transparente con un espesor de 3mm, el cual fue cortado a láser en 4 secciones que fueron unidas con benzoato de bencilo. Las dimensiones finales se basaron en los parámetros de diseño que presenta Barlow [38] y se muestran en la tabla 4.9. Barlow señala que el ángulo de apertura máximo en el difusor no puede sobrepasar 3°, la relación

de expansión y la relación entre las áreas de salida del difusor y el área de entrada de flujo al difusor debe ser mayor a 2. Sin embargo, esto no es suficiente debido a que al graficar la relación de áreas con respecto a la relación expansión, el punto de intersección debe estar dentro de la región de diseño recomendada, que es la región rayada que se ve en la figura 4.30.

**Tabla 4.9:** Diseño final difusor

| **Velocidad maxima** $m/s$ | **Sección de prueba** | **Relacion de areas** | **Relacion de expansion** | **Longitud del difusor (m)** | **Angulo de apertura** $(\circ)$ |
|---|---|---|---|---|---|
| 30 | 0.16m x 0.16m | 2 | 5.604 | 0.634 | 2.99 |

Para verificar el diseño del difusor, el cual se encuentra a la salida de la sección de prueba del túnel de viento, se hicieron mediciones en la sección de pruebas en distintos puntos. Para obtener el perfil de velocidades se tomó una línea puntos, comenzando las medias a 4 mm y 11 mm de distancia de la parte inferior de la sección de prueba y continuando con 9 puntos a una distancia igual entre ellos de media pulgada. El plano de medición de los puntos se ha ubicado en el plano medio entre la salida y entrada de la sección de prueba, como se ve en la figura 4.31. Para completar el perfil de velocidades se toma como datos espejos los primeros tres datos. Esta misma medida se hizo a 4 cm a la izquierda y 4 cm a la derecha de la zona central.

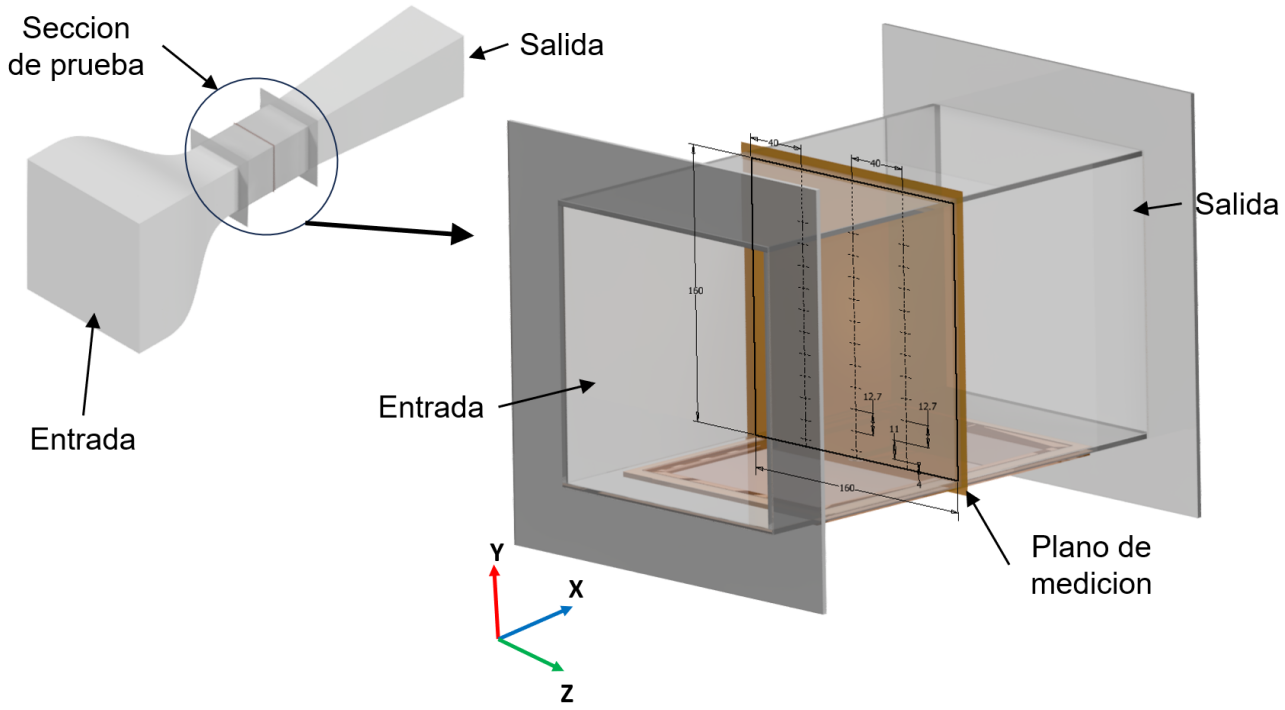



**Figura 4.31:** Toma de medidas del perfil de velocidades en el túnel de viento

En la toma de datos para el perfil de velocidades se usó un tubo de Pitot estático. Para la adquisición de los datos se usó el sensor de presión diferencial de la marca SENSIRION de la referencia SDP600-500PA. La adquisición de datos se hizo mediante el software "USB RS4855 Sensor Viewer" que es un programa diseñado por el mismo fabricante del sensor facilitando la organización de los datos.

Para realizar la toma de datos en cada punto se tomo la presión diferencial durante un periodo de 1 minuto a una tasa de muestreo de $100Hz$. Con la ecuación 4.19 y los datos obtenidos se calcula la velocidad.

$$U_x = \sqrt{\frac{2(\Delta P)}{\rho}} \tag{4.19}$$

Donde $U_x$ es la velocidad calculada en el punto de medición y $\Delta P$ es la presión diferencial medida. Posteriormente, se evalúa la desviación estándar media ($\sigma_{\bar{x}}$) por la ecuación 4.20 donde $x_i$ es el i-ésimo dato, $\bar{x}$ el promedio y $n$ es número de datos. El valor de la desviación estándar media es un símil de la incertidumbre en la medida experimental, como lo señala Miranda [39]. Además, se calculó la intensidad de turbulencia con la ecuación que se presenta tabla 3.4. Así, las medidas tiene mayor con fiabilidad con respecto a la dispersión y precisión de los datos.

$$\sigma_{\bar{x}} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{n}(x_i - \bar{x})^2}{n(n-1)}} \tag{4.20}$$

En el anexo A se detallan las tablas con los datos para las tres líneas de puntos donde se evaluó la velocidad. Se promediaron los valores medios de velocidad, desviación estándar media (incertidumbre) e intensidad de turbulencia de las tres líneas puntos. Los valores promediados son presentados en la tabla 4.10.

**Tabla 4.10:** Registro experimental en la sección de prueba

| Velocidad promedio general (m/s) | Incertidumbre (±) | Intensidad de turbulencia general |
|---|---|---|
| 19.950 | 0.160 | 0.008 |

## 4.2. Balanza aerodinámica

En esta sección se presenta el diseño y desarrollo de la balanza aerodinámica. En adición, se exponen los criterios de diseño sobre los que se plantea la balanza. Además, se muestra el método de adquisición de datos que se escogió y el proceso de selección de los sensores adecuados para este proyecto. La ubicación de sensores, calibración y procedimiento de registro también abordados.

### 4.2.1. Diseño de Balanza

La balanza tiene varios grados de libertad dependiendo de la dirección de las fuerzas que se desea medir. En consecuencia, para cumplir con los objetivos de este trabajo, se establecen 2 grados de libertad y así medir las fuerzas de sustentación y arrastre.
En la figura 4.32 se muestran las direcciones en las cuales se van a medir las fuerzas. Sobre el eje z se va a medir la sustentación, esperando que esta se presente en dirección negativa del eje y sobre el eje x se va a medir el arrastre, esperando que este se presente en dirección positiva del eje.
Para realizar el registro experimental de las fuerzas, el movimiento en ambas direcciones debe ser independiente. Debido a esto, la placa principal donde se ubicó el modelo, se montó sobre 4

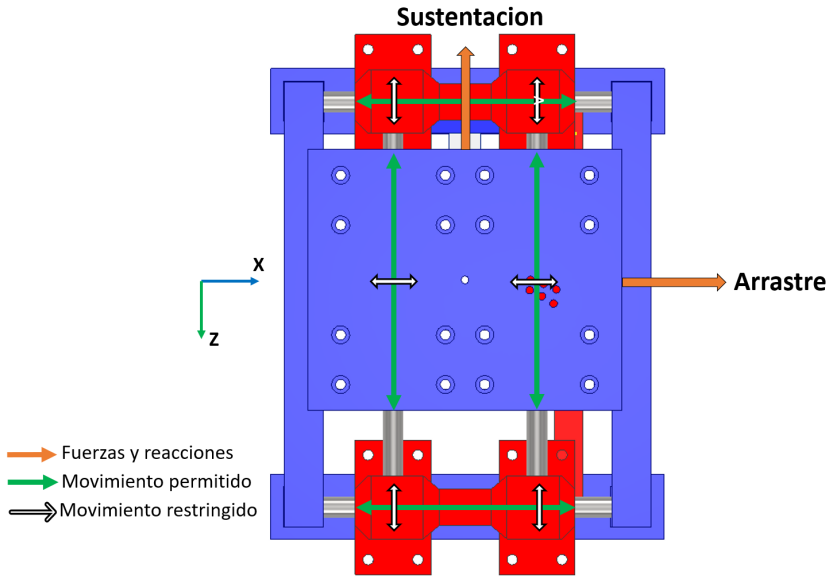



**Figura 4.32:** Grados de libertad de la balanza

rodamientos lineales en dos barras paralelas al eje z (2 en cada barra) que permitió el movimiento en esta dirección con el fin de obtener una medida clara de la sustentación, tal como se muestra en la figura 4.33.

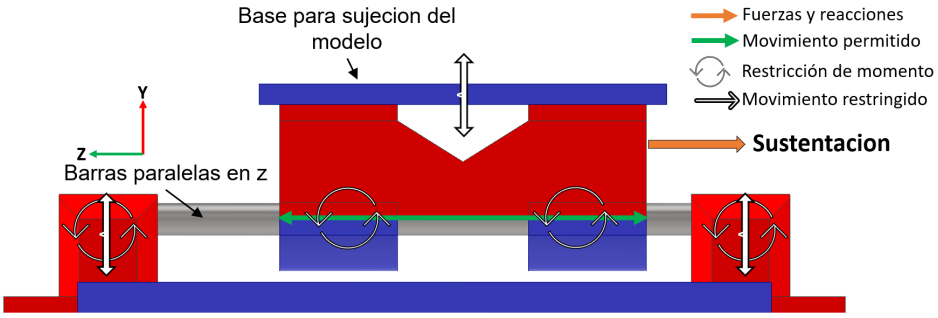



**Figura 4.33:** Dirección de medición para la sustentación

Para realizar la medida del arrastre se aseguró la estructura sobre la cual se fijan las barras paralelas al eje z sobre 4 rodamientos lineales que a través de las dos barras paralelas al eje x que se ven la figura 4.32 permiten el movimiento sobre este eje. La totalidad de esta configuración se mueve en a lo largo del eje x como se ilustra en la figura 4.34, logrando que el movimiento en el eje z no se vea afectado. Esta configuración hace que las mediciones de las fuerzas sean independiente sin alterarse entre ellas.

#### 4.2.1.1. Ubicación de las celdas de carga

La ubicación de las celdas de carga se realizó a partir de los movimientos que el modelo a probar generaría en la balanza. La ubicación de la celda de carga para medir la sustentación se ubicó en la base que se soporta en las barras paralelas del eje X permitiendo que la celda de carga se mueva en esta dirección junto con las barras paralelas al eje z. En la figura 4.35 se muestra la ubicación de esta celda de carga, al igual que la zona de contacto que tendrá la base que tiene el movimiento

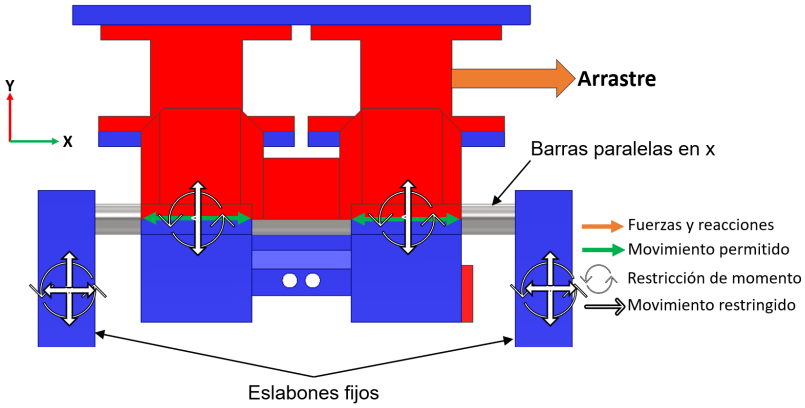



**Figura 4.34:** Dirección de medición del arrastre

sobre las barras en el z y la celda de carga, además de la puntos de fijación sobre los que se va a soportar la celda de carga.

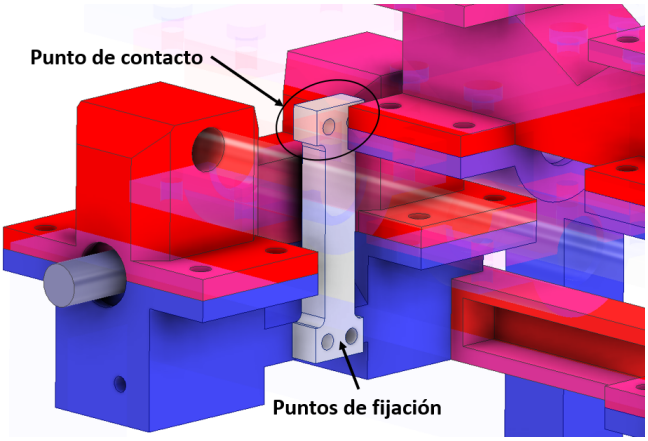



**Figura 4.35:** Ubicación celda de carga para la sustentación

Para realizar la medición del arrastre se fijo una celda de carga en medio del eslabón fijo de la balanza sobre la cual se soportan las barras paralelas al eje x. Además, para tener un punto de contacto de entre la estructura que se mueve a lo largo del eje x y la celda de carga se añadió una unión entre los soportes de los rodamientos que permiten el movimiento en esta dirección como se evidencia en la figura 4.36.

## 4.2.2. Instrumentación

La instrumentación de la balanza consta de un sistema de adquisición de datos y sensores.En esta subsección se determinan los criterios para la selección de estas partes, además de mostrar el proceso de calibración de ellos.

### 4.2.2.1. Adquisición de datos

Para el sistema de adquisición de datos se optó por hacer uso de un Arduino Mega 2560, el cual tiene un lenguaje de programación sencillo, 54 pines digitales de entrada o salida y 16 pines analógicos.

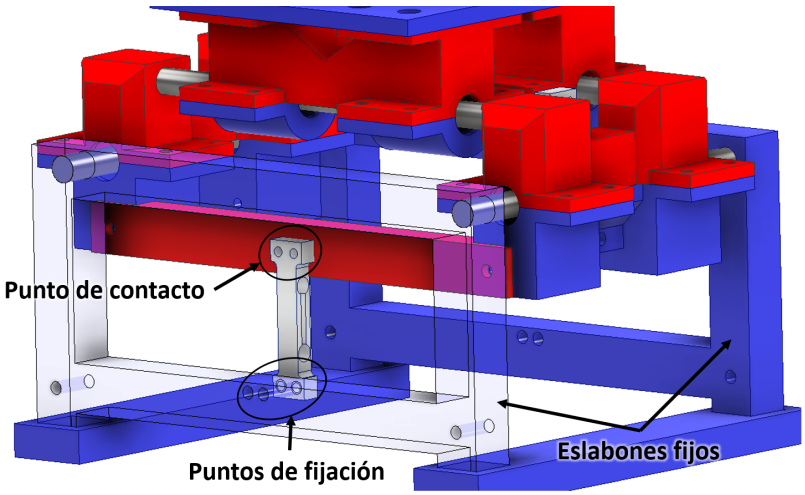



**Figura 4.36:** Ubicación celda de carga para el arrastre

Además, cuenta con una capacidad de memoria flash de 256 kB que permite introducir programas complejos, 8 kB para uso de memoria aleatoria de datos temporales que son útiles debido a la gran cantidad de datos con los que se trabaja en este estudio; y 4 kB para almacenamiento de datos no temporales que son útiles para guardar calibraciones de los sensores.
Para la conversión de señales analógicas se opto por usar el modulo HX711. Este modulo es un de conversión análogo a digital o ADC usado ampliamente en tarjetas de desarrollo Arduino para el acondicionamiento de señales de celdas de carga y dispositivos analógicos. Tiene una capacidad de resolución de hasta 24 bits permitiendo obtener señales analógicas con una buena resolución.

#### 4.2.2.2. Sensores

Para determinar las celdas de carga a usarse se necesitó establecer las cargas máximas y mínimas a las cuales iban a estar sometidas estos dispositivos. Estos valores se pueden extraer de las simulaciones hechas con el procedimiento está detallado en el capítulo 2.3, permitiendo establecer los valores de las fuerzas de sustentación y arrastre a las que se esperaba estén sometidos estos dispositivos. En la tabla 4.11 se especifican los valores máximos y mínimos de las fuerzas que se obtuvieron por simulación en los casos de estudio.

**Tabla 4.11:** Valores máximos de fuerzas por simulación

| **Fuerzas (N)** | | | |
|---|---|---|---|
| **Minimos** | | **Maximos** | |
| **Arrastre ($F_D$)** | **Sutentacion ($F_L$)** | **Arrastre ($F_D$)** | **Sutentacion ($F_L$)** |
| 0.037 | 0.205 | 0.077 | 0.619 |

Una vez se obtuvieron los datos se procedió a seleccionar las celdas de carga. En esta selección se tuvo en cuenta la capacidad máxima, esperando que puedan resistir las cargas máximas que se obtuvieron en los resultados de simulación. Además, es importante tener en cuenta la compatibilidad de estas celdas con el ADC y la tarjeta de adquisición de datos.
Otro aspecto importante es la sensibilidad ya que es necesario que sea capaz de captar pequeños cambios en las señales obteniendo una mayor precisión. Finalmente, se considera el ajuste presupuesto disponible para el proyecto, ya que se hace necesario encontrar un equilibrio entre el costo

y la calidad de las celdas de carga, asegurando que se adquieran dispositivos de buena calidad sin exceder los límites presupuestarios.
Teniendo en cuanta los aspectos anteriores, las celdas de carga que más se ajustan son unas celdas de carga cuyas especificaciones se exponen en la tabla 4.12.

**Tabla 4.12:** Especificaciones del sensor

| Especificación | Valor |
|---|---|
| Rango | 0.985 N |
| Error integral | 0.017 %FS |
| Precision | Clase C3 |
| Sensibilidad | 2.0 +0.2 mV/V |
| Histeresis | 0.02 %FS |
| Sobrecarga | 150 % |
| Voltaje | 3V a 12V |

En la configuración mostrada en la figura 4.37, se detalla cómo las celdas de carga se conecta cada una a un módulo HX711, el cual convierte la señal analógica de la celda de carga a una señal digital con el fin de enviar esa información Arduino.

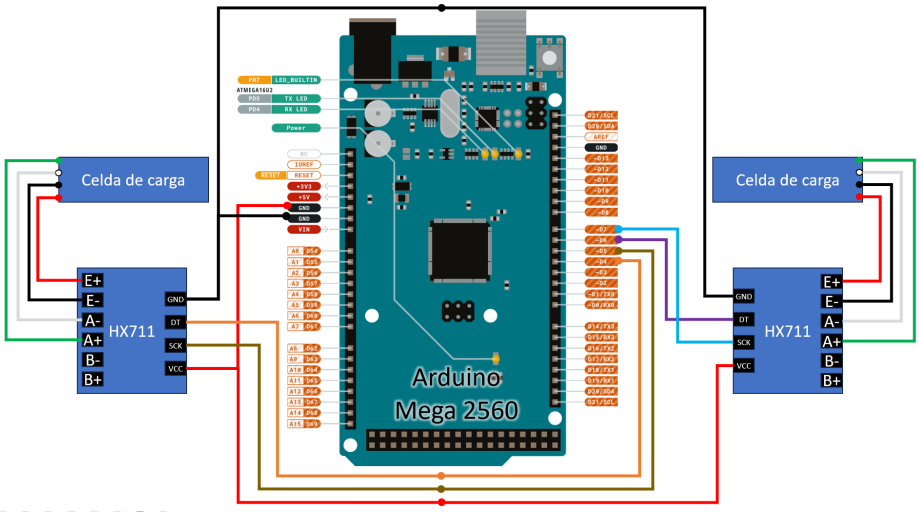



**Figura 4.37:** Esquema electrónico del montaje de las celdas de carga al arduino

#### 4.2.2.3. Calibración y lectura de sensores

Para la lectura de los datos en el software Arduino IDE, se usa una librería denominada HX711_ADC, esta contiene 4 ejemplos de código. Para este trabajo se usaron y modificaron los códigos denominados “Calibration”, ya que a través de él se encuentra el valor de la escala para cada celda y “Read_2X_load_cell” presenta la lectura de los datos de ambas celdas.
Para la calibración de cada una de las celdas se siguió el siguiente paso a paso.

1. Tener el montaje listo como se muestra en la figura 4.37 y la celda de carga a calibrar ubicada perpendicularmente a la dirección de la gravedad.

2. Abrir el código “Calibration” en el software Arduino IDE.

3. En la sección del código donde se definen los pines que se van a usar, se modifican de acuerdo a los correspondientes a la celda de carga que se desea calibrar.

4. Conectar el Arduino Mega 2560, seleccionar el puerto y escoger tipo de tarjeta que se usa.

5. Ejecutar el código y seguir el paso a paso que el brinda.

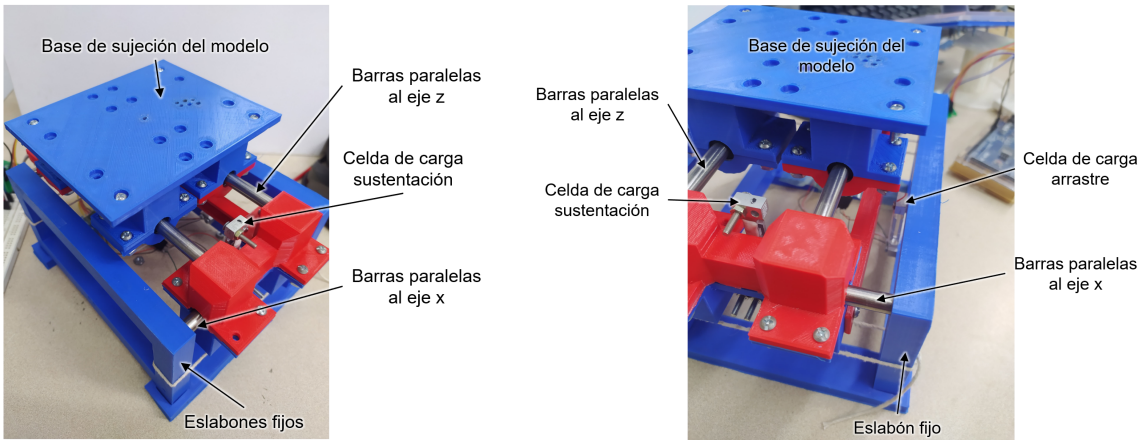
6. Guardar fuera del software el valor del factor de calibración para reemplazarlo manualmente en en el código modificado de “Read_2X_load_cell”.

Algo importante por aclarar es que para esta calibración es necesario tener unas masas conocidas. Estas masas se obtuvieron a partir de las medidas entregadas por una balanza de joyería con una precisión de 0.01 gramos. En la tabla 4.13 se presentan los valores entregados después de la calibración hecha con una masa de $20{,}01g \pm 0{,}01g$.

**Tabla 4.13:** Medias después de la calibración

| **Masa (g)** $\pm 0{,}01g$ | | |
|---|---|---|
| **Balanza** | **Celda de carga 1** | **Celda de carga 2** |
| 20.01 | 20.01 | 20.00 |
| 9.99 | 9.98 | 10.00 |
| 49.96 | 49.97 | 49.97 |

La construcción de la balanza se realizo principalmente en una impresora 3D en material de PLA, los únicos elementos que difieren de este material son los rodamientos lineales de referencia LM8UU, la tornillería y las barras paralelas que son Acero inoxidable AISI 304. El resultado final para el diseño de la balanza se evidencia en la figura 4.38.




**(a)** **(b)**

**Figura 4.38:** Diseño final de la balanza aerodinámica

## 4.3. Manufactura de las alas

Para determinar el mejor método de manufactura para las alas, se fabricó un ala con aleta utilizando dos tipos de impresoras 3D: una con impresión de resina y otra con impresión de filamento con ácido poliláctico o PLA. Esta decisión se debe a que el ala con la aleta tiene una mayor cantidad de detalle debido a la complejidad que conlleva la aleta en contraste con el ala sin la aleta. Esta comparación se hace con el fin de obtener un mejor acabado al finalizar la manufactura de las alas y diminuyendo las discrepancias con respecto a los modelos usados en las simulaciones. Se hizo la comparación esperando tener buenos resultados de la impresora de filamento, ya que es el dispositivo disponible en el equipo de investigación IMPETUS INDOMITUS.

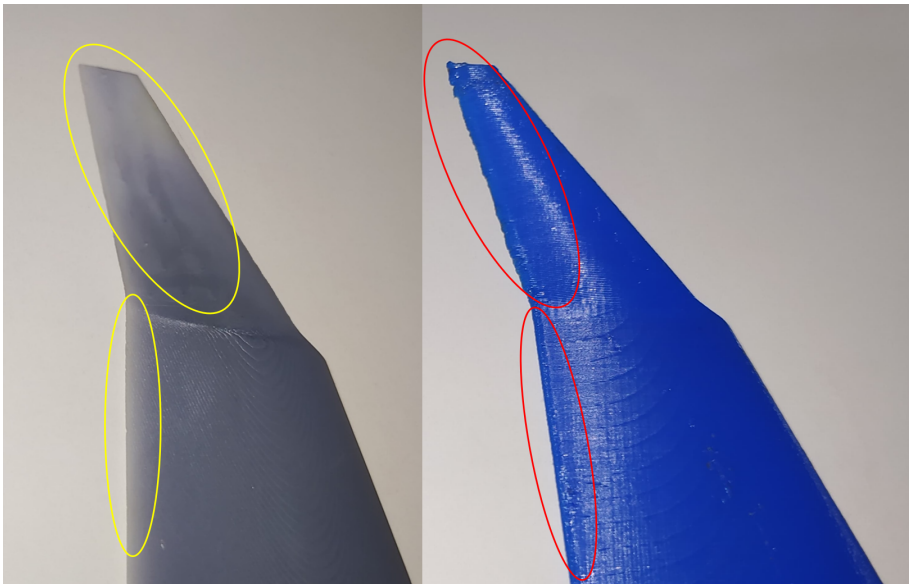


**Figura 4.39:** Comparación distintos tipos de manufactura del ala

En la figura 4.39 se evidencian las diferencias entre los dos tipos de manufactura, siendo el ala de color azul la hecha con la impresora de filamento y el ala color gris la impresa con resina. Para este estudio fue de vital importancia tener una geometría con la menor cantidad de diferencias con respecto al modelo computacional debido a que las simulaciones se hacen con esta geometría. Las imperfecciones que presenta la impresión en PLA y que se encierran en rojo, en contraste, con las mismas zonas en la impresión de resina que se encierran en amarillo, muestran el mejor acabado de la impresión en resina. En consecuencia, se decide usar las impresiones por resina.

## 4.4. Montaje experimental

La construcción del montaje experimental se inició con la fabricación de una sección de prueba con la que fuese posible minimizar la succión que tendrá el experimento. Así se hicieron distinta pruebas con el fin de tratar de evitar problemas por succión. La sección de prueba final es la mostrada en la figura 4.31. Esta sección en la parte inferior, que se identifica en color rojo, tiene una abertura que permite el cambio de ángulo de ataque.
Debido a la abertura se añadió un disco bajo el ala que tiene las mismas perforaciones del base de la balanza y hace que el flujo que hay por succión no interactué directamente con el ala como se ve en la figura 4.40.

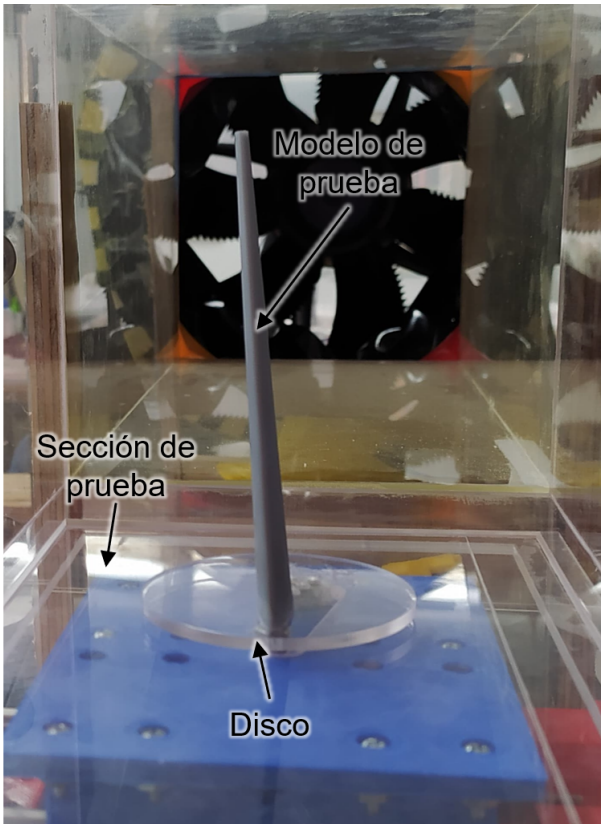



**Figura 4.40:** Vista interna de la sección prueba con el modelo instalado

Así, el montaje experimental queda conforme a lo exhibido en la Figura 4.41.

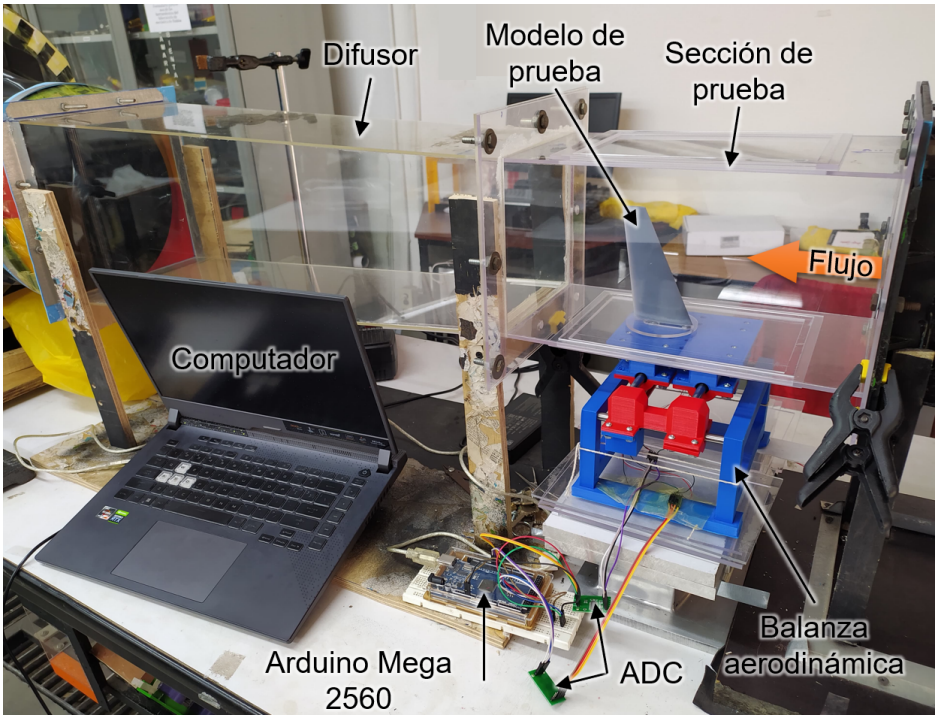



**Figura 4.41:** Montaje experimental

## 4.5. Toma de datos experimentales

Para medir las fuerzas de sustentación y arrastre en el túnel de viento, se es necesario tener especial cuidado en varios aspectos, garanticen la fiabilidad de los resultados, los cuales se detallan a continuación.

- **Preparacion del túnel de viento:** Se requiere que el montaje del modelo de ala sobre la balanza aerodinámica este dentro del túnel de viento. Además debe asegurarse que la balanza quede alineada con la dirección flujo. Esta alineación se hace con ayuda de unas líneas marcadas en la base de la sección de prueba. En la figura 4.42 se muestran las líneas que sirven de guía están encerradas en negro, teniendo a la izquierda la línea resaltada por una línea punteada amarilla sobre ella y a la derecha está encerrada la línea de guía sin resaltar. En adición, la balanza debe quedar nivelada. Otro instrumento es el ventilador del túnel de viento al cual se le fijó una velocidad de $973{,}3 \pm 1rpm$.

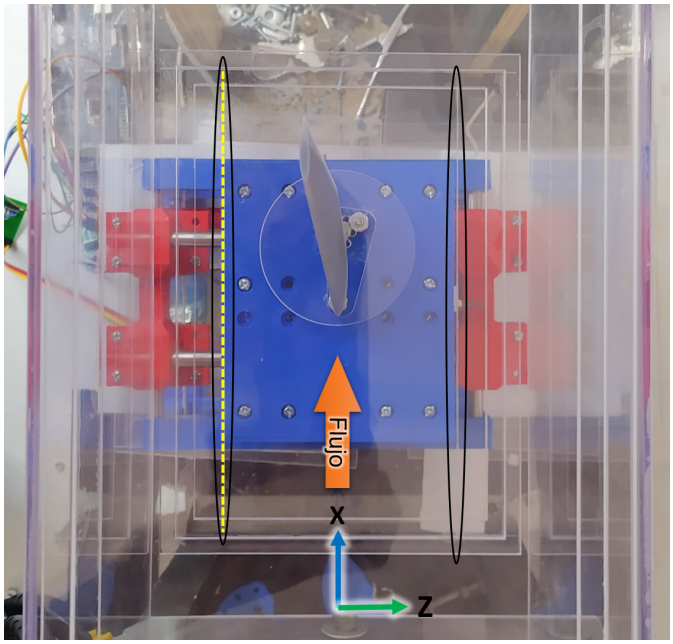



**Figura 4.42:** Alineación de balanza

- **Calibración de los equipos:** Es necesario que la calibración individual de las celdas de carga esté hecha. Además, tener conectado el Arduino Mega 2560 a la computadora, abierto el software ARDUINO IDE, donde se escoge el puerto y el tipo de tarjeta. En el proceso de calibración de las celdas, se hizo el cambio de factores de calibración al código modificado de "Read_2X_load_cell" el cual entrega resultados en gramos cada 0.01 seg y se presentan en los anexos. Este código debe estar cargado en el Arduino.

Para realizar una medición de las fuerzas en tiempo real se usó el software Excel, el cual se puede usar como un lector de los datos entregados por el Arduino. Así se obtuvo una lectura de 500 datos que se van reescribiendo, haciendo que el dato mas antiguo se reemplaza con el dato mas reciente. Esto permite calcular el valor promedio para las masas de la lectura además de calcular la desviación estándar media que como se dijo anteriormente, se puede asociar como la incertidumbre experimental [39].

En la toma de datos experimentales inherentemente esta asociada una dispersión de datos, por lo tanto, con el fin de obtener resultados estadísticamente significativos se hicieron varias mediciones de las mismas masas. Para determinar el número adecuado de mediciones se evalúa la dispersión (D) de los datos con el objetivo de garantizar una mayor confiabilidad. El número de mediciones asociadas a al el valor de la dispersión se muestra en la tabla 4.14.

**Tabla 4.14:** Número de mediciones según la dispersión [40]

| Dispersión de datos en las primeras tres mediciones | Numero total de medidas que deben realizarse |
|---|---|
| D<2 % | Bastan las tres medidas realizadas |
| 2 %<D<8 % | Hay que hacer 3 medidas adicionales |
| 8 %<D<15 % | hay que realizar hasta 15 |
| D>12 % | hay que realizar mínimo 50 medidas |

La dispersión se calcula mediante la ecuación 4.21 [40] que permitió definir el número de mediciones a realizar durante la toma de datos experimentales.

$$D = \frac{x_{max} - x_{min}}{\bar{x}} * 100 \tag{4.21}$$

Donde $x_{max}$ es valor máximo de la medición ejecutada, $x_{min}$ es el valor mínimo de la medición y $\bar{x}$ es el promedio.
Como la medición de los coeficientes aerodinámicos que son los valores finales a medir no se hacen de forma directa en el experimento, es necesario realizar un análisis de incertidumbre teniendo en cuenta la incertidumbre en la medición de la velocidad y la masa. La definición de la incertidumbre de una magnitud que sea función de dos variables $z = f(x, y)$ se muestra en la ecuación 4.22 [41].

$$\Delta Z = \sqrt{\left(\frac{\partial Z}{\partial x}\right)^2 \Delta x + \left(\frac{\partial Z}{\partial y}\right)^2 \Delta y} \tag{4.22}$$

Donde $\Delta y$ es la incertidumbre de la variable $y$ , $\Delta x$ es la incertidumbre de la variable $x$ y $\Delta Z$ es la incertidumbre total de la magnitud $Z$. Ahora, remplazando $Z$ como la magnitud de los coeficientes de sustentación o arrastre $C_x$ se hace necesario encontrar la incertidumbre de la fuerza de sustentación $F_L$ y arrastre $F_D$ con respecto a la masa.

$$\Delta F_x = g \cdot \Delta m_x \tag{4.23}$$

Donde g es la gravedad, $\Delta m_x$ es la incertidumbre en la medición de la masa y $\Delta F_x$ es la incertidumbre en $F_L$ o $F_D$ . Teniendo en la ecuación 4.22 se puede asociar para este caso la incertidumbre de la Fuerza con respecto a los coeficientes aerodinámicos, como se muestra a continuación.

$$\Delta C_x = \sqrt{\left(\frac{\partial C_x}{\partial F_x}\right)^2 \Delta F_x + \left(\frac{\partial C_x}{\partial U}\right)^2 \Delta U} \tag{4.24}$$

Donde $C_x$ es el coeficiente de sustentación o de arrastre y $U$ es la velocidad de flujo y el símbolo $\Delta$ representa la incertidumbre de la magnitud que acompaña. A las ecuaciones de los coeficientes 1.1 y 1.2, se les aplica la ecuación 4.24 según el caso. A continuación se muestran las expresiones para calcular las incertidumbres para ambos coeficientes.

$$\Delta C_L = \sqrt{\left(\frac{2}{\rho U^2 A}\right)^2 \Delta F_L + \left(\frac{-4F_L}{\rho U^3 A}\right)^2 \Delta U} \tag{4.25}$$

$$\Delta C_D = \sqrt{\left(\frac{2}{\rho U^2 A}\right)^2 \Delta F_D + \left(\frac{-4F_D}{\rho U^3 A}\right)^2 \Delta U} \tag{4.26}$$

Donde la $\Delta C_L$ y $\Delta C_D$ es la incertidumbre total del coeficiente de sustentación y de arrastre, $A$ es el área de referencia.

# 5. Resultados y Analisis

En este capítulo se presentan y analizan los resultados obtenidos experimental y numéricamente. Los resultados generados por las simulaciones tanto del ala sin aleta y con aleta se comparan con los resultados experimentales. Adicionalmente, se discuten las discrepancias que hay entre los resultados experimentales y los simulados, evaluando las posibles causas.

## 5.1. Resultados de simulación

Los resultados obtenidos mediante simulación se hicieron aplicando la misma metodología descrita en el capítulo 2.3. Estos resultados se presentan en las tablas 5.15 y 5.16.

**Tabla 5.15:** Resultados simulación sin aleta

| Simulación sin aleta | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|
| **AOA** (°) | $F_L$(N) | $F_D$(N) | $C_L$ | $C_D$ | $\frac{C_D}{C_L}$ |
| 0 | 0.000 | 0.037 | 0.000 | 0.034 | 0.000 |
| 3 | 0.205 | 0.041 | 0.191 | 0.038 | 0.199 |
| 6 | 0.400 | 0.052 | 0.373 | 0.049 | 0.130 |
| 9 | 0.574 | 0.073 | 0.536 | 0.068 | 0.127 |

**Tabla 5.16:** Resultados simulación con aleta

| Simulación con aleta | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|
| **AOA** ° | $F_L$(N) | $F_D$(N) | $C_L$ | $C_D$ | $\frac{C_D}{C_L}$ |
| 0 | 0.000 | 0.038 | 0.000 | 0.036 | |
| 3 | 0.228 | 0.042 | 0.213 | 0.039 | 0.185 |
| 6 | 0.437 | 0.054 | 0.408 | 0.050 | 0.124 |
| 9 | 0.619 | 0.077 | 0.578 | 0.072 | 0.124 |

## 5.2. Resultados experimentales

Los resultados experimentales se hicieron aplicando la metodología descrita en el capítulo 3.2.3. Estos resultados se presentan en las tablas D.1 y D.2que se encuentran en el anexo. En las tablas se presenta las fuerzas aerodinámicas con sus respectivas incertidumbres que fueron calculadas con el método anteriormente descrito. Los coeficientes aerodinámicos se calcularon con las fuerzas aerodinámicas y se les hizo el respectivo análisis de incertidumbre. Por último se presenta las tablas D.1 y D.2 la relación entre $C_D$ y $C_L$ con su respectiva incertidumbre experimental que se obtiene aplicando la ecuación 4.22.

## 5.3. Análisis de resultados

En las figuras 5.43 y 5.44 se plasmaron los resultados obtenidos para los coeficientes aerodinámicos. Los datos experimentales se ilustraron con sus respectivas incertidumbres experimentales, facilitando visualizar la variación en estos. Los resultados que se registraron mediante simulación son los etiquetados con las siglas $SCA$ (Simulación Con Aleta) y $SSA$ (Simulación Sin Aleta), mientras que los resultados experimentales se distinguen por llevar una "E"(Experimental) al inicio de la

etiqueta. Así, $ECA$ representa los resultados experimentales para el ala con aleta y $ESA$ para el sin aleta.

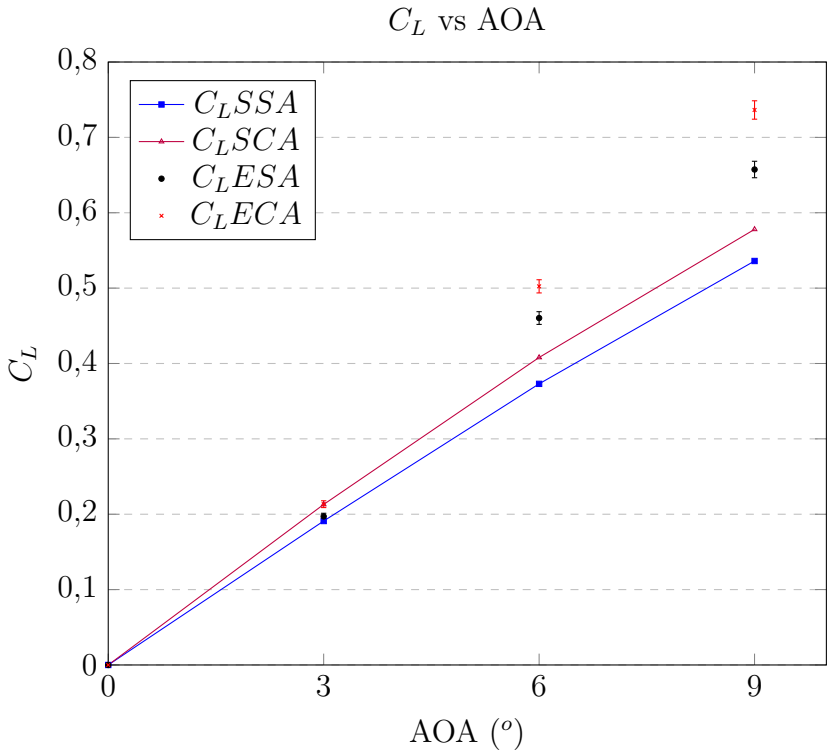



**Figura 5.43:** Coeficiente de sustentación a varios ángulos de ataque.

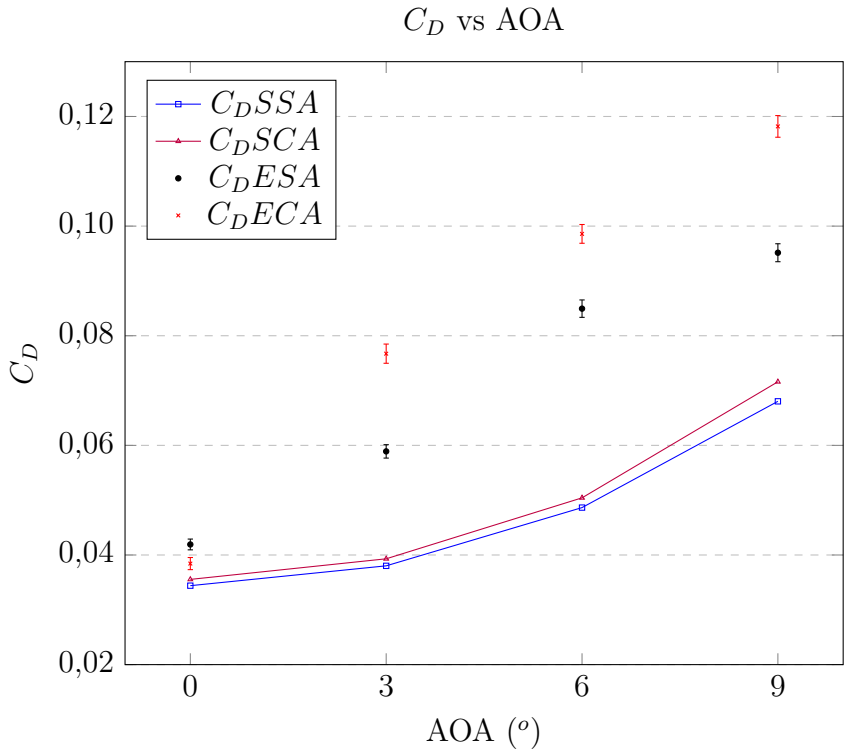



**Figura 5.44:** Coeficiente de sustentación a varios ángulos de ataque.

De las figuras 5.43 y 5.44 se aprecia que los datos de $C_L$ y $C_D$ tienen la misma tendencia tanto en simulación como en el experimento, sin embargo, los resultados experimentales tienden a ser mayores que los resultados de la simulación. Para establecer una escala más clara en las diferencias que se presentan, en la tabla 5.17 se expone las diferencias porcentuales entre los resultados experimentales y de simulación para cada uno de los ángulos probados.

La tabla 5.17 evidencia que para el coeficiente de sustentación en los ángulos de 0° y 3° hay una similitud en los resultados de ala con aleta y sin aleta con un error porcentual máximo del 3.08 %. En contraste, los valores a 6° y 9° de angulo de ataque para $C_L$ aumenta la diferencia entre los resultados con un máximo en ambos casos del 21.54 %. La discrepancia en los resultados de experimentales con respecto a los numericos en las medicones del coeficiente arrastre estante entre el 17 % y 49 %.

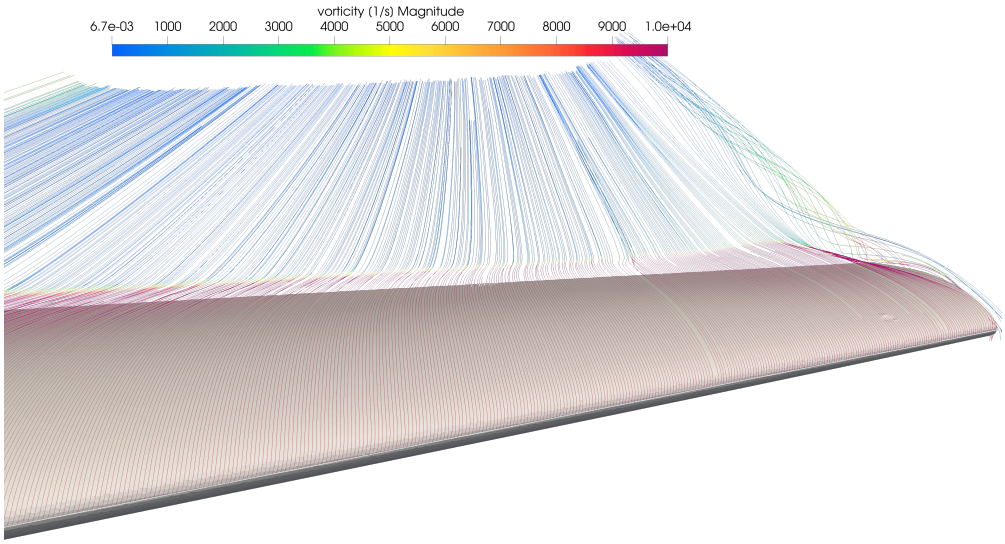
**Tabla 5.17:** Diferencias porcentuales entre resultados experimentales y numericos

| | Sin Aleta | | Con Aleta | |
|---|---|---|---|---|
| AOA (°) | Diferencia % $C_L$ | Diferencia % $C_D$ | Diferencia % $C_L$ | Diferencia % $C_D$ |
| 0 | 0 | 17.94 | 0 | 7.51 |
| 3 | 3.08 | 35.45 | 0.26 | 48.77 |
| 6 | 18.93 | 42.73 | 18.84 | 48.85 |
| 9 | 18.42 | 28.49 | 21.54 | 39.42 |

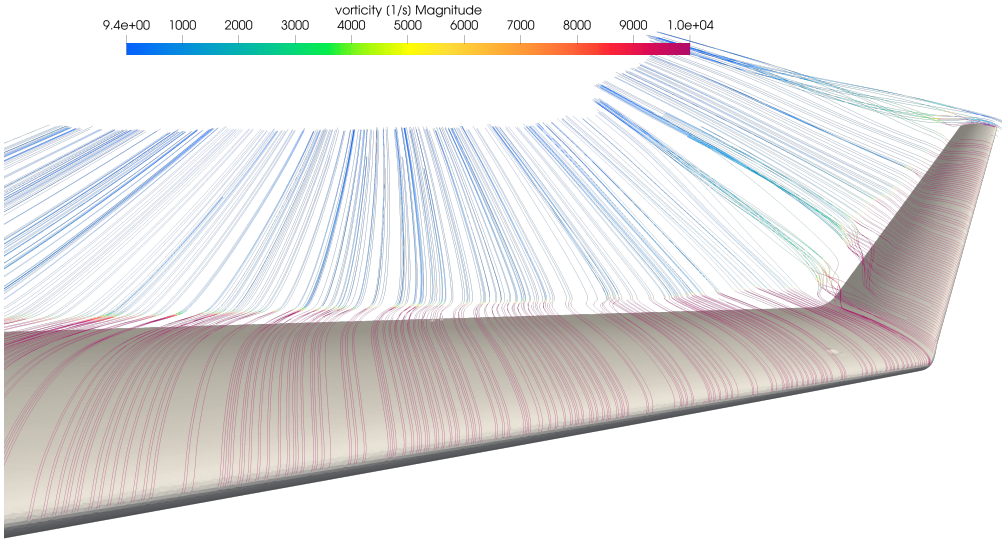
Las diferencias entre los resultados experimentales con respecto a los de simulación en el caso del $C_L$ que no son mayores al 22 % y para el $C_D$ las diferencias llegando a casos de hasta el 49 %, se puede atribuir a que las simulaciones subestiman las fuerzas aerodinámicas debido a las simplificaciones impuestas en el modelo de turbulencia, así como el usar un solucionador como *simpleFoam* el cual establece un flujo estacionario en las simulaciones. En adición, es posible que exista una influencia en la diferencia de resultados para el $C_L$ y $C_D$, como consecuencia de aumentar el ángulo de ataque, debido a la generación de vórtices mayores en la punta del ala haciendo que se subestimen en la simulación por las simplificaciones ya expuestas. De igual manera, otra introducción de errores es la alineación de la balanza, debido a que se hizo manualmente, puesto que se uso una línea para realizar este procedimiento.

Las altas diferencias entre los resultados experimentales en comparación con los de simulación para el $C_D$, se debe a la baja magnitud de las fuerzas que se tienen en esta dirección, esto aumenta tanto la incertidumbre experimental como posibles errores introducidos externamente como la succión que se genera debido a necesidad de tener un espacio para introducir los instrumentos necesarios para realizar las mediciones experimentales, al igual que las diferencias en el flujo existente dentro del túnel de viento, pues, este se ve afectado también por la succión generando diferencias con respecto a la velocidad con las que se hicieron las simulaciones.

Al realizar una comparación entre los resultados del ala con aleta y sin aleta obteniendo que el ala con aleta presenta un aumento de $C_L$ de hasta un 10.72 % en comparación al ala sin aleta. Además, se evidencia que hay una mejora en el desempeño aerodinámico de hasta en 16 % del ala con aleta con respecto al ala sin aleta, a pesar de que existe un aumento en el arrastre con valor máximo de 23.24 % como se puede ver en las tablas del anexo D.




**(a)** Ala sin aleta

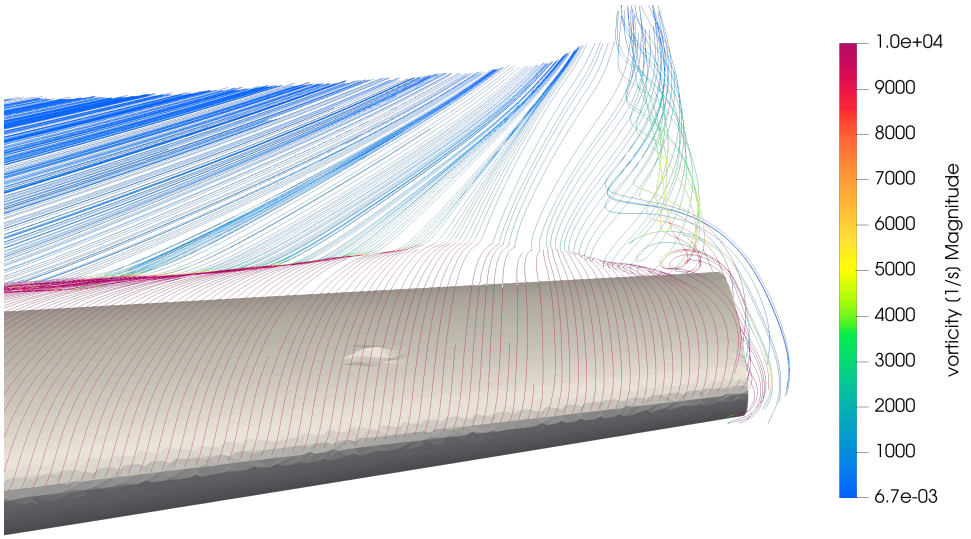



**(b)** Ala con aleta

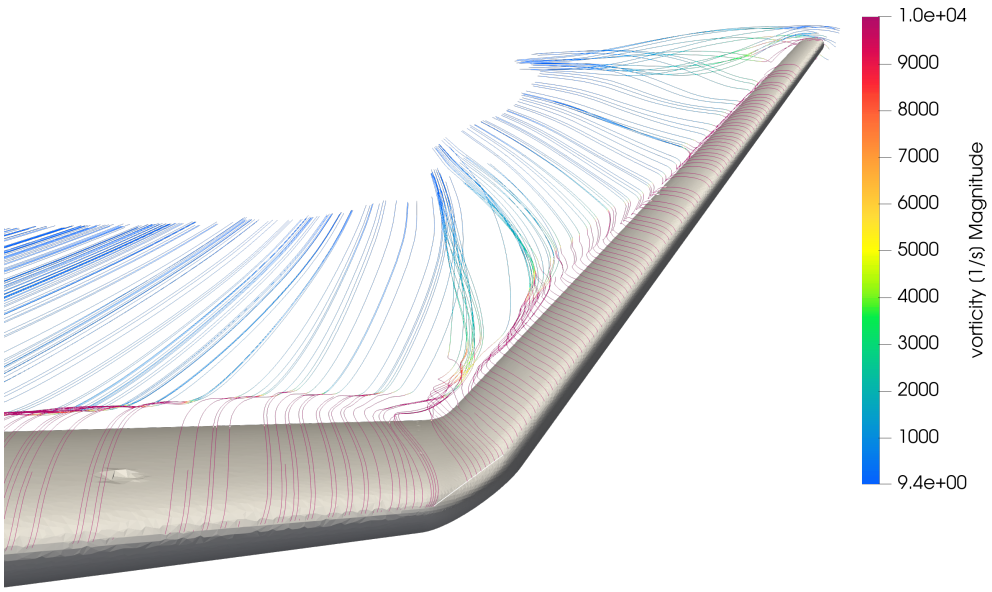
**Figura 5.45:** Estela de vórtices por simulacion AOA 6°

Por los resultados de la simulación se puede visualizar la estela de vórtices que se generan aguas abajo en las puntas de las alas. Para tener una visión más clara de estos se estableció en la herramienta de Pos-Procesamieno Paraview, una línea sobre todo el borde de ataque a lo largo de la envergadura del ala. Sobre esta línea se desprenden líneas de flujo que muestran el comportamiento corriente abajo del fluido. En la figura 5.45 se muestra la estela de vórtices que se forma aguas abajo, donde las líneas de corriente reflejan la vorticidad.
En la figura 5.46a se hace un acercamiento a la punta del ala sin aleta, donde en comparación con el vórtice de punta del ala con aleta que se ve en la figura 5.46b se evidencia un menor tamaño en los vórtices. Sumado a esto, en la figura 5.46b se observó que en la zona de transición del plano alar a la aleta hay una generación vórtices aguas abajo. La escala de los vórtices generados por el ala sin aleta en comparación con los vórtices generados por el ala con aleta tiene significativamente una mayor escala. Además, se puede observar que en la zona de transición del ala a la aleta hay

una alta generación de vórtices, lo cual aumenta el arrastre del ala con aleta con respecto al ala sin aleta, de que el método de generación para zona de transición, lo que confirma la conclusión hecha por Velez C. [14].




**(a)** Ala sin aleta




**(b)** Ala con aleta

**Figura 5.46:** Vórtices de punta de ala por simulación AOA 6°

Para evaluar la distribución de vorticidad corriente abajo del ala, se establecen planos paralelos al plano YZ desde $x = 0{,}055m$ hasta $x = 0{,}095m$ con un incremento de $0{,}01m$. A partir de esta ubicación se incrementa cada $0{,}02m$ hasta $x = 0{,}155m$. Estos planos se pueden observar en la figura 5.47.

Las visualizaciones de los planos de corte se presentan para el ala con aleta y sin aleta a un ángulo de ataque de 6 grados. Entre los planos $x = 0{,}055m$ y $x = 0{,}065m$ que son las figuras 5.48 y 5.48 respectivamente se establece una escala logarítmica para la magnitud de la vorticidad, por otro lado, hay una región en blanco que significa que aún hay partes del ala en el plano de corte.

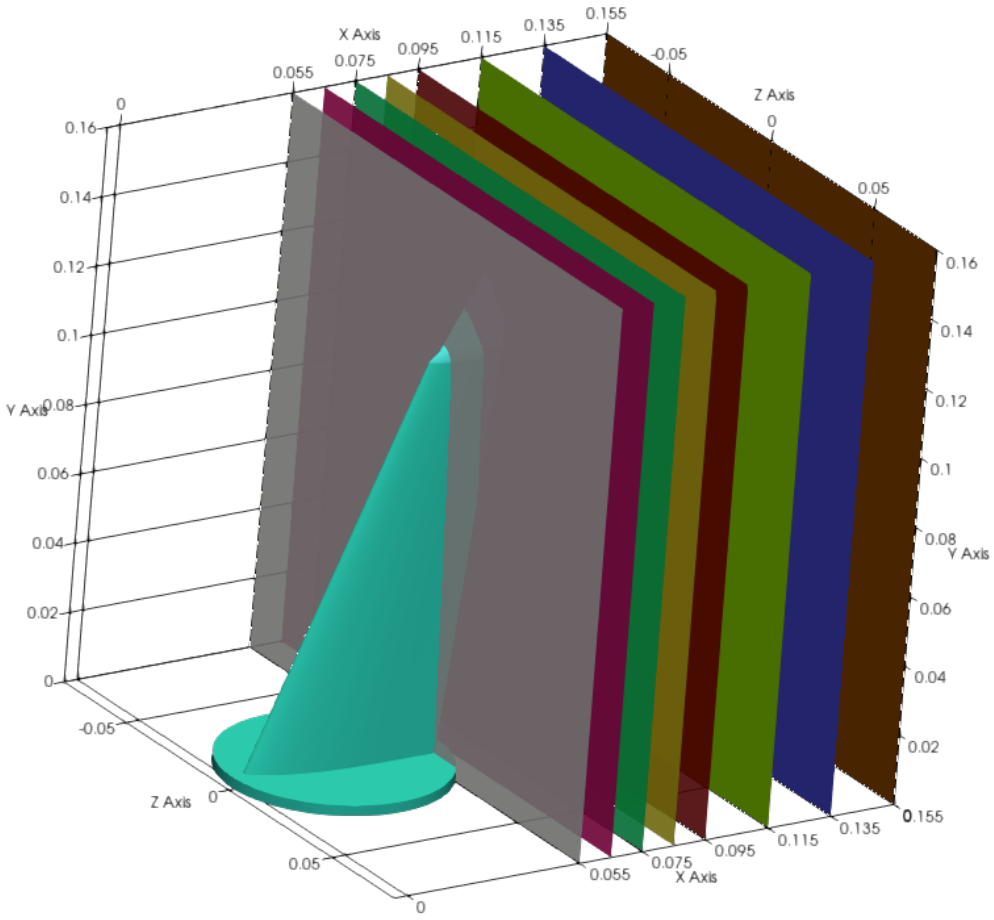
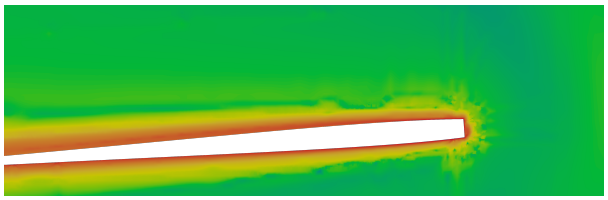
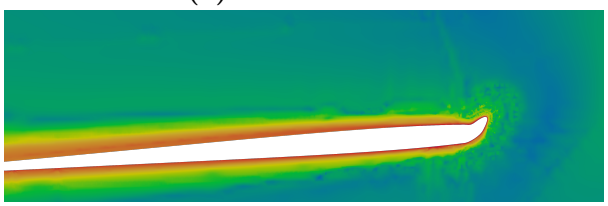



**Figura 5.47:** Planos de visualización de la vorticidad

Sin embargo, esto permite observar la vorticidad alrededor de la superficie del ala, donde por comparación el espesor de la región de alta vorticidad es mayor para el ala sin aleta que con el ala con aleta. Una posible razón es que al estar la aleta en el ala reduce el flujo de aire en la punta del ala entre el intradós y el extradós.

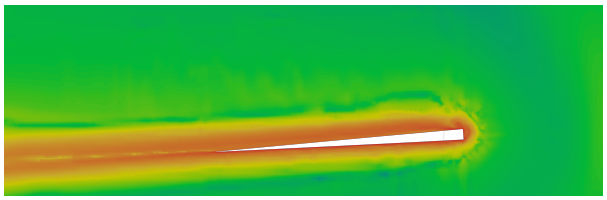


**(a)** Ala sin aleta

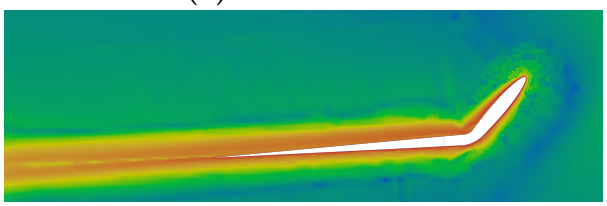


**(b)** Ala con aleta

**Figura 5.48:** Vorticidad en el plano Y-Z (x=0.055)

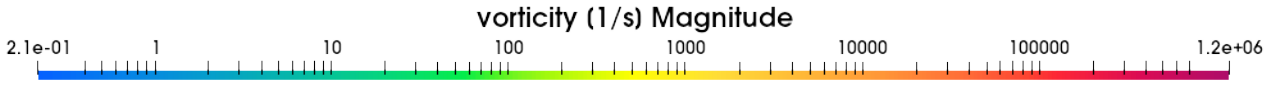


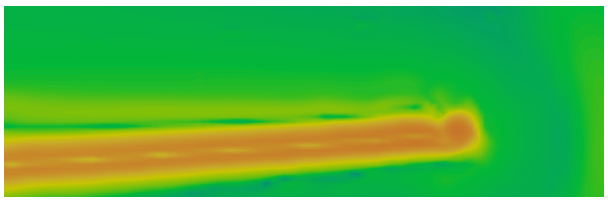
**(a)** Ala sin aleta



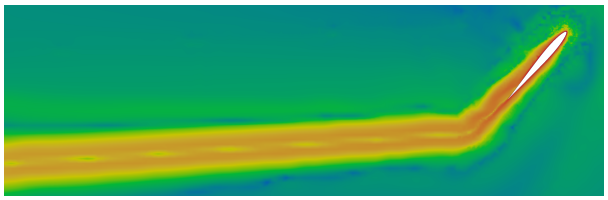
**(b)** Ala con aleta

**Figura 5.49:** Vorticidad en el plano Y-Z (x=0.065)



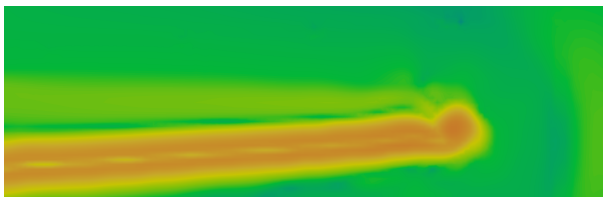



**(a)** Ala sin aleta

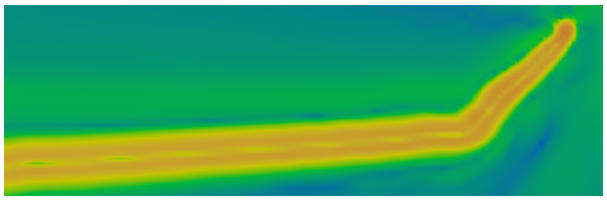


**(b)** Ala con aleta

**Figura 5.50:** Vorticidad en el plano Y-Z (x=0.075)



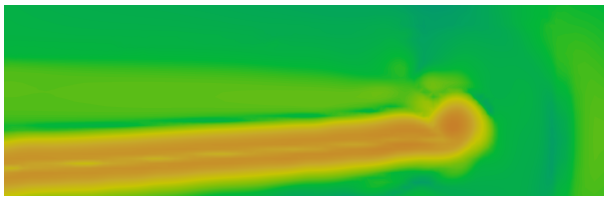
**(a)** Ala sin aleta



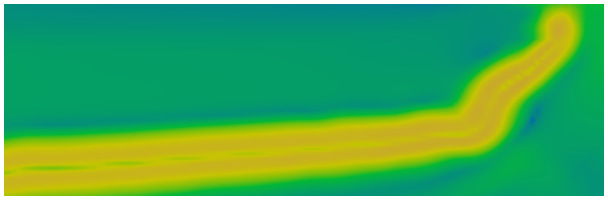
**(b)** Ala con aleta

**Figura 5.51:** Vorticidad en el plano Y-Z (x=0.085)

En la Figura 5.50a se ve que ya el plano no está tomando el ala, es decir, se muestra la vorticidad del flujo libre corriente abajo del ala sin aleta justo después del borde de fuga de la punta del ala, la cual tiene una zona de alta vorticidad. Esta magnitud es la zona donde se presenta es proporcional al tamaño de los vórtices generados en la estela de vórtices y que se puede comparar con la figura 5.45a. Por otro lado, la figura 5.51b representa la vorticidad del flujo libre corriente abajo del ala con aleta justo después del borde de fuga de la punta de la aleta. La región en tamaño es menor en comparación a la de la figura 5.50a, lo que implica una reducción en el tamaño de los vórtices generados corriente abajo por el ala con aleta en contraste con los vórtices de punta ala del sin aleta. Este desplazamiento del plano, donde se ve por primera vez el flujo libre en el ala con aleta con respecto al ala sin aleta, se debe a que geométricamente la inclusión de la aleta en el ala aumenta su barrido hacia atrás.

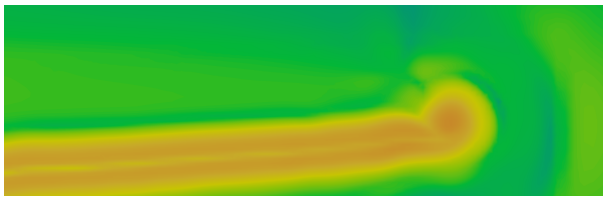


**(a)** Ala sin aleta

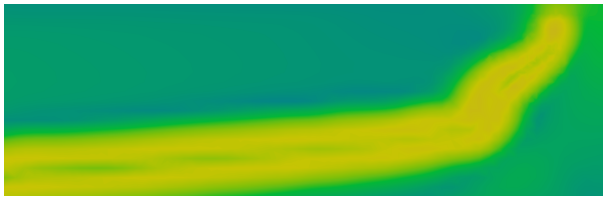


**(b)** Ala con aleta

**Figura 5.52:** Vorticidad en el plano Y-Z (x=0.095)

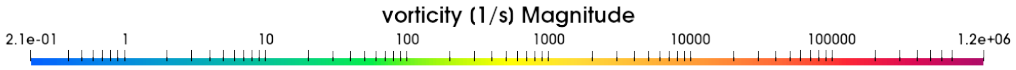


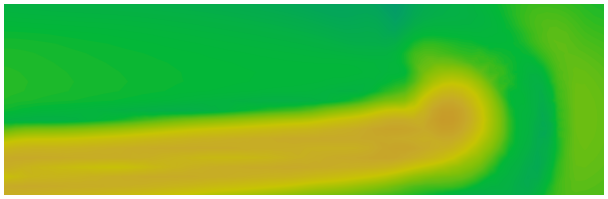
**(a)** Ala sin aleta



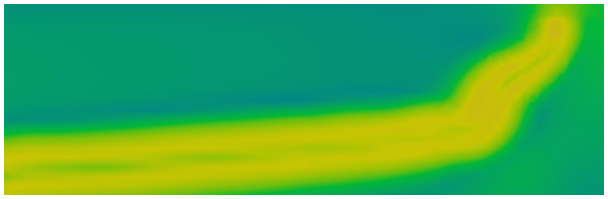
**(b)** Ala con aleta

**Figura 5.53:** Vorticidad en el plano Y-Z (x=0.115)



**(a)** Ala sin aleta



**(b)** Ala con aleta

**Figura 5.54:** Vorticidad en el plano Y-Z (x=0.135)



**(a)** Ala sin aleta



**(b)** Ala con aleta

**Figura 5.55:** Vorticidad en el plano Y-Z (x=0.155)

Se pudo evidenciar que la magnitud de la vorticidad en los vórtices de punta del ala con aleta tiene una magnitud menor en el plano x=0.155m, además de que la zona afectada disminuye el tamaño con respecto al ala con aleta. Sin embargo, otro aspecto importante es quela distancia desde el plano x=0.155m hasta el borde de fuga de la punta de alas, ya que para el ala sin aleta la distancia es de 0.085m y del ala con aleta la distancia es de 0.072m respectivamente. Por lo tanto, al introducir la aleta al ala hace que se disminuya la distancia aguas abajo para que los valores de la vorticidad disminuyen a una magnitud similar en comparación con el ala sin aleta. Además, debido a que la disminución del tamaño de la región, con una alta vorticidad, de ala con aleta, en comparación con el ala sin aleta, hace que el tamaño de los vórtices de punta de ala disminuyan.

# 6. Conclusiones y recomendaciones

## 6.1. Conclusiones

- Se encontró que la implementación de una aleta simple reduce significativamente los vórtices de punta de ala, mejorando la eficiencia aerodinámica del ala barrida en hasta un 16 %. Los resultados obtenidos confirman que este tipo de dispositivo en un ala con un ángulo de barrido hacia atrás de 24° es una solución viable para mejorar el rendimiento evaluado como $C_L/C_D$ en aplicaciones aeronáuticas, contribuyendo a un mejor rendimiento en vuelo.

- Se realizó el dimensionamiento de un montaje experimental para realizar las mediciones del coeficiente de arrastre y sustentación. El prototipo de ala barrida sin aleta tiene una envergadura de 0.22m con un ángulo de barrido hacia atrás de 24°, ángulo de diedro de 4°, una cuerda de raíz de 0.05m y cuerda de punta de 0.025m; a la cual se le incluyo una aleta dimensiones presentadas en la tabla 2.3. En adición se construyó una balanza aerodinámica fabricada en PLA y acero inoxidable; a la cual se le ajustó un procedimiento para su calibración. Además, se hicieron modificaciones al túnel de viento construyendo un difusor que permite llegar a las velocidades requeridas por este proyecto y también para disminuir la turbulencia en la sección de prueba.

- Se logró hacer una medición experimental de los coeficientes aerodinámicos para los ángulos de ataque de 0°, 3°, 6° y 9°. Registrando, por un lado, para el coeficiente de sustentación de un ala sin aleta un valor de hasta 0.657 y para el ala con aleta valor máximo de 0,736 . Por otro lado, las mediciones para el coeficiente de arrastre dieron como resultado para el ala sin aleta valores entre 0.041 y 0.095; y para el ala con aleta valores entre 0.038 y 0.118.

- Los resultados de la evaluación experimental tuvieron incertidumbre para él ala sin aleta menor al 2.35 % y para el ala con aleta una incertidumbre no mayor al 2.85 %.

- SSe verificaron los resultados experimentales mediante comparación con los resultados numéricos producto de las simulaciones de CFD hechas en OPENFOAM usando el Solver SIMPLEFOAM con un flujo monofasico y resolviendo las ecuaciones RANS para el modelo de turbulencia kw-SST. Los resultados finales de esta comparación muestran una discrepancia para el coeficiente de sustentación máxima del 22 % y para el coeficiente de arrastre de hasta el 49 % como se ve en la tabla 5.17.

- Se logró mediante los resultados de simulación visualizar la estela vórtices para el ala con y sin aleta, lo que permitió observar la formación de los vórtices corriente abajo del ala. En adición se visualizó distribución de la vorticidad, determinando la distancia de disipación de los botines aguas abajo. Esto dio a conocer mejor las características del comportamiento de estas alas a bajos números de Reynolds.

## 6.2. Recomendaciones

- Realizar un modelo de balanza que sea fijo a la sección de prueba con el fin de reducir la introducción de errores a los resultados experimentales. También es necesario rediseñar el soporte del ala para que sea mas fácil realizar el cambio del ángulo de ataque mejorando la precisión.
- Utilizar sensores con una mayor capacidad de carga máxima, con el fin de poder realizar experimentación en ángulos de ataque mayores a 9 °. En adición es necesario optimizar la toma de datos a través de una tarjeta de adquisición de datos ya que las tarjeta Arduino junto con el ADC HX711 podrían presentar interferencias en las lecturas de las señales.
- Es necesaria la implementación de estudios experimentales buscando la mejora continua que se caracteriza a la Universidad del Valle y por tal razón en búsqueda de una incentivar el desarrollo de trabajos de grado que impliquen la realización de pruebas experimentales, se solicita a la Universidad del Valle, mas específicamente a la Escuela de Ingeniería Mecánica la adquisición de equipos e instrumentación que permita realizar pruebas experimentales mas rápidamente o por el contrario apoyar a los estudiantes económicamente para que ellos mismos construyan estos dispositivos y en consecuencia se acorte el tiempo de ejecución de estos trabajos de grado.

## 6.3. Trabajos futuros

- Realizar un estudio de esta misma configuración realizando un escalamiento geométrico en el túnel de viento que está en construcción del equipo IMPETUS INDOMITUS, aumentando así el número de Reynolds de las pruebas experimentales.
- En las simulaciones es necesario aumentar la rigurosidad en la aplicación de estas usando solucionadores que incluyan el paso temporal que permitan estudiar fenómenos transitorios intrínseco a los flujos reales en un ala y adicionalmente implementar modelos de turbulencia mas completos como lo son los Large Eddy Simulation (LES) con el fin de reducir la brecha que existe entre los resultados experimentales y de simulación.
- Realizar un estudio enfocado en la zona de transición del ala con la aleta con el fin de establecer una mejora en la metodología de generación de esta. Esto permitirá reducir los vórtices generados en esta zona, disminuyendo el arrastre inducido y en consecuencia, aumentar la eficiencia aerodinámica de estas alas.

# Referencias


[1] McCullough D. *Los hermanos Wright: El libro definitivo sobre los pioneros de la aviación*. Vol. 1. La Esfera de los Libros, 2016.

[2] Rimell R. *Fokker Triplane*. Vol. 4. Albatros Productions, 1987.

[3] Mitchell R. «Schneider Trophy Machine Design, 1927». En: *The Aeronautical Journal* 32.213 (1928).

[4] Chambers J. *Concept to Reality: Contributions of the NASA Langley Research Center to U. S. Civil Aircraft of The 1990s*. NASA SP. DIANE Publishing Company, 2003.

[5] Illinois Aviation Hall Of Fame. *2010 Inductees*. 2010. URL: `www.ilavhalloffame.org/members_10.htm`.

[6] Hoerner S. *Aerodynamic shape of the wing tips*. Inf. téc. Air materiel command wright-patterson afb oh engineering DIV, 1952.

[7] Maffeo A. «La Guerra de Yom Kippur y la crisis del petróleo de 1973». En: *Revista relaciones internacionales* 25 (2003), págs. 2-6.

[8] R Whitcomb. *A design approach and selected wind tunnel results at high subsonic speeds for wing-tip mounted winglets*. Inf. téc. 1976.

[9] Gratzer L. *Blended winglet*. US Patent 5,348,253. Feb. de 1993.

[10] El Haddad N. y Gonzalez L. «Aerodynamic design of a winglet for the Dassault falcon 10». En: *54th AIAA Aerospace Sciences Meeting*. 2016.

[11] Felix C. «Análisis teórico-experimental de diferentes configuraciones de puntas de ala en régimen subsónico». Tesis de pregado. INSTITUTO POLITECNICO NACIONAL, 2011.

[12] Beechook A. y Wang J. «Aerodynamic analysis of variable cant angle winglets for improved aircraft performance». En: *2013 19th International Conference on Automation and Computing*. 2013, págs. 1-6.

[13] Lombana C. «Numerical Analysis For Winglets Implementation on an Agricultural Airplane Using Open-Source». Tesis de pregado. UNIVERSIDAD DEL VALLE, 2018.

[14] Velez E. «Evaluación Aerodinámica de Aletas Escalonadas». Tesis de pregado. UNIVERSIDAD DEL VALLE, 2021.

[15] F. White. *Fluid Mechanics*. 7th. McGraw Hill, 2011.

[16] Hugh H Hurt. *Aerodynamics for naval aviators*. Office of the Chief of Naval Operations, Aviation Training Division, 1965.

[17] Anderson J. *Fundamentals of Aerodynamics (SI units)*. Vol. 5. McGraw Hill, 2011.

[18] Pinzón S. «El perfil alar y su nomenclatura NACA». En: *Ciencia y poder aéreo* 8.1 (2013).

[19] Manquillo F. «Evaluacion aerodinamica de un ala de prandlt». Tesis de pregado. UNIVERSIDAD DEL VALLE, 2022.

[20] Gardea H. «Conceptos básicos sobre la formación y teoría de los vértices». En: *Ingeniería Investigación y Tecnología* 2.2 (2001).

[21] Barnard R. y Philpott D. *Aircraft Flight: A Description of the Physical Principles of Aircraft Flight*. Vol. 4. Prentice Hall, 2010.

[22] David C Wilcox et al. *Turbulence modeling for CFD*. Vol. 2. DCW industries La Canada, CA, 2006.

[23] Vagesh D Narasimhamurthy. *Unsteady-RANS simulation of turbulent trailing-edge flow*. Chalmers tekniska högsk., 2004.

[24] Henk Kaarle Versteeg y Weeratunge Malalasekera. *An introduction to computational fluid dynamics: the finite volume method*. Pearson education, 2007.

[25] Florian R Menter. *Improved two-equation k-omega turbulence models for aerodynamic flows*. Inf. téc. 1992.

[26] Florian R Menter. «Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications». En: *AIAA journal* 32.8 (1994), págs. 1598-1605.

[27] *History*. en. `https://www.openfoam.com/news/history`. Accessed: 2024-4-26.

[28] Christopher J Greenshields et al. *Openfoam user guide version 4*. Vol. 237. 2016, pág. 624.

[29] Bastian Nebenführ. «OpenFOAM: A tool for predicting automotive relevant flow fields». En: (2010).

[30] Airfoil Tools. *Airfoil database search*. 2020.

[31] Joel E Guerrero, Marco Sanguineti y Kevin Wittkowski. «Variable cant angle winglets for improvement of aircraft flight performance». En: *Meccanica* 55 (2020), págs. 1917-1947.

[32] OpenCFD Ltd. *OpenFOAM Documentation - k-ω Shear Stress Transport (SST)*. en. `https://doc.openfoam.com/2212/tools/processing/models/turbulence/ras/linear-evm/rtm/kOmegaSST/`. Accessed: 2024-5-9.

[33] Felix Kelberlau et al. «Taking the motion out of floating lidar: Turbulence intensity estimates with a continuous-wave wind lidar». En: *Remote Sensing* 12.5 (2020), pág. 898.

[34] *Turbulence free-stream boundary conditions*. en. `https://www.cfd-online.com/Wiki/Turbulence_free-stream_boundary_conditions`. Accessed: 2024-5-10.

[35] OpenCFD Ltd. *OpenFOAM: API Guide v2112*. en. `https://www.openfoam.com/documentation/guides/latest/api/index.html`. Accessed: 2024-9-9.

[36] Georgi Kalitzin et al. «Near-wall behavior of RANS turbulence models and implications for wall functions». En: *Journal of Computational Physics* 204 (mar. de 2005), págs. 265-291. DOI: 10.1016/j.jcp.2004.10.018.

[37] Philip J Pritchard y John W Mitchell. *Fox and McDonald's introduction to fluid mechanics*. Vol. 8. John Wiley & Sons, 2016.

[38] Jewel B Barlow, William H Rae y Alan Pope. *Low-speed wind tunnel testing*. John wiley & sons, 1999.

[39] Javier Miranda. *Evaluación de la incertidumbre en datos experimentales*. Instituto de Fsica, UNAM, Méexico, 2001.

[40] Universidad de granada. *Tecnicas axiliares de laboratorio*. `https://www.ugr.es/~andyk/Docencia/TEB/Errores.pdf`. Accessed: 2024-5-19.

[41] Carlos Gutiérrez Aranzeta. *INTRODUCCION A LA METODOLOGIA EXPERIMENTAL.* MEXICO: LIMSUA, 2010.

# Apéndice A

# Medición de velocidad túnel de viento

**Tabla A.1:** Datos Linea 1

| Linea de datos 1 | | | | | | | | | | | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| **RPM** | **973.4** | **973.4** | **973.4** | **973.4** | **973.4** | **973.4** | **973.4** | **973.4** | **973.4** | **973.4** | **973.4** | **973.4** | **DATOS ESPEJO** | | |
| **Regla en pitot por debajo** | **0** | | **7** | **6.5** | **6** | **5.5** | **5** | **4.5** | **4** | **3.5** | **3** | **2.5** | | | |
| **Distancia cm (+- 1mm)** | **0** | **4** | **11** | **23.7** | **36.4** | **49.1** | **61.8** | **74.5** | **87.2** | **99.9** | **112.6** | **125.3** | **149** | **156** | **160** |
| **Presión diferencial** | 0 | 235.410 | 235.126 | 234.843 | 233.068 | 231.293 | 230.403 | 229.512 | 230.901 | 232.289 | 233.906 | 235.523 | 235.126 | 235.410 | 0 |
| **Desviación estándar Media de la presión diferencial** | 0 | 3.458 | 3.361 | 3.264 | 3.625 | 3.986 | 4.206 | 4.426 | 4.036 | 3.646 | 3.979 | 4.312 | 3.361 | 3.458 | 0 |
| **Velocidad (m/s)** | 0 | 20.000 | 19.988 | 19.976 | 19.901 | 19.825 | 19.787 | 19.748 | 19.808 | 19.867 | 19.936 | 20.005 | 19.988 | 20.000 | 0 |
| **Desviación estándar media de la velocidad** | 0 | 0.147 | 0.143 | 0.139 | 0.155 | 0.171 | 0.181 | 0.190 | 0.173 | 0.156 | 0.170 | 0.183 | 0.143 | 0.147 | 0 |
| **Intensidad de turbulencia** | 0 | 0.007 | 0.007 | 0.007 | 0.008 | 0.009 | 0.009 | 0.010 | 0.009 | 0.008 | 0.009 | 0.009 | 0.007 | 0.007 | 0 |
| **Velocidad promedio (m/s)** | | | | | **19.910** | | **Desviación estandar Media** | | | **0.161** | | **Intesidad de Turbuelencia** | | | **0.008** |

**Tabla A.2:** Datos Linea 2

| Linea de datos 1 | | | | | | | | | | | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| **RPM** | **973.4** | **973.4** | **973.4** | **973.4** | **973.4** | **973.4** | **973.4** | **973.4** | **973.4** | **973.4** | **973.4** | **973.4** | **DATOS ESPEJO** | | |
| **Regla en pitot por debajo** | **0** | | **7** | **6.5** | **6** | **5.5** | **5** | **4.5** | **4** | **3.5** | **3** | **2.5** | | | |
| **Distancia cm (+- 1mm)** | **0** | **4** | **11** | **23.7** | **36.4** | **49.1** | **61.8** | **74.5** | **87.2** | **99.9** | **112.6** | **125.3** | **149** | **156** | **160** |
| **Presión diferencial** | 0 | 230.014 | 234.801 | 235.833 | 232.459 | 230.876 | 232.564 | 227.379 | 229.272 | 228.733 | 227.349 | 230.661 | 235.833 | 234.801 | 0 |
| **Desviación estándar Media de la presión diferencial** | 0 | 8.929 | 3.278 | 3.080 | 3.218 | 3.175 | 3.212 | 3.312 | 3.222 | 3.421 | 3.343 | 3.867 | 3.080 | 3.278 | 0 |
| **Velocidad (m/s)** | 0 | 19.770 | 19.975 | 20.018 | 19.875 | 19.807 | 19.879 | 19.656 | 19.738 | 19.715 | 19.655 | 19.798 | 20.018 | 19.975 | 0 |
| **Desviación estándar media de la velocidad** | 0 | 0.384 | 0.139 | 0.131 | 0.138 | 0.136 | 0.137 | 0.143 | 0.139 | 0.147 | 0.144 | 0.166 | 0.131 | 0.139 | 0 |
| **Intensidad de turbulencia** | 0 | 0.019 | 0.007 | 0.007 | 0.007 | 0.007 | 0.007 | 0.007 | 0.007 | 0.007 | 0.007 | 0.008 | 0.007 | 0.007 | 0 |
| **Velocidad promedio (m/s)** | | | | | **19.837** | | **Desviación estandar Media** | | | **0.160** | | | **Intesidad de Turbuelencia** | | **0.008** |



**Tabla A.3:** Datos Linea 3

| Linea de datos 1 | | | | | | | | | | | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| **RPM** | **973.4** | **973.4** | **973.4** | **973.4** | **973.4** | **973.4** | **973.4** | **973.4** | **973.4** | **973.4** | **973.4** | **973.4** | **DATOS ESPEJO** | | |
| **Regla en pitot por debajo** | **0** | | **7** | **6.5** | **6** | **5.5** | **5** | **4.5** | **4** | **3.5** | **3** | **2.5** | | | |
| **Distancia cm (+- 1mm)** | **0** | **4** | **11** | **23.7** | **36.4** | **49.1** | **61.8** | **74.5** | **87.2** | **99.9** | **112.6** | **125.3** | **149** | **156** | **160** |
| **Presión diferencial** | 0 | 237.076 | 238.016 | 236.389 | 235.394 | 238.177 | 239.952 | 237.765 | 236.443 | 239.520 | 237.756 | 240.075 | 238.016 | 237.076 | 0 |
| **Desviación estándar Media de la presión diferencial** | 0 | 6.509 | 3.157 | 3.122 | 3.143 | 3.824 | 2.897 | 3.229 | 3.279 | 3.029 | 3.139 | 3.794 | 3.157 | 6.509 | 0 |
| **Velocidad (m/s)** | 0 | 20.071 | 20.111 | 20.042 | 20.000 | 20.118 | 20.192 | 20.100 | 20.044 | 20.174 | 20.100 | 20.198 | 20.111 | 20.071 | 0 |
| **Desviación estándar media de la velocidad** | 0 | 0.276 | 0.133 | 0.132 | 0.134 | 0.162 | 0.122 | 0.137 | 0.139 | 0.128 | 0.133 | 0.160 | 0.133 | 0.276 | 0 |
| **Intensidad de turbulencia** | 0 | 0.014 | 0.007 | 0.007 | 0.007 | 0.008 | 0.006 | 0.007 | 0.007 | 0.006 | 0.007 | 0.008 | 0.007 | 0.014 | 0 |
| **Velocidad promedio (m/s)** | | | | | **20.102** | | **Desviación estandar Media** | | | **0.159** | | | **Intesidad de Turbuelencia** | | **0.008** |

# Apéndice B

# Códigos de lectura de celdas de carga

```
#include <HX711_ADC.h>
#if defined(ESP8266)|| defined(ESP32) || defined(AVR)
#include <EEPROM.h>
#endif

//pins:
const int HX711_dout_1 = 4; //mcu > HX711 no 1 dout pin
const int HX711_sck_1 = 5; //mcu > HX711 no 1 sck pin
const int HX711_dout_2 = 6; //mcu > HX711 no 2 dout pin
const int HX711_sck_2 = 7; //mcu > HX711 no 2 sck pin

//HX711 constructor (dout pin, sck pin)
HX711_ADC LoadCell_1(HX711_dout_1, HX711_sck_1); //HX711 1
HX711_ADC LoadCell_2(HX711_dout_2, HX711_sck_2); //HX711 2

const int calVal_eepromAdress_1 = 0; // eeprom adress for calibration value load cell 1 (4 bytes)
const int calVal_eepromAdress_2 = 4; // eeprom adress for calibration value load cell 2 (4 bytes)
unsigned long t = 0;

void setup() {
  Serial.begin(57600); delay(10);
  Serial.println();
  Serial.println("Starting...");

  float calibrationValue_1; // calibration value load cell 1
  float calibrationValue_2; // calibration value load cell 2

  calibrationValue_1 = 17567.8; // uncomment this if you want to set this value in the sketch
  calibrationValue_2 = 18016.84; // uncomment this if you want to set this value in the sketch
#if defined(ESP8266) || defined(ESP32)
  //EEPROM.begin(512); // uncomment this if you use ESP8266 and want to fetch the value from eeprom
#endif
  //EEPROM.get(calVal_eepromAdress_1, calibrationValue_1); // uncomment this if you want to fetch the value from eeprom
  //EEPROM.get(calVal_eepromAdress_2, calibrationValue_2); // uncomment this if you want to fetch the value from eeprom
```

```
35
36    LoadCell_1.begin();
37    LoadCell_2.begin();
38    //LoadCell_1.setReverseOutput();
39    //LoadCell_2.setReverseOutput();
40    unsigned long stabilizingtime = 2000; // tare preciscion can be improved by
          adding a few seconds of stabilizing time
41    boolean _tare = true; //set this to false if you don't want tare to be
          performed in the next step
42    byte loadcell_1_rdy = 0;
43    byte loadcell_2_rdy = 0;
44    while ((loadcell_1_rdy + loadcell_2_rdy) < 2) { //run startup, stabilization
          and tare, both modules simultaniously
45      if (!loadcell_1_rdy) loadcell_1_rdy = LoadCell_1.startMultiple(
            stabilizingtime, _tare);
46      if (!loadcell_2_rdy) loadcell_2_rdy = LoadCell_2.startMultiple(
            stabilizingtime, _tare);
47    }
48    if (LoadCell_1.getTareTimeoutFlag()) {
49      Serial.println("Timeout, check MCU>HX711 no.1 wiring and pin designations")
            ;
50    }
51    if (LoadCell_2.getTareTimeoutFlag()) {
52      Serial.println("Timeout, check MCU>HX711 no.2 wiring and pin designations")
            ;
53    }
54    LoadCell_1.setCalFactor(calibrationValue_1); // user set calibration value (
          float)
55    LoadCell_2.setCalFactor(calibrationValue_2); // user set calibration value (
          float)
56    Serial.println("Startup is complete");
57  }
58
59  void loop() {
60    static boolean newDataReady = 0;
61    const int serialPrintInterval = 0; //increase value to slow down serial print
          activity
62
63    // check for new data/start next conversion:
64    if (LoadCell_1.update()) newDataReady = true;
65    LoadCell_2.update();
66
67    //get smoothed value from data set
68    if ((newDataReady)) {
69      if (millis() > t + serialPrintInterval) {
70        float a = LoadCell_1.getData();
71        float b = LoadCell_2.getData();
72        Serial.print("Lift in grams: ");
73        Serial.print(",");
74        Serial.print(a);
75        Serial.print(",");
76        Serial.print("    Drag in grams: ");
77        Serial.print(",");
78        Serial.println(b);
79        newDataReady = 0;
80        t = millis();
```

```
    }
  }

  // receive command from serial terminal, send 't' to initiate tare operation:
  if (Serial.available() > 0) {
    char inByte = Serial.read();
    if (inByte == 't') {
      LoadCell_1.tareNoDelay();
      LoadCell_2.tareNoDelay();
    }
  }

  //check if last tare operation is complete
  if (LoadCell_1.getTareStatus() == true) {
    Serial.println("Tare load cell 1 complete");
  }
  if (LoadCell_2.getTareStatus() == true) {
    Serial.println("Tare load cell 2 complete");
  }

}
```

# Apéndice C

# Resultados

**Tabla C.1:** Datos experimentales ala sin winglet a 0 Grados

| Dato | AOA de 0° Sin Winglet | | | |
|---|---|---|---|---|
| | $m_L$ (g) | $\sigma_{\bar{m_L}}$ | $m_D$ (g) | $\sigma_{\bar{m_D}}$ |
| 1 | 0.00 | 0.00 | 4.80 | 0.11 |
| 2 | 0.00 | 0.00 | 4.99 | 0.34 |
| 3 | 0.00 | 0.00 | 4.41 | 0.05 |
| 4 | 0.00 | 0.00 | 4.26 | 0.05 |
| 5 | 0.00 | 0.00 | 4.43 | 0.06 |
| 6 | 0.00 | 0.00 | 4.51 | 0.03 |
| 7 | 0.00 | 0.00 | 4.68 | 0.06 |
| 8 | 0.00 | 0.00 | 4.68 | 0.10 |
| 9 | 0.00 | 0.00 | 4.65 | 0.09 |
| 10 | 0.00 | 0.00 | 4.35 | 0.06 |
| 11 | 0.00 | 0.00 | 4.38 | 0.04 |
| 12 | 0.00 | 0.00 | 4.85 | 0.04 |
| 13 | 0.00 | 0.00 | 4.23 | 0.04 |
| 14 | 0.00 | 0.00 | 4.93 | 0.05 |
| 15 | 0.00 | 0.00 | 4.21 | 0.06 |
| Promedios | 0.00 | 0.00 | 4.56 | 0.08 |

**Tabla C.2:** Datos experimentales ala sin winglet a 3 Grados

| Dato | AOA de 3° Sin Winglet | | | |
|---|---|---|---|---|
| | $m_L$ (g) | $\sigma_{\bar{m_L}}$ | $m_D$ (g) | $\sigma_{\bar{m_D}}$ |
| 1 | 20.70 | 0.32 | 6.74 | 0.08 |
| 2 | 21.63 | 0.13 | 6.50 | 0.13 |
| 3 | 20.97 | 0.21 | 6.30 | 0.06 |
| 4 | 20.03 | 0.17 | 6.38 | 0.09 |
| 5 | 22.21 | 0.28 | 6.09 | 0.21 |
| 6 | 21.14 | 0.35 | 6.56 | 0.06 |
| 7 | 21.72 | 0.47 | 6.41 | 0.06 |
| 8 | 22.07 | 0.27 | 6.41 | 0.09 |
| 9 | 22.00 | 0.38 | 6.19 | 0.06 |
| 10 | 21.38 | 0.21 | 6.28 | 0.05 |
| 11 | 21.80 | 0.35 | 6.02 | 0.18 |
| 12 | 21.40 | 0.28 | 6.24 | 0.02 |
| 13 | 20.91 | 0.47 | 6.82 | 0.07 |
| 14 | 21.56 | 0.34 | 6.88 | 0.09 |
| 15 | 21.83 | 0.32 | 6.21 | 0.03 |
| Promedios | 21.42 | 0.30 | 6.40 | 0.08 |

**Tabla C.3:** Datos experimentales ala sin winglet a 6 Grados

| Dato | AOA de 6° Sin Winglet | | | |
|---|---|---|---|---|
| | $m_L$ (g) | $\sigma_{\bar{m_L}}$ | $m_D$ (g) | $\sigma_{\bar{m_D}}$ |
| 1 | 49.30 | 0.37 | 9.59 | 0.13 |
| 2 | 50.97 | 0.35 | 9.26 | 0.05 |
| 3 | 48.65 | 0.44 | 9.44 | 0.08 |
| 4 | 51.70 | 0.36 | 9.39 | 0.05 |
| 5 | 49.53 | 0.38 | 8.88 | 0.16 |
| 6 | 49.34 | 0.52 | 8.80 | 0.08 |
| 7 | 49.35 | 0.75 | 8.85 | 0.10 |
| 8 | 49.75 | 0.38 | 9.56 | 0.08 |
| 9 | 50.50 | 0.25 | 9.68 | 0.07 |
| 10 | 50.80 | 0.42 | 9.49 | 0.08 |
| 11 | 49.79 | 0.58 | 8.80 | 0.23 |
| 12 | 50.57 | 0.57 | 8.73 | 0.10 |
| 13 | 50.49 | 0.35 | 9.34 | 0.03 |
| 14 | 49.82 | 0.52 | 9.33 | 0.04 |
| 15 | 49.93 | 0.50 | 9.35 | 0.05 |
| Promedios | 50.03 | 0.45 | 9.23 | 0.09 |

**Tabla C.4:** Datos experimentales ala sin winglet a 9 Grados

| Dato | AOA de 9° Sin Winglet | | | |
|---|---|---|---|---|
| | $m_L$ (g) | $\sigma_{\bar{m_L}}$ | $m_D$ (g) | $\sigma_{\bar{m_D}}$ |
| 1 | 70.77 | 0.33 | 10.57 | 0.07 |
| 2 | 72.78 | 0.35 | 10.42 | 0.08 |
| 3 | 72.57 | 0.16 | 10.38 | 0.11 |
| 4 | 71.08 | 0.38 | 10.29 | 0.10 |
| 5 | 71.46 | 0.41 | 10.53 | 0.03 |
| 6 | 70.79 | 0.39 | 10.68 | 0.10 |
| 7 | 70.65 | 0.38 | 10.01 | 0.05 |
| 8 | 71.11 | 0.22 | 10.04 | 0.03 |
| 9 | 72.62 | 0.28 | 10.41 | 0.04 |
| 10 | 70.72 | 0.39 | 10.08 | 0.05 |
| Promedios | 71.45 | 0.33 | 10.34 | 0.07 |

**Tabla C.5:** Datos experimentales ala con winglet a 0 Grados

| Dato | AOA de 0° Con Winglet | | | |
|---|---|---|---|---|
| | $m_L$ (g) | $\sigma_{\bar{m_L}}$ | $m_D$ (g) | $\sigma_{\bar{m_D}}$ |
| 1 | 0.00 | 0.00 | 4.13 | 0.15 |
| 2 | 0.00 | 0.00 | 4.17 | 0.40 |
| 3 | 0.00 | 0.00 | 4.37 | 0.10 |
| 4 | 0.00 | 0.00 | 4.66 | 0.18 |
| 5 | 0.00 | 0.00 | 4.24 | 0.08 |
| 6 | 0.00 | 0.00 | 4.74 | 0.04 |
| 7 | 0.00 | 0.00 | 4.17 | 0.07 |
| 8 | 0.00 | 0.00 | 4.71 | 0.07 |
| 9 | 0.00 | 0.00 | 4.38 | 0.09 |
| 10 | 0.00 | 0.00 | 4.31 | 0.08 |
| 11 | 0.00 | 0.00 | 4.37 | 0.08 |
| 12 | 0.00 | 0.00 | 4.78 | 0.05 |
| 13 | 0.00 | 0.00 | 4.59 | 0.04 |
| 14 | 0.00 | 0.00 | 4.53 | 0.07 |
| 15 | 0.00 | 0.00 | 3.92 | 0.07 |
| Promedios | 0.00 | 0.00 | 4.40 | 0.11 |

**Tabla C.6:** Datos experimentales ala con winglet a 3 Grados

| Dato | AOA de 3° Con Winglet | | | |
|---|---|---|---|---|
| | $m_L$ (g) | $\sigma_{\bar{m_L}}$ | $m_D$ (g) | $\sigma_{\bar{m_D}}$ |
| 1 | 24.16 | 0.43 | 8.38 | 0.08 |
| 2 | 24.80 | 0.25 | 8.39 | 0.19 |
| 3 | 23.56 | 0.70 | 9.16 | 0.06 |
| 4 | 24.16 | 0.24 | 8.38 | 0.14 |
| 5 | 24.49 | 0.44 | 8.59 | 0.14 |
| 6 | 24.45 | 0.43 | 9.09 | 0.31 |
| 7 | 25.52 | 0.21 | 8.83 | 0.23 |
| 8 | 24.52 | 0.23 | 9.26 | 0.07 |
| 9 | 24.66 | 0.28 | 9.22 | 0.28 |
| 10 | 24.13 | 0.33 | 8.69 | 0.05 |
| 11 | 24.46 | 0.23 | 8.74 | 0.03 |
| Promedios | 24.45 | 0.34 | 8.79 | 0.14 |

**Tabla C.7:** Datos experimentales ala con winglet a 6 Grados

| **Dato** | **AOA de** 6° **Con Winglet** | | | |
|---|---|---|---|---|
| | $m_L$ **(g)** | $\sigma_{\bar{m_L}}$ | $m_D$ **(g)** | $\sigma_{\bar{m_D}}$ |
| 1 | 56.35 | 0.51 | 11.57 | 0.08 |
| 2 | 56.78 | 0.49 | 11.18 | 0.04 |
| 3 | 57.40 | 0.38 | 11.83 | 0.09 |
| 4 | 56.32 | 0.35 | 11.26 | 0.07 |
| 5 | 57.95 | 0.47 | 11.11 | 0.06 |
| 6 | 57.76 | 0.36 | 11.22 | 0.04 |
| 7 | 57.86 | 0.34 | 11.12 | 0.03 |
| 8 | 58.14 | 0.32 | 11.07 | 0.03 |
| 9 | 58.96 | 0.26 | 11.11 | 0.07 |
| 10 | 58.10 | 0.53 | 11.16 | 0.06 |
| 11 | 59.34 | 0.50 | 11.01 | 0.06 |
| 12 | 57.52 | 0.28 | 11.26 | 0.35 |
| 13 | 56.77 | 0.39 | 11.49 | 0.06 |
| 14 | 57.22 | 0.35 | 11.53 | 0.05 |
| 15 | 57.06 | 0.41 | 11.53 | 0.05 |
| Promedios | 57.57 | 0.40 | 11.30 | 0.08 |

**Tabla C.8:** Datos experimentales ala con winglet a 9 Grados

| **Dato** | **AOA de** 6° **Con Winglet** | | | |
|---|---|---|---|---|
| | $m_L$ **(g)** | $\sigma_{\bar{m_L}}$ | $m_D$ **(g)** | $\sigma_{\bar{m_D}}$ |
| 1 | 86.21 | 0.38 | 13.82 | 0.05 |
| 2 | 80.74 | 0.26 | 13.40 | 0.04 |
| 3 | 86.47 | 0.31 | 13.26 | 0.05 |
| 4 | 85.42 | 0.56 | 13.85 | 0.05 |
| 5 | 80.83 | 0.37 | 13.20 | 0.07 |
| 6 | 83.76 | 0.03 | 14.01 | 0.11 |
| 7 | 84.11 | 0.25 | 12.94 | 0.07 |
| 8 | 85.07 | 0.39 | 13.90 | 0.03 |
| 9 | 85.98 | 0.52 | 14.00 | 0.07 |
| 10 | 85.23 | 0.64 | 13.05 | 0.12 |
| Promedios | 84.38 | 0.37 | 13.54 | 0.07 |

# Apéndice D

# Análisis de resultados experimentales

**Tabla D.1:** Resultados experimentales ala sin aleta

| Experimenta sin aleta | | | | | | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| AOA | Sustentacion | | Arrastre | | Coeficientes | | | | $\frac{C_D}{C_L} = C_A$ | $\Delta C_A$ |
| | $F_L$ (N) | $\Delta F_L$ | $F_D$ (N) | $\Delta F_D$ | $C_L$ | $\Delta C_L$ | $C_D$ | $\Delta C_D$ | | |
| 0 | 0.00000 | 0.00000 | 0.04488 | 0.00077 | 0.00000 | 0.00000 | 0.04192 | 0.00098 | 0.00000 | 0.02343 |
| 3 | 0.21101 | 0.00299 | 0.06306 | 0.00084 | 0.19709 | 0.00421 | 0.05890 | 0.00122 | 0.29886 | 0.02979 |
| 6 | 0.49282 | 0.00443 | 0.09094 | 0.00088 | 0.46031 | 0.00844 | 0.08494 | 0.00159 | 0.18454 | 0.02619 |
| 9 | 0.70383 | 0.00323 | 0.10186 | 0.00065 | 0.65739 | 0.01093 | 0.09514 | 0.00164 | 0.14473 | 0.02394 |

**Tabla D.2:** Resultados experimentales ala con aleta

| Experimenta con aleta | | | | | | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| AOA | Sustentacion | | Arrastre | | Coeficientes | | | | $\frac{C_D}{C_L} = C_A$ | $\Delta C_A$ |
| | $F_L$ (N) | $\Delta F_L$ | $F_D$ (N) | $\Delta F_D$ | $C_L$ | $\Delta C_L$ | $C_D$ | $\Delta C_D$ | | |
| 0 | 0.00000 | 0.00000 | 0.04338 | 0.00104 | 0.00000 | 0.00000 | 0.03843 | 0.00111 | 0.00000 | 0.02879 |
| 3 | 0.24080 | 0.00336 | 0.08661 | 0.00141 | 0.21334 | 0.00453 | 0.07673 | 0.00175 | 0.35966 | 0.03117 |
| 6 | 0.56705 | 0.00391 | 0.11127 | 0.00075 | 0.50238 | 0.00874 | 0.09858 | 0.00171 | 0.19623 | 0.02458 |
| 9 | 0.83116 | 0.00365 | 0.13340 | 0.00065 | 0.73636 | 0.01221 | 0.11819 | 0.00198 | 0.16050 | 0.02355 |