



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO

FACULTAD DE INGENIERÍA

**Caracterización experimental de la
distribución de sustentación en
línea para perfiles aerodinámicos
en el túnel de viento**

TESIS

Que para obtener el título de
Ingeniera Aeroespacial

P R E S E N T A

Andrea Samantha Ramírez Carreón

DIRECTOR DE TESIS

Dr. Cesar Abraham Luna Estrada



Ciudad Universitaria, Cd. Mx., 2026



**PROTESTA UNIVERSITARIA DE INTEGRIDAD Y
HONESTIDAD ACADÉMICA Y PROFESIONAL
(Titulación con trabajo escrito)**



De conformidad con lo dispuesto en los artículos 87, fracción V, del Estatuto General, 68, primer párrafo, del Reglamento General de Estudios Universitarios y 26, fracción I, y 35 del Reglamento General de Exámenes, me comprometo en todo tiempo a honrar a la institución y a cumplir con los principios establecidos en el Código de Ética de la Universidad Nacional Autónoma de México, especialmente con los de integridad y honestidad académica.

De acuerdo con lo anterior, manifiesto que el trabajo escrito titulado CARACTERIZACION EXPERIMENTAL DE LA DISTRIBUCION DE SUSTENTACION EN LINEA PARA PERFILES AERODINAMICOS EN EL TUNEL DE VIENTO que presenté para obtener el título de INGENIERA AEROESPACIAL es original, de mi autoría y lo realicé con el rigor metodológico exigido por mi Entidad Académica, citando las fuentes de ideas, textos, imágenes, gráficos u otro tipo de obras empleadas para su desarrollo.

En consecuencia, acepto que la falta de cumplimiento de las disposiciones reglamentarias y normativas de la Universidad, en particular las ya referidas en el Código de Ética, llevará a la nulidad de los actos de carácter académico administrativo del proceso de titulación.

ANDREA SAMANTHA RAMIREZ CARREON
Número de cuenta: 318291022

Agradecimientos.....	
Resumen.....	
Nomenclatura.....	
Lista de Figuras.....	
Lista de Tablas.....	
I. Introducción.....	1
1.1 Planteamiento del problema.....	3
1.2 Objetivos.....	7
1.2.1 Objetivos general.....	7
1.2.2 Objetivos específicos.....	7
1.3 Alcance del trabajo.....	8
II. Marco Teórico.....	10
2.1 Definición de downwash.....	11
2.2 Modelos de sustentación en línea.....	14
2.2.1 Teoría de la línea de sustentación por Prandtl.....	15
2.2.1.1 Distribución elíptica de sustentación.....	19
2.2.2 Teoría de tiras (Strip Theory).....	22
2.2.3 Teoría de la línea de sustentación por Phillips.....	23
2.3 Túnel de viento.....	25
2.3.1 Definición de túnel de viento.....	25
2.3.2 Funcionamiento y elementos que lo conforman.....	26
2.3.3 Características tunel de viento LemAT.....	28
2.3.3.1 Parámetros de operación.....	28
2.3.3.2 Instrumentación para la medición de presión.....	29
2.3.4 Tipos de bancos de pruebas existentes.....	32
2.3.5 Integración numérica.....	33
III. Diseño y construcción del banco de pruebas.....	36
3.1 Diseño.....	37
3.1.1 Diseño CAD del ala y soporte.....	37
3.1.2 Distribución de secciones.....	40
3.2 Posicionamiento de tomas de presión.....	40
3.2.1 Método del coseno.....	41
3.3 Integración al túnel de viento	
3.3.1 Diseño conceptual.....	43
3.3.2 Requerimientos técnicos.....	44
3.3.3 Sistema de instrumentación y adquisición de datos.....	45
3.3.3.1 Diseño de tomas de presion.....	45
3.3.3.2 Visualizacion de datos.....	47
3.4 Construcción y Ensamblaje	
3.4.1 Diseño 3D.....	48
3.4.1.1 Selección de materiales.....	49
3.4.2 Diseño de soporte de anclaje.....	50
3.4.3 Montaje de componentes.....	51

3.4.4 Instalación del sistema de tomas de presión.....	52
3.4.4.1 Calibración.....	53
IV. Pruebas y Validación experimental.....	55
4.1 Procedimiento de pruebas.....	56
4.2 Análisis de resultados.....	58
4.2.1 Distribución de C_p	60
4.2.2 Obtención de C_l global y local.....	63
4.3 Cálculo de la sustentación por el modelo de phillips.....	69
4.4 Análisis de errores experimentales.....	71
V. Conclusiones, Recomendaciones y trabajo futuro.....	74
VI. Bibliografía.....	77
VII. Anexos.....	80

Agradecimientos

Primeramente me gustaría agradecer a la Facultad de Ingeniería, por ser mi segundo hogar, donde crecí académica y personalmente. Por brindarme lo necesario para cumplir este sueño.

También deseo expresar mi agradecimiento al Laboratorio de túnel de viento, del Centro de Formación e Innovación para la Resiliencia de la Infraestructura Energética (LemAT), por brindarme el espacio, tiempo y recursos necesarios para mi investigación.

A mi asesor Dr. César Luna, por su motivación, apoyo y por creer en mi proyecto durante todo este tiempo.

Asimismo, agradezco al Dr. Raul Sanchez, cuyo acompañamiento y su orientación constante enriquecieron este trabajo.

Agradezco profundamente a mis padres, Luis e Ivonne. A mi padre por cuidarme y apoyarme para llegar segura a mi facultad todos los días. A mi madre por tener la perseverancia de cada día para salir adelante y aun así tener tiempo de escucharme . A ambos por todo el tiempo en que creyeron en mí y en mis decisiones.

También agradezco a aquellos que ya no están como Pato y Malinalli, y por los que aún se encuentran aquí, Lulú. Mis abuelos, quienes me enseñaron la importancia de la constancia para construir un futuro.

A mí hermano Vladimir que me demostró que, a pesar de todo, se tiene que seguir adelante y luchar por nuestros sueños con la mejor actitud.

A quien no solo fue mi compañero de clase, si no, de vida: Bruno. Quien estuvo a mi lado en los buenos y malos momentos. Recuerda que eres más fuerte de lo que sabes, y aún así, cuando estoy contigo, me haces querer ser mejor. Solo quiero que sepas: “No necesito juramentos ni glifos esculpidos, sólo prometerte que siempre caminaré a tu lado.”

Finalmente quiero agradecer a mí misma, porque no pensé que llegaría a este momento, aunque en el fondo sabía que me lo debía. A pesar de tu intensidad con todo lo que nos rodea saliste adelante y que una vez demuestras que eres capaz de cualquier cosas aunque tu misma

no lo creas. Recuerda que no hemos cambiado de un paso gigantesco, sino en un millón de pequeños pasitos... y el más importante es el siguiente.

"Vida antes que muerte, fuerza antes que debilidad, viaje antes que destino."

(Sanderson, 2010, p. [638]).

Resumen

El presente trabajo aborda el diseño, manufactura e instrumentación de un ala recta con perfil NACA 0015 para la realización de mediciones experimentales en túnel de viento. El objetivo fue obtener la curva de sustentación experimental y compararla con las predicciones del modelo de Phillips para las primeras etapas de diseño.

El ala fue instrumentada con tomas de presión a lo largo de la cuerda en seis secciones distribuidas en la envergadura, lo que permitió determinar la distribución de presiones en las superficies superior e inferior. A partir de estos datos se calcularon los coeficientes de presión y, mediante integración numérica, se obtuvo el coeficiente de sustentación .

Los resultados se presentan en forma de curvas C_l – ángulo de ataque y distribuciones de presión, mostrando la relación entre los datos experimentales y los valores teóricos. La comparación permitió identificar coincidencias y diferencias, aportando información sobre las limitaciones experimentales y del modelo teórico.

Este estudio contribuye a la comprensión de la sustentación en alas rectas y a la validación experimental de modelos simplificados, sirviendo como base para futuros trabajos de análisis y mejora en ensayos aerodinámicos.

Nomenclatura

A_j Coeficiente de la series de Fourier

AR relación de aspecto

α Ángulo de ataque geométrico

α_{eff} Ángulo de ataque efectivo

α_i Ángulo de ataque inducido

$\alpha_{L=0}$ Es el ángulo de ataque al cual el perfil genera cero sustentación.

b envergadura[m]

C_a Coeficiente de la fuerza axial del perfil aerodinámico

C_L Coeficiente de sustentación[1]

$C_{L\alpha}$ Pendiente del coeficiente de sustentación y ángulo de ataque

C_p Coeficiente de presión[1]

$C_{p,ext}$ Coeficiente de presión en el extradós[1]

$C_{p,int}$ Coeficiente de presión en el intradós[1]

C_n Coeficiente de la fuerza normal del perfil aerodinámico

D Fuerza de Arrastre [N]

d Distancia de inducción vertical [m]

D_i Fuerza de Arrastre inducida[N]

L Fuerza de Sustentación [N]

l Fuerza de Sustentación por unidad de envergadura [N]

P Presión estática [Pa]

P_1 Presión del flujo a la entrada [Pa]

P_2 Presión del flujo a la entrada [Pa]

P_{∞} Presión del flujo libre [Pa]

∇P es el gradiente de presión [Pa/m]

q_{∞} Presión dinámica

ρ Densidad [kg/m^3]

S Superficie alar [m^2]

V Velocidad [m/s]

V_I Velocidad inducida [m/s]

V_1 Velocidad del flujo de entrada [m/s]

V_2 Velocidad del flujo de salida [m/s]

V_{∞} Velocidad del flujo libre [m/s]

w Velocidad del *downwash* [m/s]

Y_0 Distancia perpendicular desde la línea central al punto de medición [m]

(X_1, X_2, X_3) Sistema de coordenadas

$\frac{D}{D_t}$ Derivada material (también llamada derivada sustancial)

$\frac{v^2}{2}$ Energía cinética por unidad de masa

Γ Fuerza de vórtice ligado [N]

Γ_0 Fuerza de vórtice ligado en el origen (al centro de la envergadura)

φ Ángulo de la posición sobre la envergadura a coordenada angular

θ Ángulo de la superficie con respecto a la línea de la cuerda

Lista de Figuras

Figura 1.1 Representación de la fuerza de arrastre y fuerza de sustentación

Figura 1.2 Comparación entre el modelo 2D y 3D. En el caso 2D, al despreciar los efectos de vórtice, la sustentación se asume uniforme a lo largo de la envergadura, mientras que en el 3D aparecen variaciones inducidas.

Figura 1.3 Propuesta de montaje de ala empotrada en ambos extremos para aproximar un ala infinita, con una sección de medición de las tomas de presión.

Figura 2.1 Distribución del *downwash*

Figura 2.2. Efecto del *downwash* sobre el flujo local en una sección de perfil aerodinámico de un ala finita.

Figura 2.3 Curva de sustentación

Figura 2.4 Sistema de coordenadas del sistema

Figura 2.5 Formación de vórtices de punta en una ala.(Anderson,2017).

Figura 2.6. superposición de un número finito de vórtices de herradura a lo largo de la línea de sustentación (Anderson,2017)

Figura 2.7 Esquema de velocidad y ángulo inducido.

Figura 2.8. Distribución de sustentación por unidad de envergadura.

Figura 2.9 Distribución de sustentación por unidad de envergadura en coordenadas cilíndricas

Figura 2.10. Diagrama básico de un difusor

Figura 2.11 Diagrama básico de una tobera

Figura 2.12 Esquema estructural de una malla tipo panal de abeja

Figura 2.13 Esquema túnel de viento LemAT

Figura 2.14 RADBASE 4000 c

Figura 2.15 ZOC22B/23B

Figura 2.16 Escáner de presión con 8 ZOCs [12]

Figura 2.17 Esquema de la arquitectura de ERAD4000 Evolution Measurement. (2024, abril).

Figura 2.18 Montaje ala NACA0015 por la NASA.

Figura 2.19 Montaje de un ala para ensayo de rigidez estructural.

Figura 2.20 Representación de integración trapezoidal.

Figura 2.21 aproximación de área de una curva por método del trapecio

Figura 3.1 Parámetros de diseño de un perfil aerodinámico.

Figura 3.2 Perfil aerodinámico NACA 0015

Figura 3.3 Dibujo CAD del sistema de soporte a la largo de la envergadura

Figura 3.4 Pieza de acrílico para soporte de la base

Figura 3.5 Distribución de tomas de presión a lo largo de la envergadura

Figura 3.6 Distribución de presiones en un perfil simétrico a 0° grados.

Figura 3.7 Distribución de puntos alrededor del perfil NACA0015 por el método del coseno

Figura 3.8 Esquema del banco de pruebas

Figura 3.9 Diseño de tomas de presión estática (Anderson, 2017)

Figura 3.10. Diagrama de un tubo Pitot (Anderson, 2017)

Figura 3.11 Tubo Pitot instalado

Figura 3.12 Ventana de visualización de presiones por cada toma de presión

Figura 3.13 Modelo de ala simétrica

Figura 3.14 Modelo con el soporte principal de varilla de acero galvanizado

Figura 3.15 Soporte de la base del túnel

Figura 3.16 Sistema de alá completo instalado

Figura 3.17 Integración de las mangueras al modelo

Figura 3.18 Interconexión de las tomas de presión a los zocs

Figura 3.19 configuración el AVG, periodo y frecuencia de muestreo

Figura 3.20 Esquema del proceso experimental

Figura 3.21 Primer registro experimental en el túnel de viento

Figura 3.22 Variación de la presión en el tiempo por canal

Figura 3.23 Coeficiente de presión a lo largo de la cuerda en un ángulo de ataque 0°

Figura 3.24 Coeficiente de presión a lo largo de la cuerda en un ángulo de ataque 2°

Figura 3.25 Coeficiente de presión a lo largo de la cuerda en un ángulo de ataque 4°

Figura 3.26 Coeficiente de presión a lo largo de la cuerda en un ángulo de ataque 6°

Figura 3.27 Coeficiente de presión a lo largo de la cuerda en un ángulo de ataque 8°

Figura 3.28 Distribución del C_L a lo largo de la semi-envergadura a ángulo de ataque 0°

Figura 3.29 Distribución del C_L a lo largo de la semi-envergadura a ángulo de ataque 2°

Figura 3.30 Distribución del C_L a lo largo de la semi-envergadura a ángulo de ataque 4°

Figura 3.31 Distribución del C_L a lo largo de la semi-envergadura a ángulo de ataque 6°

Figura 3.32 Distribución del C_L a lo largo de la semi-envergadura a ángulo de ataque 8°

Figura 3.33 Coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque en la sección 1

Figura 3.34 Coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque en la sección 2

Figura 3.35 Coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque en la sección 3

Figura 3.36 Coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque en la sección 4

Figura 3.37 Coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque en la sección 5

Figura 3.38 Coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque en la sección 6

Lista de Tablas

Tabla 1.1 Comparación del modelo de ala finita e infinita

Tabla 1.2 Objetivo específicos

Tabla 1.3 Datos experimentales del perfil NACA0015 con un ángulo de ataque de 0°

Tabla 1.4 Datos experimentales del perfil NACA0015 con un ángulo de ataque de 2°

Tabla 1.5 Datos experimentales del perfil NACA0015 con un ángulo de ataque de 4°

Tabla 1.6 Datos experimentales del perfil NACA0015 con un ángulo de ataque de 6°

Tabla 1.7 Datos experimentales del perfil NACA0015 con un ángulo de ataque de 8°

CAPÍTULO I

Introducción

I. Introducción

Para el diseño de un ala existe la necesidad de la creación de un banco de pruebas experimentales, se justifica porque existen parámetros aerodinámicos básicos que no siempre pueden calcularse fácilmente con teoría simplificada, ya que depende de fenómenos tridimensionales del flujo. Anderson (2017) dice lo siguiente: "un perfil alar es simplemente una sección de un ala, y a primera vista, podrías esperar que el ala se comportará exactamente igual que el perfil alar. Sin embargo, el flujo sobre un perfil alar es bidimensional. En contraste, un ala finita es un cuerpo tridimensional, y como consecuencia, el flujo sobre el ala finita es tridimensional; es decir, hay un componente de flujo en la dirección de la envergadura."

En un estudio aerodinámico, Clancy (1987) señala que se debe utilizar el análisis para profundizar y ampliar el conocimiento pero, debe incluir la experimentación para verificar la validez de sus suposiciones y mejorar su comprensión del problema físico. En especial las estructuras cuya función depende de los efectos del flujo de aire, como las alas, resulta fundamental contar con herramientas que permitan validar modelos teóricos.

Modelar teóricamente todos los efectos reales que actúan sobre un ala es complicado porque involucra fenómenos aerodinámicos muy variados, como la interacción entre flujo laminar y turbulento, la variación de presión a lo largo del ala, la influencia de la viscosidad del aire, los efectos de borde de ataque y de salida, y las deformaciones estructurales del ala durante el vuelo. Por lo que fiarnos únicamente de los estudios numéricos no es suficiente, por ello la necesidad de agregar estudios experimentales que permiten observar directamente estos efectos, proporcionando un conocimiento más completo y realista que complementa los modelos teóricos.

Para poder realizar estos ensayos es necesario el uso de un túnel de viento, ya que permite contar con un entorno controlado y preciso. Este tipo de instalaciones hace posible el obtener datos reales y confiables de equipos especializados. Como señalan Barlow, Rae y Pope (1999), los túneles de viento constituyen la herramienta experimental más utilizada en el análisis de problemas aerodinámicos a bajas velocidades, y son esenciales para el diseño y la verificación de aeronaves y estructuras expuestas al flujo de aire para obtener parámetros esenciales que permite conocer el comportamiento general del sistema.

Entre estos parámetros Anderson (2017) destaca:

- Coeficiente de sustentación (C_L): Es un coeficiente adimensional que indica la capacidad del ala para generar fuerza ascendente. Su valor depende de la distribución de presiones a lo largo de la superficie, la cual se ve afectada por efectos viscosos y turbulentos difíciles de modelar únicamente con teoría .
- Coeficiente de arrastre (C_D) : Es un coeficiente adimensional que indica la resistencia al avance de la aeronave se refleja en el coeficiente de arrastre. Al medir experimentalmente, se puede optimizar la eficiencia del ala y reducir pérdidas de energía en vuelo. Además, permite identificar zonas críticas de separación de flujo que afectan la estabilidad y maniobrabilidad.

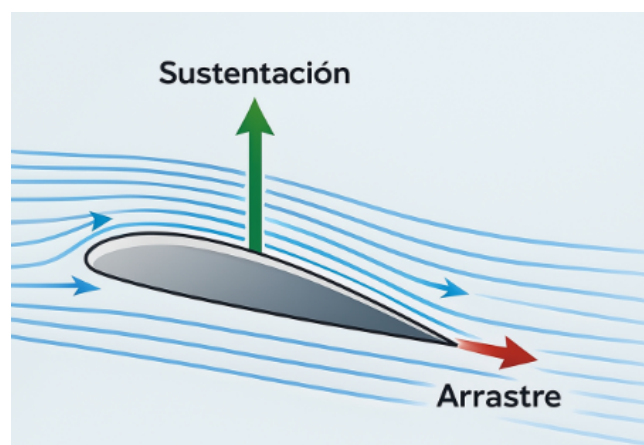


Figura 1.1 Representación de la fuerza de arrastre y fuerza de sustentación.

- Distribución de presiones: El efecto neto de las distribuciones de presión integradas sobre la superficie completa del cuerpo es una resultante de fuerza aerodinámica y momento sobre el cuerpo. Asimismo, ayuda a identificar zonas de succión o estancamiento y mejorar el diseño de perfiles
- Ángulos de ataque crítico y comportamiento de pérdida (*stall*): Se define el ángulo de ataque como el ángulo entre la cuerda del ala y la velocidad relativa del flujo. Este ángulo determina la magnitud y dirección de la fuerza de sustentación y arrastre. Medir y controlar experimentalmente es clave para conocer los límites de operación del ala y predecir fenómenos críticos como la pérdida de sustentación .

El diseño de un banco de pruebas experimentales no solo permite obtener estos parámetros que ayudan a caracterizar el ala, sino que también respalda el principio de que la experimentación es indispensable para complementar la teoría y la simulación, en especial en el campo de la aerodinámica, que al ser altamente sensible a la condiciones del flujo y a las características geométricas del modelo

1.1 Planteamiento del problema.

En los últimos 20 años, los perfiles aerodinámicos tipo NACA han sido ampliamente estudiados y caracterizados, generando una base de datos extensa respecto a su comportamiento. Sin embargo, la mayoría de estos estudios se han realizado bajo un enfoque bidimensional, es decir, considerando el flujo alrededor de una sección infinita del ala, sin contemplar los efectos tridimensionales que ocurren en configuraciones reales (Spearman, 1994).

Spearman (1994) notó que los cambios en las propiedades del aire pueden afectar la resistencia aerodinámica, la estabilidad y las características de control de un avión. Por ejemplo, los cambios en la distribución de la presión. Este enfoque limita la precisión al momento de predecir el comportamiento aerodinámico de alas reales, ya que no se consideran los efectos inducidos generados por la presencia de un borde de ala (como la aparición de vórtices y la modificación de la distribución de presiones). Por ello, es necesario implementar métodos de la caracterización de la sustentación más complejos que integren estas condiciones tridimensionales, con el fin de obtener de manera más precisa los coeficientes de sustentación y la distribución de presiones en alas finitas.

Esta necesidad abre la oportunidad de desarrollar o aplicar herramientas de validación experimental que permitan representar con mayor fidelidad el comportamiento aerodinámico real de las alas. En la siguiente Tabla 1.1 se puede observar las diferencia entre el uso de cada modelo.

Tabla 1.1 Comparación del modelo de ala finita e infinita		
Características	Modelos de ala infinita (2D)	Modela de ala finita (3D)
Representación	Perfil aerodinámico	Ala real de longitud limitada
Flujo de aire	Bidimensional (uniforme a lo largo de la “envergadura”)	Variación a lo largo de la envergadura
Generación de resistencia inducida	No existe. Sin punta hay ausencia de vorticidad y de <i>downwash</i>	Existe. Causada por vorticidad de punta del ala y existencia del <i>downwash</i>
Resistencia total	Resistencia por forma y fricción	Resistencia de forma, fricción y resistencia inducida
Sustentación	Constante para un mismo ángulos de ataque geométrico	Varía a lo largo de la envergadura y el coeficiente de sustentación varía de acuerdo al ángulo de ataque efectivo
Precisión	Caso ideal	Realista

Cálculo	Se centran en la existencia de un coeficiente de sustentación y arrastre	Requiere más complejidad y existen coeficientes locales y globales
Ventajas	Simplificación del problema	Refleja la realidad física del vuelo
Desventajas	No representa un ala real	Complejidad de análisis
Aplicación	Diseño y estudio de los perfiles alares	Diseño, análisis de rendimiento y optimización de ala reales

Es importante reconocer que los modelos bidimensionales han desempeñado un papel fundamental en la etapa preliminar del análisis aerodinámico. Modelos como el de Prandtl o Phillips parten de datos de las curvas de los perfiles bidimensionales para obtener la distribución de sustentación donde consideran una cuerda local, el ángulo de ataque geométrico local y se analiza por separado cada sección del perfil aerodinámico, sin la necesidad de contar con equipo especializado, Anderson (2017).

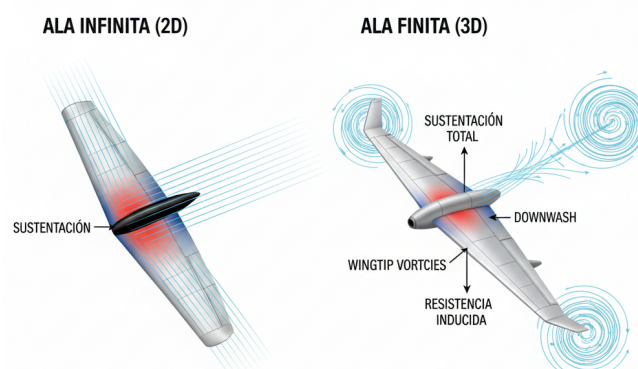


Figura 1.2 Comparación entre el modelo 2D y 3D. En el caso 2D, al despreciar los efectos de vórtice, la sustentación se asume uniforme a lo largo de la envergadura, mientras que en el 3D aparecen variaciones inducidas.

No obstante, para garantizar el comportamiento de los perfiles alares de manera integral resulta indispensable corroborar estas mediciones con el uso de infraestructura adecuada, en este sentido el laboratorio perteneciente a la Alianza para la Formación e Investigación en Infraestructura para el Desarrollo de México (Alianza FiiDEM) profundiza en estos estudios aerodinámicos, permitiendo desarrollar la caracterización de sustentación a lo largo de una ala finita.

Esta herramienta científico-tecnológica sirve para resolver problemas relacionados con la ingeniería de viento mediante el estudio experimental de los fenómenos y efectos eólicos. Con el objetivo de fomentar y fortalecer el sector de la infraestructura, específicamente a la ingeniería civil, las áreas prioritarias de investigación son los efectos producidos por el viento en estructuras complejas, puentes, materiales de construcción e incluso sobre personas (FiiDEM / LemAT, s. f.). Se observó que existe un área de oportunidad hacia el sector aeroespacial que permite introducir estructuras aéreas o del tipo espacial en este tipo de laboratorio, debido a que el aire es en el medio en que operan y su desempeño está directamente relacionado a la interacción con el flujo.

En una propuesta inicial por parte del personal del laboratorio, se sugiere realizar el montaje de ala empotrando ambos extremos, con una sección transversal de medición y con mayor número de tomas de presión.

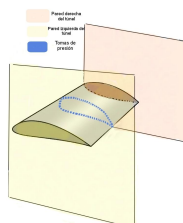


Figura 1.3 Propuesta de montaje de ala empotrada en ambos extremos para aproximar un ala infinita, con una sección de medición de las tomas de presión.

Este planteamiento se alinea con un enfoque bidimensional. Sin embargo, el objetivo del proyecto es analizar el efecto tridimensional de un ala finita. Por ello, se optó por empotrar únicamente un extremo de ala. Por la misma razón se decidió incrementar el número de secciones y reducir el número de puntos por cada una de estas, esto último debido a la limitaciones de los sensores de presión. Estas adaptaciones metodológicas permiten ajustar el ensayo para lograr los objetivos, a pesar de no contar con un protocolo estándar para este tipo de ensayos.

Sin embargo el laboratorio sí cuenta con un procedimiento capaz de conseguir la información suficiente para obtener valores de sustentación a lo largo de la línea de la envergadura. El túnel de viento cuenta con la instrumentación necesaria para obtener las presiones alrededor de la superficie con puntos específicos, para que en un postprocesamiento arroje promedios, medias e incluso los coeficientes de presión. Siendo estos los datos base que dan paso al cálculo de la sustentación experimental respaldado por uno teórico.

La información restante necesaria para las primeras fases de diseño proporciona los parámetros geométricos clave de un ala, como: relación de aspecto, cuerda, envergadura y superficie alar, Raymer (1992). Estos se adaptan a los requerimientos del túnel para colocarla en el área de pruebas, por ejemplo: Al ser un túnel mediano se recomienda utilizar que el modelo a probar corresponda al 5% del área del espacio de pruebas y reconocer bien las condiciones de escala y similitud sean adecuadas para el fenómeno que se quiere estudiar.

1.2Objetivos

1.2.1 Objetivos general.

Diseñar, construir y validar un banco de pruebas experimental en un túnel de viento de velocidad media que sea capaz de obtener la distribución de presiones y verificar la

variación de sustentación a lo largo de la semi-envergadura a escala de una ala recta del perfil NACA0015 para las primeras etapas de diseño.

1.2.2 Objetivos específicos

N°	Tabla 1.2 Objetivo específicos
OE1	Definir los coeficientes de presión y sustentación locales y globales a lo largo de distintos planos del ala
OE2	Integrar el sistema de presión sobre seis secciones transversales a lo largo de la envergadura de la semi ala
OE3	Realizar ensayos a distintos ángulos de ataque
OE4	Analizar los datos obtenidos para validar el modelo experimental con el modelo teórico de sustentación de Phillips
OE5	Proponer mejoras de diseño estructural, como los soportes del ala y sujeción a la mesa de pruebas.
OE6	Garantizar que la cantidad y distribución de tomas de presión en cada perfil bidimensional del ala sea adecuada para obtener la distribución de presiones a lo largo de la superficie, la que a su vez lo que permitirá calcular la sustentación generada por cada sección.

1.3 Alcance del trabajo

El presente trabajo abarca el diseño, construcción y validación de un banco de pruebas destinado para obtener coeficientes de sustentación y presión a lo largo de un ala de avión recta a escala. El desarrollo del proyecto incluye la selección e implementación del método

de medición como sensores, así como la ejecución de los ensayos bajo condiciones controladas en un rango de distintos ángulos de ataque. El banco de prueba está diseñado para operar en un laboratorio como el túnel de viento de circuito cerrado mediano como es el que pertenece al LemAT, sin considerar una variación de cuerda, una velocidad alta como en condiciones de vuelo real y sin considerar flujo turbulento.

Esta tesis se enfoca específicamente en la validación de un modelo de ala recta con perfil simétrico NACA 0015, por lo que sus resultados son aplicables únicamente a este tipo de geometría. El estudio está orientado a las primeras etapas del diseño aerodinámico, donde se requiere evaluar el comportamiento real de la sustentación mediante métodos experimentales. El modelo propuesto permite observar de manera práctica los efectos tridimensionales en alas finitas, sin sustituir análisis avanzados ni ensayos a escala real.

La presente tesis se estructura en cinco capítulos principales. En primer lugar, se expone la introducción, que incluye el planteamiento del problema, los objetivos y el alcance del estudio. Posteriormente, en el marco teórico se desarrollan los fundamentos aerodinámicos relacionados con la sustentación, así como la descripción del túnel de viento. El tercer capítulo aborda el diseño y construcción del banco de pruebas, detallando tanto el proceso de diseño como la integración al túnel de viento y el montaje de los sistemas de medición. En el cuarto capítulo se presentan las pruebas experimentales y la validación de resultados, incluyendo el análisis de la distribución de presiones, la obtención de coeficientes aerodinámicos y la comparación con el modelo teórico de Phillips. Finalmente, se exponen las conclusiones, recomendaciones y trabajos futuros, complementados con la bibliografía y anexos correspondientes.

CAPÍTULO II

Marco Teórico

2.1 Definición de *downwash*

Debido a la diferencia de presiones entre la parte intradós y extradós del ala, especialmente cerca de las puntas, el aire tiende a desplazarse desde la zona de alta presión en la parte inferior hacia donde existe menor presión en la parte superior. Este movimiento provoca que el flujo se curva alrededor de las puntas del ala, generando un patrón de circulación característico conocido como vórtices de punta, de la misma manera “los dos vórtices tienden a arrastrar el aire circundante, y este movimiento secundario induce una pequeña componente de velocidad descendente en el ala. Este componente descendente se denomina *downwash* ” (Anderson, 2017)

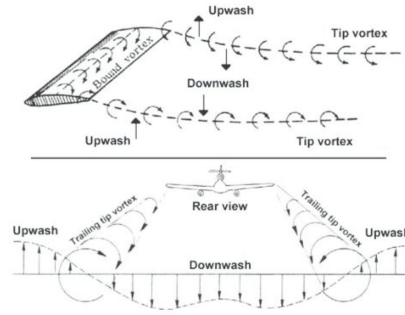


Figura 2.1 Distribución del *downwash*

Los efectos bajo la presencia del *downwash* de acuerdo con (Anderson, 2017) es la generación de vórtices en la punta que modifican el flujo sobre el ala, por debajo de la dirección V_{∞} , entendido como la velocidad del flujo libre en la dirección de incidencia del ala, generando un ángulo de ataque inducido y su efecto al inclinar el viento relativo local hacia abajo tiene dos consecuencias importantes sobre la sección local del perfil, como se indica a continuación:

1. El ángulo de ataque que realmente sucede en la sección local del perfil es el ángulo entre la línea de la cuerda y el viento relativo local. Este ángulo, mostrado como α_{eff} en la Figura 2.1, se define como ángulo de ataque efectivo. Por lo tanto, aunque el ala se encuentra a un ángulo de ataque geométrico α , la sección local percibe un ángulo menor, es decir, el ángulo de ataque efectivo α_{eff} :

$$\alpha_{eff} = \alpha - \alpha_i \quad (2.1)$$

2. El vector de sustentación local está alineado de manera perpendicular al viento relativo local y, por lo tanto, se inclina hacia atrás de la vertical un ángulo α_i . En consecuencia, existe un componente del vector de sustentación local en la dirección

de V_∞ ; es decir, se genera una resistencia debido a la presencia del *downwash*. Esta resistencia se define como resistencia inducida, representada por D_i en la Figura 2.2.

Así, se nota que la presencia del *downwash* sobre un ala finita reduce el ángulo de ataque que cada sección percibe efectivamente y, además, genera un componente de resistencia: la resistencia inducida D_i . Es importante señalar que se considera un flujo incompresible e invíscido, donde no existe fricción superficial ni separación de flujo, Anderson (2017).

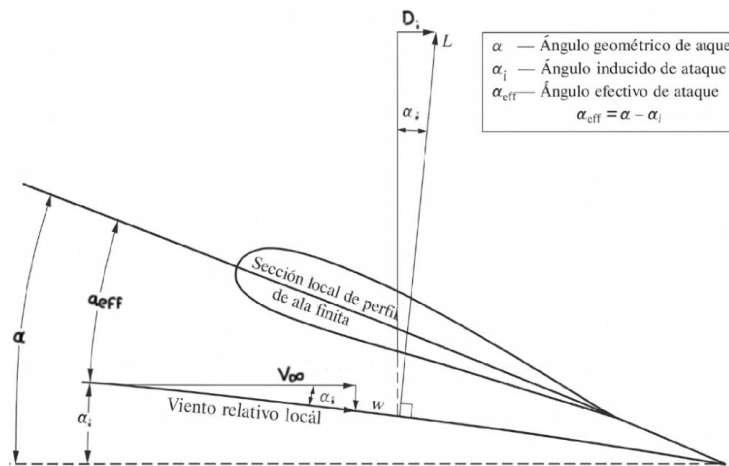


Figura 2.2. Efecto del *downwash* sobre el flujo local en una sección de perfil aerodinámico de un ala finita.

La sustentación es una fuerza resultante ortogonal a la ala generada por la diferencia de presión de la parte superior a la inferior del perfil aerodinámico. Siendo esta la clave de la presente investigación porque es la diferencia la que permite que el ala se eleve, Anderson (2017). La ecuación de sustentación proviene del modelo aerodinámico clásico de perfil aerodinámico delgado. En ella, L representa la fuerza de sustentación generada; ρ es la densidad del aire, que determina cuánta masa de fluido interactúa con el ala; V_∞ es la velocidad del flujo libre no perturbado, cuyo cuadrado refleja la dependencia dinámica de la

presión; S es el área alar de referencia; y C_L es el coeficiente de sustentación, un parámetro adimensional que captura los efectos de la geometría del perfil, el ángulo de ataque y el régimen aerodinámico. Esta expresión de la sustentación como la siguiente Ecuación 2.2.

$$L = \frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 S C_L \quad (2.2)$$

Al analizar la curva de sustentación del perfil aerodinámico, se puede utilizar diferenciales del comportamiento lineal para obtener la sustentación por unidad de envergadura para ello es pertinente mencionar que:

A. La presión dinámica del flujo libre está dada por:

$$q_{\infty} = \frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 \quad (2.3)$$

B. La pendiente de la curva coeficiente de sustentación (C_L) vs el ángulos de

ataque (α) Para un perfil delgado se puede definir $C_{l\alpha} = \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \simeq 2\pi$. Ver la

Figura 2.3.

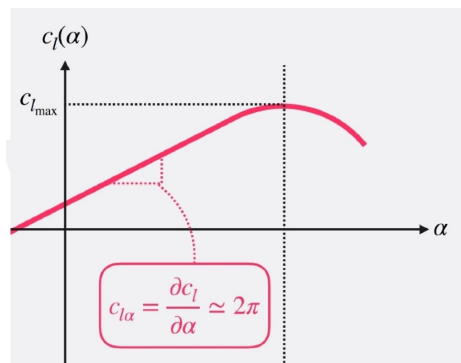


Figura 2.3 Curva de sustentación

C. Se utiliza la cuerda como el área alar reducida por unidad de envergadura

Para describir la fuerza de sustentación por unidad de envergadura para un perfil delgado se parte de la formulación de la teoría lineal de sustentación, que establece que el

coeficiente de sustentación varía proporcionalmente en cuanto al ángulo de ataque. La siguiente Ecuación 2.4 , l es la sustentación por unidad de envergadura, 2π proviene de la Figura 2.3 siendo la pendiente teórica del coeficiente de sustentación con el ángulos de ataque, la diferencia del ángulo de ataque efectivo con el ángulo de ataque para cuando la sustentación es cero permite conocer el ángulo de ataque que realmente existe en el ala.

$$l(\alpha) = 2\pi q_{\infty} c (\alpha_{eff} - \alpha_{L=0}) \quad (2.4)$$

2.2 Modelos de sustentación en línea

La variación de la sustentación a lo largo de la superficie alar fue analizada previamente. Esta magnitud, responsable de generar la fuerza de sustentación, no permanece constante en toda la envergadura de un ala finita. De acuerdo con Anderson (2017, capítulo 5):

“La sustentación no es igual en toda la envergadura de un ala finita; cambia con la posición debido a que la forma del perfil, la longitud de la cuerda y el ángulo de ataque puede variar de un punto a otro. Como resultado, la sustentación por unidad de envergadura varía en cada punto, lo que se llama distribución de sustentación. Esta distribución siempre llega a cero en las puntas del ala, porque ahí el aire de abajo se mezcla con el de arriba y ya no hay diferencia de presión, por lo tanto, no se genera sustentación en esas zonas.”

Aun cuando esté proyecto se plantea bajo condiciones reales, es fundamental reconocer que todos los fluidos presentan propiedades de viscosidad y compresibilidad (White, 2011). No obstante, cuando la velocidad del flujo es significativamente menor que la velocidad de propagación del sonido, es válido asumir la hipótesis de incompresibilidad,

siempre que el número de Mach sea inferior a 0.3 (Anderson, 2017). En cuanto a la viscosidad, sus efectos son significativos únicamente dentro de la capa límite, mientras que fuera de ella el flujo puede considerarse, con buena aproximación, como invisible (Schlichting & Gersten, 2017). Bajo este contexto, en el análisis aerodinámico resulta suficiente la aproximación de fluido perfecto, es decir, incompresible y no viscoso, para describir con precisión la mayoría de los problemas prácticos, sin comprometer la validez de los resultados (Fung, 2002).

2.2.1 Teoría de la línea de sustentación por Prandtl.

La teoría que considera las propiedades aerodinámicas de un ala finita fue desarrollada por Ludwig Prandtl. Hoy en día sigue siendo base para caracterizar diseños preliminares basados en la definición del teorema de Biot-Savart para calcular la velocidad inducida.

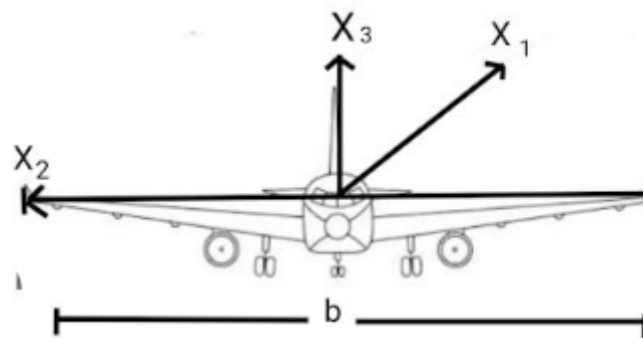


Figura 2.4 Sistema de coordenadas del sistema

Prandtl parte del siguiente razonamiento: Si se toma la circulación alrededor de cualquier camino que encierre al filamento de vórtice que tiene una fuerza asociada que permanece en una posición fija dentro del flujo (*vórtice ligado*, Γ) en dirección de la envergadura X_2 , el ala experimenta una fuerza $\Gamma(X_2)$ dada por el teorema de Kutta-Joukowski. (Anderson, 2017)

Cuando un ala genera sustentación, se originan vórtices a lo largo de su envergadura que permanecen asociados al flujo principal. Estos vórtices inducen una velocidad descendentes sobre el flujo circundante, que es justamente el *downwash*. Por lo tanto, otra forma de determinar la sustentación, considerando la presencia de vórtices ligados, se expresa mediante la Ecuación 2.5.

$$L = \rho V_{\infty} \Gamma (X_2) \quad (2.5)$$

Para simplificar el análisis de un ala con envergadura finita b , se asume equivalente en el cual el *downwash* es sustituida por un vórtice ligado que se extiende desde $y = -b/2$ hasta $y = b/2$ donde se considera que existe una corriente descendente inducida por el vórtice ligado.

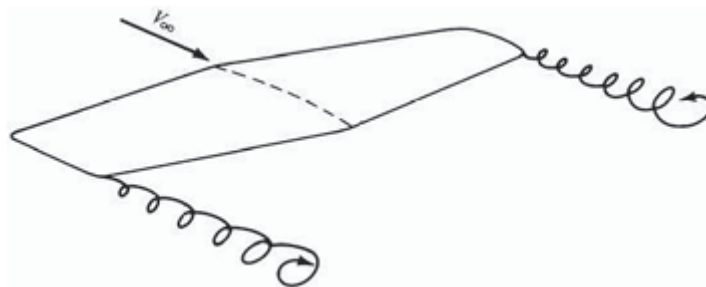


Figura 2.5 Formación de vórtices de punta en una ala. (Anderson, 2017)

Sin embargo, Prandtl se enfrentó a la complejidad de representar todo el flujo alrededor del ala en un solo vórtice, por lo que decidió dividir en secciones el ala y que cada una de estas tuviera un vórtice que; en conjunto representa mucho mejor la distribución del *downwash*, Anderson (2017).

$$\int_0^w dV_i = -\frac{1}{4\pi} \int_{-b/2}^{b/2} \frac{\partial \Gamma / \partial X_2}{Y_0 - X_2} dX_2 \rightarrow w(Y_0) = -\frac{1}{4\pi} \int_{-b/2}^{b/2} \frac{\partial \Gamma / \partial X_2}{Y_0 - X_2} dX_2 \quad (2.8)$$

Resulta la conocida velocidad inducida en un ala con flujo externo. Se puede determinar el ángulo de ataque inducido con la Ecuación 2.9. En la Figura 2.7 se observa la ubicación de este ángulo:

$$\alpha_i = \tan^{-1} \left(\frac{-w(Y_0)}{V_\infty} \right) \approx -\frac{w(Y_0)}{V_\infty} \quad (2.9)$$

$$\alpha_i = \frac{1}{4\pi V_\infty} \int_{-b/2}^{b/2} \frac{\partial \Gamma / \partial X_2}{Y_0 - X_2} dX_2 \quad (2.10)$$

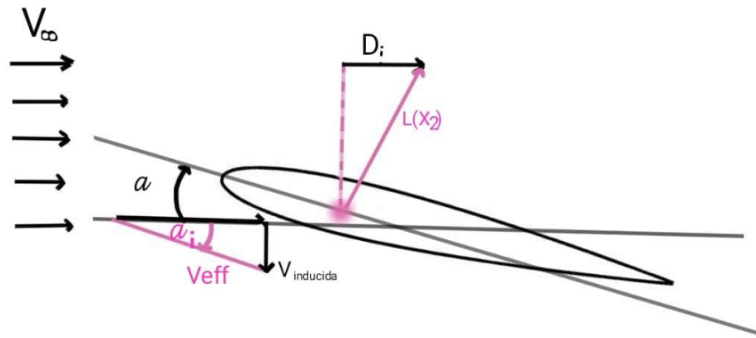


Figura 2.7. Esquema de velocidad y ángulo inducido.

Si se compara la Ecuación 2.4 con la Ecuación 2.5 se puede describir al α_{eff} en función de la circulación, para ello se hace el uso del teorema de Kutta-joukowski:

$$2\pi q_\infty c (\alpha_{eff} - \alpha_i) = \rho V_\infty \Gamma(X_2) \quad (2.11)$$

$$\alpha_{eff} = \frac{\rho V_{\infty} \Gamma(X_2)}{2\pi q_{\infty} c} + \alpha_{L=0} = \frac{2 \rho V_{\infty} \Gamma(X_2)}{2 \pi \rho V_{\infty}^2 c} + \alpha_{L=0} \quad (2.12)$$

$$\alpha_{eff} = \frac{\Gamma(X_2)}{\pi V_{\infty} c} + \alpha_i \quad (2.13)$$

Finalmente si se sustituye el ángulo de ataque inducido y efectivo. Se obtiene la ecuación fundamental de la Teoría de la sustentación de Prandtl.

$$\alpha(X_2) = \frac{\Gamma(X_2)}{\pi V_{\infty} c} + \alpha_{L=0} + \frac{1}{4 \pi V_{\infty}} \int_{-b/2}^{b/2} \frac{\partial \Gamma / \partial X_2}{Y_0 - X_2} dX_2 \quad (2.14)$$

2.2.1.1 Distribución elíptica de sustentación

De acuerdo con Anderson (2017), hasta ahora se ha visto que la variación de la sustentación a lo largo del ala está relacionada con la distribución del *downwash*, el cual es causado por los vórtices ligados. Por ejemplo, en las puntas del ala, estos vórtices generan un flujo circular que reduce la diferencia de presión entre la parte superior e inferior del ala, provocando que la sustentación disminuye casi a cero en esa zona. En cambio, en el centro de la envergadura, donde las pérdidas por fuga de aire son mínimas, la diferencia de presión se mantiene más estable, lo que permite que la sustentación sea máxima. Por lo que teóricamente la distribución de sustentación en una envergadura queda como mostrada en la Figura 2.8.

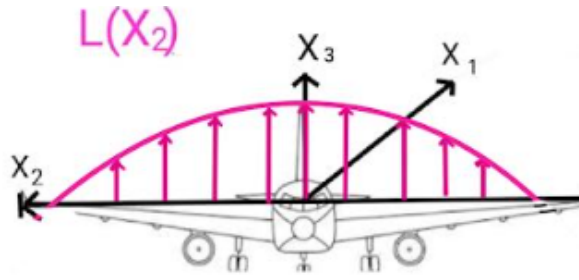


Figura 2.8. Distribución de sustentación por unidad de envergadura.

Si se considera un perfil elíptico para la circulación de la fuerza de filamento $\Gamma(X_2)$, de acuerdo con Anderson (2017) la distribución de circulación está dada por:

$$\Gamma(X_2) = \Gamma_0 \sqrt{1 - \left(\frac{2X_2}{b}\right)^2} \quad (2.15)$$

En la Figura 2.9 se representa el semicírculo de radio $b/2$, representando la semi envergadura del ala y parametrizada mediante el ángulo φ . Cada punto sobre la curva puede describirse en términos de φ , y su coordenada horizontal resulta de la proyección del radio sobre el eje X_2 , obteniéndose así $X_2 = \frac{b}{2} \cos\varphi$. Al variar ligeramente el ángulo, el desplazamiento correspondiente de dicha coordenada se obtiene derivando esta expresión, lo que conduce a $dX_2 = \frac{b}{2} \cos\varphi d\varphi$. Esta transformación de coordenadas permite relacionar de manera directa la geometría del semicírculo con la descripción analítica utilizada en el desarrollo del modelo.

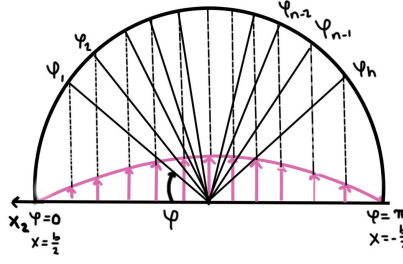


Figura 2.9 Distribución de sustentación por unidad de envergadura en coordenadas cilíndricas

Por lo que la Ecuación 2.15 quedaría de la siguiente manera:

$$\Gamma(\varphi) = \Gamma_0 \sqrt{1 - (\cos \varphi)^2} \quad (2.16)$$

Aplicando identidades pitagóricas, finalmente se tiene que.

$$\Gamma(\varphi) = \Gamma_0 \sen \varphi \quad (2.17)$$

Sabiendo esto se puede definir el perfil de sustentación local

$$l(\varphi) = \rho V_\infty \Gamma_0 \sen \varphi \quad (2.18)$$

Se calcula la sustentación total, quedará de la siguiente forma:

$$L(\varphi) = - \frac{\rho V_\infty \Gamma_0 b}{2} \int_{\pi}^0 \sen^2 \varphi d\varphi \quad (2.19)$$

$$L(\varphi) = - \frac{\rho V_\infty \Gamma_0 b \pi}{4} \quad (2.20)$$

La Ecuación 2.21 se obtiene al aplicar la misma transformación de coordenadas utilizada previamente (Ecuación 2.8) para expresar el *downwash* en función del ángulo φ . De este modo, la expresión del *downwash* pasa a depender de la diferencia entre las proyecciones x_1 y x_2 , así

como del factor , que proviene directamente de la derivada del cambio de coordenadas utilizado.

$$w(\varphi_0) = - \frac{\Gamma_0}{2b\pi} \int_{\pi}^0 \frac{1}{\sin \varphi} \frac{\cos \varphi \sin \varphi}{\cos \varphi_0 - \cos \varphi} d\varphi \quad (2.21)$$

$$w(\varphi_0) = - \frac{\Gamma_0}{2b\pi} \int_{\pi}^0 \frac{\cos \varphi}{\cos \varphi_0 - \cos \varphi} d\varphi \quad (2.22)$$

$$w(\varphi_0) = - \frac{\Gamma_0}{2b\pi} \frac{\pi \sin \varphi_0}{\sin \varphi_0} \quad (2.23)$$

$$w(\varphi_0) = - \frac{\Gamma_0}{2b} \quad (2.24)$$

De igual manera se calcula el ángulo de ataque inducido:

$$\alpha_i \simeq - \frac{w(\varphi_0)}{V_{\infty}} \simeq \frac{\Gamma_0}{2 b V_{\infty}} \quad (2.25)$$

A partir de la Ecuación 2.20 se despeja Γ_0 y se sustituye en la ecuación 2.25. Al simplificar, se obtiene la expresión del ángulo inducido en función de la fuerza de sustentación. En este mismo proceso, se reconoce que la sustentación puede expresarse en términos de la densidad del aire, la velocidad del flujo libre al cuadrado, la superficie alar y el coeficiente de sustentación, lo que conduce a las Ecuaciones 2.26 y 2.27:

$$\alpha_i = \frac{4L}{2\pi \rho b^2 V_{\infty}^2} = \frac{2 \rho V_{\infty}^2 S C_L}{2 \pi \rho b^2 V_{\infty}^2} \quad (2.26)$$

$$\alpha_i = \frac{S C_L}{\pi b^2} = \frac{C_L}{\pi AR} \quad (2.27)$$

2.2.2 Teoría de tiras (Strip Theory)

Con base en la teoría sustentadora de Prandtl, Anderson (2017) menciona que la semi-envergadura se divide en secciones longitudinales y se analiza cada una de manera independiente y en el trabajo se considera 6 piezas de igual distancia de separación entre cada tira, se analiza individual y bidimensionalmente. Esto quiere decir que para cada perfil se analizan condiciones de flujo, ángulo de ataque, velocidad y distribución de presiones.

Para comprender adecuadamente el fenómeno del flujo aerodinámico sobre alas, es fundamental distinguir entre el comportamiento de un perfil bidimensional y el de un ala tridimensional. Como señala Anderson (2017) en el capítulo 5, “un perfil aerodinámico es simplemente una sección de un ala, y al principio podrías esperar que el ala se comporte exactamente igual que el perfil aerodinámico. En contraste, un ala finita es un cuerpo tridimensional, y en consecuencia el flujo sobre el ala finita es tridimensional; es decir, hay un componente de flujo en la dirección de la envergadura” .

El beneficio de aplicar esta teoría es que se aplica una integración de los resultados a lo largo de envergadura para obtener fuerzas y momentos globales más realistas debido a que esta la misma conlleva a hablar del efecto del ala finita.

2.2.3 Teoría de la línea de sustentación por Phillips.

Phillips, parte de la teoría de distribución generalizada de sustentación para alas rectas. En Phillips (W.F. Phillips et al., 2004), se propone representar la distribución de sustentación a lo largo del ala mediante una serie de Fourier. Los coeficientes de esta serie (A_j) están relacionados con el ángulo de ataque efectivo en cada sección del ala.

Se puede asumir la distribución elíptica como el análogo de una función armónica simple dentro de la dinámica de sistemas mecánicos, por lo que es posible que se represente mediante el uso de series de Fourier.

Se parte de recordar la Ecuación 2.17 que indica cómo es la circulación en la teoría de Prandtl para un ala con distribución elíptica. Posteriormente de la Ecuación 2.24 se sustituye Γ_0 en términos de la velocidad inducida y de la Ecuación 2.24 el ángulo inducido que se relaciona con esta velocidad, obteniendo:

$$\Gamma(\varphi) = 2bV_{\infty} \alpha_i \text{sen } \varphi \quad (2.28)$$

Los ángulos inducidos se reflejan como los coeficientes de Fourier porque son los indicadores que determinan la distribución de la velocidad inducida a lo largo de la envergadura. Por lo que se reflejarán como coeficientes A_j hasta n términos que describen bien la sustentación.

$$\Gamma(\varphi) = 2bV_{\infty} \sum_{j=1}^n A_j \text{sen } (j\varphi) \quad (2.29)$$

Implementando lo anterior a la ecuación 2.22, queda.

$$w(\varphi_0) = -\frac{V_{\infty}}{\pi} \sum_{j=1}^n A_j \int_{\pi}^0 \frac{\cos \varphi}{\cos \varphi_0 - \cos \varphi} d\varphi \quad (2.30)$$

Ahora se obtiene la derivada de la $\partial\Gamma / \partial\varphi$

$$w(\varphi) = -V_{\infty} \sum_{j=1}^n j A_j \frac{\text{sen } j\varphi_0}{\text{sen } \varphi_0} \quad (2.31)$$

De acuerdo a lo anterior se obtiene el ángulo inducido.

$$a_i \simeq \sum_{j=1}^n j A_j \frac{\text{sen } j\varphi_0}{\text{sen } \varphi_0} \quad (2.32)$$

Sustituyendo las ecuaciones 2.30 y 2.32 en la ecuación fundamental de la sustentación de Prandtl, finalmente se obtiene:

$$\alpha(\varphi_0) = \frac{2b}{\pi c(\varphi_0)} \sum_{j=1}^n A_j \text{sen}(j\varphi_0) + a_{L=0} + \sum_{j=1}^n j A_j \frac{\text{sen } j\varphi_0}{\text{sen } \varphi_0} \quad (2.33)$$

Recordando que $C_{L\alpha} = 2\pi$ para ala delgada en la ecuación 2.33 y se acomodando se tiene:

$$\sum_{j=1}^n A_j \left[1 + j \frac{C_{L\alpha} c(\varphi_0)}{4b \text{sen } \varphi_0} \right] \text{sen}(j\varphi_0) = \frac{C_{L\alpha} c(\varphi_0) [\alpha(\varphi_0) - \alpha_{L=0}]}{4b} \quad (2.34)$$

El coeficiente que propone Phillips es una combinación lineal del ángulo de ataque $A_j = a_j(\alpha - \alpha_{L=0})$. Esto es consistente debido a que la sustentación tiene un comportamiento lineal con respecto al ángulo de ataque por lo que:

$$\sum_{j=1}^n \alpha(\alpha - \alpha_{L=0}) \left[1 + j \frac{C_{L\alpha} c(\varphi_0)}{4b \text{sen } \varphi_0} \right] \text{sen}(j\varphi_0) = \frac{C_{L\alpha} c(\varphi_0) [\alpha(\varphi_0) - \alpha_{L=0}]}{4b} \quad (2.35)$$

$$\sum_{j=1}^n \alpha \left[1 + j \frac{C_{L\alpha} c(\varphi_0)}{4b \text{sen } \varphi_0} \right] \text{sen}(j\varphi_0) = \frac{C_{L\alpha} c(\varphi_0)}{4b} \quad (2.36)$$

$$\sum_{j=1}^n a_j \left[\frac{4b}{C_{L\alpha} c(\varphi_j)} + \frac{j}{\text{sen } \varphi_j} \right] \text{sen}(j\varphi_j) = 1 \quad (2.37)$$

2.3 Túnel de viento

2.3.1 Definición de túnel de viento

De acuerdo con Barlow, Rae y Pope (1999), un túnel de viento es una herramienta experimental basada en un circuito cerrado que se encarga de generar una corriente de aire que pasa sobre cuerpos sólidos. Este ambiente controlado permite estudiar los efectos del flujo de aire, simulando las condiciones equivalentes a las reales en el que el objeto está sumergido .

Según el informe de la conferencia ETME-2011 (2011), las tendencias emergentes en la ingeniería mecánica, los túneles de viento se utilizan para predecir la cantidad de fuerza generada por objetos sólidos. La información obtenida en el túnel de viento se utiliza para mejorar el diseño de los objetos introducidos en el área de prueba donde se conectan distintos instrumentos que mide y registra el flujo de aire alrededor del objeto y las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre él. Hoy en día, la mayoría de las aeronaves, naves espaciales o vehículos terrestres no se construye ni se compromete su diseño y componentes hasta que se hayan probado exhaustivamente en el túnel de viento.

Si bien no existen normativas internacionales y nacionales donde menciona la obligaciones de probar modelos en túnel de viento, el el siguiente caso es la NASA quien propone requisitos obligatorios para estos modelos en su programas.

La NASA cuenta con el estándar NASA-STD-8719.28, establece requerimientos técnicos de seguridad, confiabilidad y aseguramiento de calidad en los modelos diseñados para pruebas en túnel de viento. En su sección 3.1 se indica “Los sistemas de modelos para túneles de viento deben ser diseñados, fabricados, inspeccionados y probados para garantizar la seguridad, la confiabilidad y la calidad de los datos en las pruebas de túnel de viento.” (NASA,2008).

Por otro lado, según la Federal Aviation Administration (FAA), las pruebas dentro de un túnel de viento representan un recurso complementario para el análisis aeroelástico. En la *Advisori Circular AC 25.629-1C*, sección 9 establece lo siguiente: “Las pruebas en túnel de viento con modelos estructurales dinámicos son aceptables como un complemento al análisis. Dichas pruebas están normalmente destinadas a validar los métodos analíticos, identificar posibles inestabilidades aero elásticas y verificar la suficiencia de los márgenes de flutter.” (FAA,2013). Esto evidencia la importancia de incluir ensayos experimentales para validar modelos teóricos y reforzar márgenes de seguridad.

Se puede observar que ambos documentos resaltan el papel fundamental de estas pruebas dentro de los programas de validación aeroespacial, asegurando la calidad y confiabilidad de los datos obtenidos.

2.3.2 Funcionamiento y elementos que lo conforman.

Se vuelve imprescindible conocer el funcionamiento del túnel de viento de circuito cerrado, es decir que tiene una trayectoria definida donde el flujo no escapa y vuelve al punto de inicio. A continuación se describe el objetivo principal de los elementos generales que componen el túnel descrito por Barlow, Rae y Pope (1999) .

1. Ventilador: Es el dispositivo que genera el flujo de aire a la velocidades necesarias requeridas. Al manejar un túnel subsónico este tendrá un único ventilador.
2. Difusor: Este elemento se encuentra después del ventilador esto debido a que se encarga de estabilizar la presión del flujo disminuyendo su velocidad, por lo que geométricamente tiene una forma divergente.

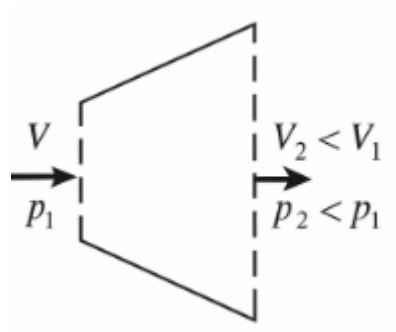


Figura 2.10. Diagrama básico de un difusor

3. Tobera: Es una sección también conocida como la sección de contracción, es decir que la parte trasera está ensanchada. Este cambio de geometría permite que el flujo ingrese a la zona de pruebas con un perfilado de curvas suaves para evitar turbulencias y que el flujo sea lo más laminar posible.

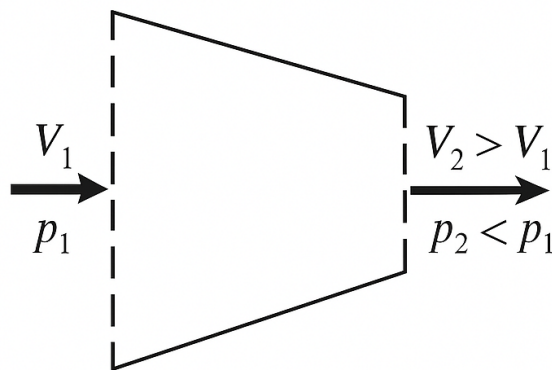


Figura 2.11 Diagrama básico de una tobera

4. Rectificador de flujo: Este elemento se asemeja a una malla que se encarga de ordenar el flujo que pasa a través de él, reordenando las partículas del flujo, existen diferentes tipos de arreglos geométricos, como el panal de abeja. Observe la Figura 2.12.

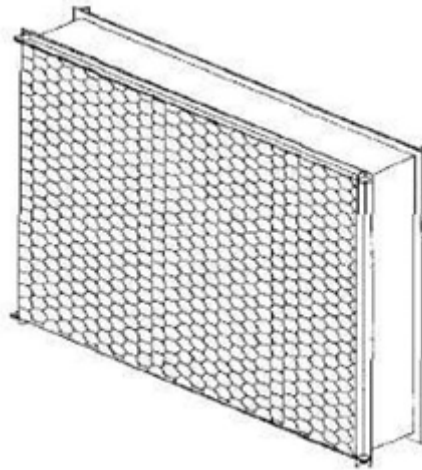


Figura 2.12 Esquema estructural de una malla tipo panal de abeja

5. Sección de pruebas: En esta zona es la que está diseñada para colocar los objetos a analizar. De igual manera cuenta con una mesa giratoria donde se empotran los modelos y esta puede modificar su ángulo, simulador diferentes direcciones de la corriente del flujo

2.3.3 Características tunel de viento LemAT

2.3.3.1 Parámetros de operación.

El túnel de viento LEMAT del Instituto de Ingeniería de la UNAM es uno de los laboratorios de investigación que cuenta con el 13° lugar de túneles más grandes de Latinoamérica, dedicada a estudiar los efectos del viento sobre estructuras, edificios, equipos y efectos aerodinámicos (FiiDEM / LemAT, s. f.).

Principalmente se utiliza para evaluar cómo el viento afecta estructuras arquitectónicas o civiles, simulando incluso condiciones extremas como las de un huracán de categoría 4. A continuación se presentan las características principales:

- A. Dimensión de la sección de pruebas: 0.80[m] x 1.20[m]
- B. Longitud total: 37.8 [m] de circuito completo
- C. Velocidad máxima del viento: 150 [km/h]
- D. Cuenta con motor y control programable: 75 [HP] con inversor para generar turbulencia

La siguiente Figura 2.13 muestra el diagrama de la composición del túnel de viento.

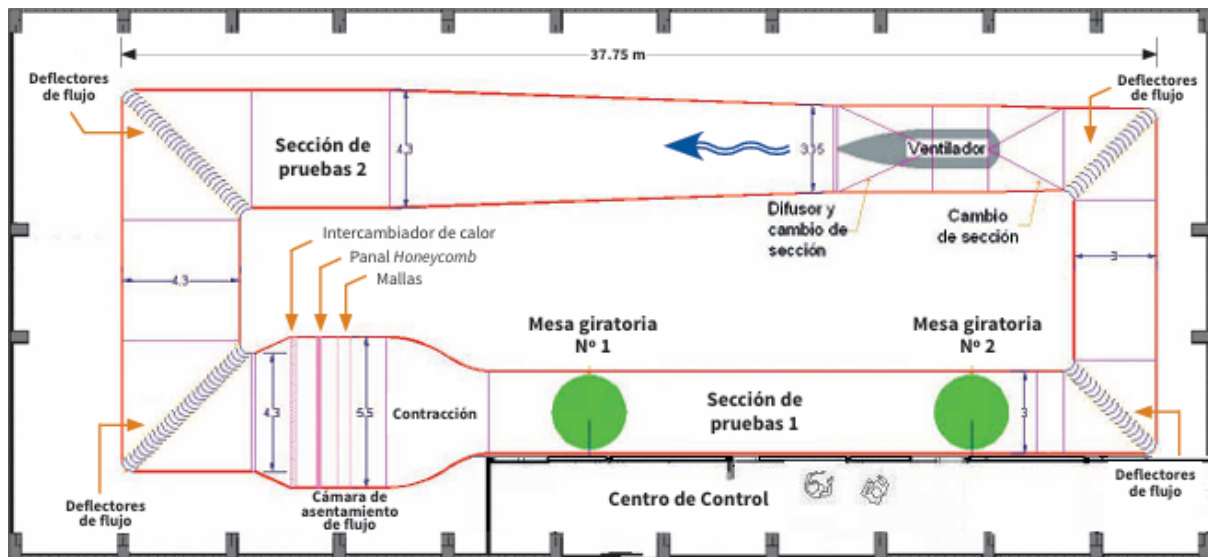


Figura 2.13 Esquema túnel de viento LemAT

2.3.3.2 Instrumentación para la medición de presión

Para comprender el comportamiento real del sistema, la instrumentación se vuelve un conjunto fundamental para obtener la medición y monitoreo de la variable, presión.. En este apartado se hablará específicamente del funcionamiento del equipo E-RAD4000 que se encarga de registrar y almacenar datos de presión en tiempo real, que a su vez convierte las señales analógicas a digitales para su análisis posterior Scanivalve Corporation. (s. f). Observe la siguiente Figura 2.14.



Figura 2.14 RADBASE 4000 c

Este dispositivo no se ubica dentro del túnel, pero para su utilización es necesario que exista una interconexión con el modelo de pruebas al equipo, para ello son necesarios los módulos electrónicos de escaneo de presión, ZOC. Observe la Figura 2.15. Scanivalve Corporation. (s. f.). Menciona que dichos sensores son quienes se encargan de proporcionar los datos requeridos para los bancos de pruebas que no superen los 50 psi. Cada módulo contiene 32 sensores de presión organizados en bloques de 16 sensores y cada bloque consta de una válvula de calibración con cuatro modos de operación internos.

- 1.- Operación: Registra la lectura
- 2.- Calibración: Permite realizar calibración a cero o múltiples puntos de demanda
- 3.- Purga: Elimina condensación o contaminantes de las líneas de entrada
- 4.- Aislamiento: Bloquea la entrada de presión hacia los sensores



Figura 2.15 ZOC22B/23B

En la siguiente Figura 2.16 se muestra el equipo DSM4000 con los ocho ZOCs ya instalados, cada uno conectado mediante su respectiva mangueras, Scanivalve Corporation. (2005.). Estas mangueras, con un diámetro exterior de 1 mm, se enlazan al modelo de pruebas ubicado dentro del túnel de viento. Se distribuyen sobre la superficie del modelo con el propósito de medir la presión en distintos puntos.



Figura 2.16 Escáner de presión con 8 ZOCs [12]

El túnel de viento de LemAT utiliza este sistema de adquisición de datos debido a su precisión y resolución temporal, además de contar con un software desarrollado por el laboratorio para facilitar la digitación de datos mediante el módulo RADBASE. Esta disposición de los sensores y la interfaz electrónica permite desde la captura hasta la el procesamiento tener una visualización mucho más sencilla. En la siguiente Figura 2.17 se observa el sistema completo.

observarse que se tomaron medidas para evitar que la capa límite de las paredes del túnel afectará los resultados del experimento.

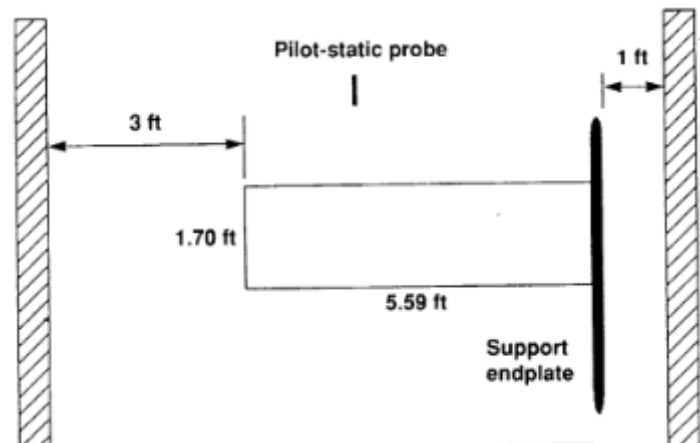


Figura 2.18 Montaje ala NACA0015 por la NASA []

El siguiente estudio fue realizado por Nguyen, N., Ting, E., & Lebofsky, S. (s. f.). Tiene como objetivo verificar la resistencia y la eficiencia aerodinámica. Se puede contemplar que es un modelo a escala y que el sistema representa la mitad de la aeronave, simulando la mitad de envergadura en la cual se debe validar la predicción de la sustentación y validar su rigidez estructural.

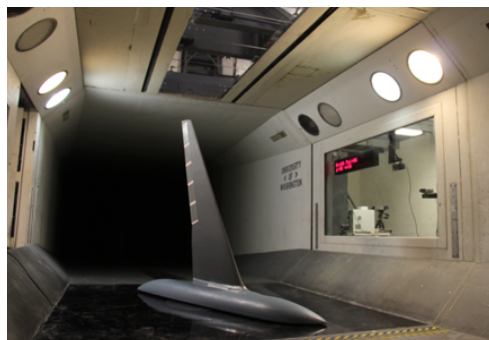


Figura 2.19 Montaje del ala para un ensayo de rigidez estructural por Nguyen, N., Ting, E., & Lebofsky, S. (s. f.).

2.3.5 Integración numérica

La integración numérica se vuelve vital en el post procesamiento de los datos obtenidos por el túnel, debido a que ya se cuentan con valores definidos en distintos puntos de muestreo que corresponde a la representación explícita de la función. Al aplicar los métodos correctos, como en este caso, el método del trapecio, obtendremos un valor global que correlacione todas las lecturas (Chapra & Canale, 2015).

El método de los trapecios parte de la condición de tener la interpretación geométrica, buscando que se aproxime de la mejor manera el área de la integral definida. Esto se logra sumando las áreas de trapecios formados bajo la curva de la función a partir de valores discretos de la función (Díaz, M.). Observe la siguiente Figura 2.20.

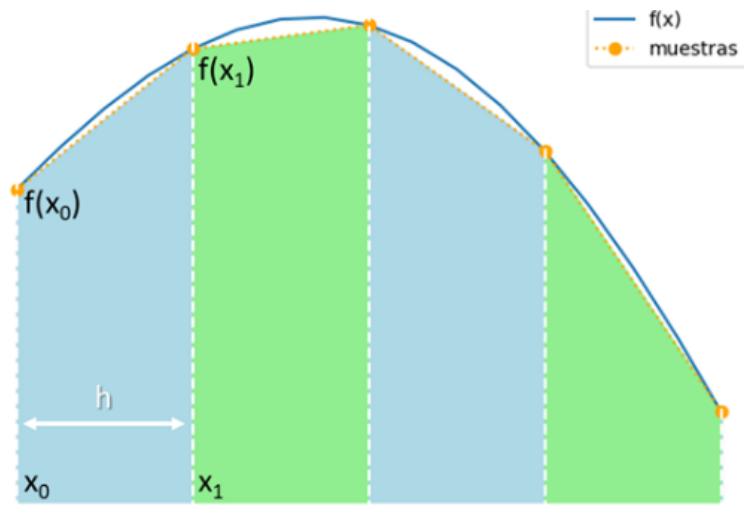


Figura 2.20 Representación de integración trapezoidal.

De acuerdo (Díaz, M.) se consiste en calcular el valor aproximado de la función $f(x)$, sustituyendo dicha función por un polinomio lineal de grado 1, es decir, $f(x) = a_0 + a_1x$. Tratando de aproximar el valor de la Integral (I) al área del trapecio que se obtiene al trazar la recta que une los puntos $(a, f(a))$ y $(b, f(b))$.

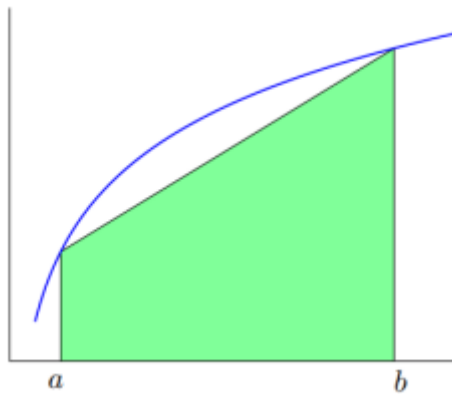


Figura 2.21 aproximación de área de una curva por método del trapecio

Para minimizar el error se utiliza la regla de trapecios compuesta que a diferencia de la simple, consiste en dividir el intervalo en distintas secciones a lo largo de la curva, esto dividiendo el intervalo $[a,b]$ en subintervalos de la siguiente forma.

$$h = \frac{b-a}{n} \quad (2.40)$$

Siendo n el número de subintervalo en los que se divide la función completa. Así mismo esta variable h , representando la altura del trapecio. Ahora recordemos la fórmula de área de trapecio, siendo b_1 y b_2 las bases del trapecio:

$$A_T = \frac{h}{2}(b_1 + b_2) \quad (2.41)$$

Ahora se sustituye los puntos discretos de la función como la representación de las bases del mismo, quedando de la siguiente manera:

$$A_T = \frac{h}{2}(f(x_0) + f(x_1)) \quad (2.42)$$

Finalmente se tiene lo necesario para aproximar el valor de una integral definida con siguiente fórmula, ya incluyendo la sumatoria de cada uno de los trapecios.

$$\int_a^b f(x) = \frac{h}{2} \left[f(x_0) + 2 \sum_{i=1}^{n-1} f(x_i) + f(x_n) \right] \quad (2.43)$$

Hay que recalcar que al ser un método numérico y que es una aproximación lineal de una función por lo que este planteamiento ya cuenta con un error implícito. Si se desea disminuir este valor se deben utilizar valores con más números de subintervalos.

CAPÍTULO III

Diseño y construcción del banco de pruebas

3.1 Diseño

3.1.1 Diseño CAD del ala y soporte.

Es importante recalcar que el perfil NACA seleccionado pertenece a la primera familia de perfiles, de la serie de "cuatro dígitos", como es el perfil NACA 0015. En este caso, el primer dígito representa la curvatura máxima en centésimas de cuerda, el segundo dígito indica la ubicación de la curvatura máxima a lo largo de la cuerda desde el borde de ataque en porcentaje de la cuerda, y los dos últimos dígitos indican el espesor máximo en centésimas de cuerda. Para el perfil NACA 0015, la curvatura máxima es de 0, y está ubicada a 0% del borde de ataque, y el espesor máximo es de 15% de la cuerda. Hay que tener en cuenta que el perfil aerodinámico sin curvatura, es decir, con la línea de curvatura y la línea de cuerda coincidentes, se denomina perfil aerodinámico simétrico. Claramente, la forma de un perfil aerodinámico simétrico es la misma por encima y por debajo de la línea de cuerda.

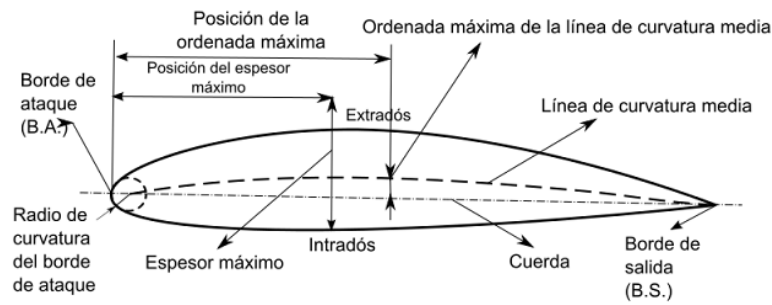


Figura 3.1 Parámetros de diseño de un perfil aerodinámico.

Los perfiles NACA han sido estudiados por décadas, especialmente en los años 1930 y 1940 se llevaron a cabo una amplia serie de mediciones sobre los perfiles aerodinámicos estándar que incluían los coeficientes de sustentación, arrastre y momento. Estas pruebas se realizaron a baja velocidad dentro de un túnel de viento, utilizando alas de cuerda constante que ocupaban toda la sección transversal del túnel, de un lado al otro. Esta configuración simulaba lo que se conoce como un ala infinita, es decir, una ala sin puntas que se extiende indefinidamente en dirección de la envergadura. Como el perfil es idéntico en toda la longitud de dicha ala, sus propiedades aerodinámicas son las mismas que las del propio perfil considerado por separado es por ello que el objetivo del trabajo de investigación se base en corroborar estos datos ahora con la consideración de simular un ala finita en un túnel de viento (Anderson, 2017).

Es importante iniciar las pruebas experimentales con un perfil simétrico porque este tipo de geometría no genera sustentación a ángulo de ataque cero y presenta una distribución de presiones inherentemente balanceada. Esto permite aislar y comprender de forma más precisa el efecto del ángulo de ataque, la velocidad del flujo y las condiciones del túnel sobre la presión superficial, sin la influencia de curvaturas o asimetrías. Además, usar un perfil simétrico facilita la calibración del banco de pruebas y proporciona una referencia base confiable para validar instrumentos, sensores de presión y métodos de adquisición de datos, antes de avanzar hacia perfiles más complejos.

La geometría del perfil aerodinámico utilizada fue obtenida a partir de recursos disponibles en línea, estos ya cuentan con parámetros específicos NACA para generarlos. Particular se seleccionó el perfil de la serie 0015 observe la Figura 3.2 . Posterior a ello se descargaron sus coordenadas como archivo de texto y sendo exportadas al software de modelo geometrico AutoCAD, generando el contorno con herramientas del mismo programa y asegurar la fidelidad geométrica del perfil sin comprometer a que este tenga irregularidades que provocan el desprendimiento de flujo.

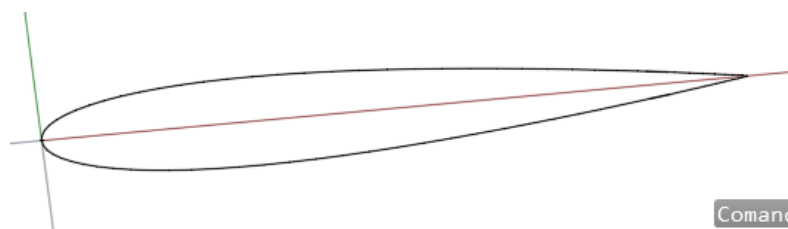


Figura 3.2 Perfil aerodinámico NACA 0015

Por otro lado se tiene que el ala cuenta con una cuerda constante de 0.42[m] a lo largo de toda la semi-envergadura de 0.80[m]. De acuerdo a los datos anterior es la superficie alar y la relación de aspectos de la geometría tridimensional está definida por la siguientes ecuaciones:

$$S = b * c \quad (3.1)$$

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (3.2)$$

Se debe tener en cuenta que el modelo representa la mitad del ala por lo que se debe tener especial cuidado al sustituir los valores, se obtiene:

$$S = \frac{b}{2} * c = (0.8[m]/2) * (0.42[m]) = 0.168[m^2]$$

$$AR = \frac{(b/2)^2}{S} = \frac{(0.8[m]/2)^2}{0.168[m^2]} = .9523$$

Adicionalmente para garantizar la estabilidad estructural en el modelo se incluyeron seis soportes a lo largo de la cuerda, los cuales se encuentran ortogonales a la superficie del perfil. Esta disposición permite asegurar que no interfieran con las tomas de presión. Asimismo, en ambos extremos de la semiala se agregaron cuatro soportes de acrílico con un grosor de 6[mm] , este reforzamiento interno que actúa como una costilla. Observe la siguiente Figura 3.3

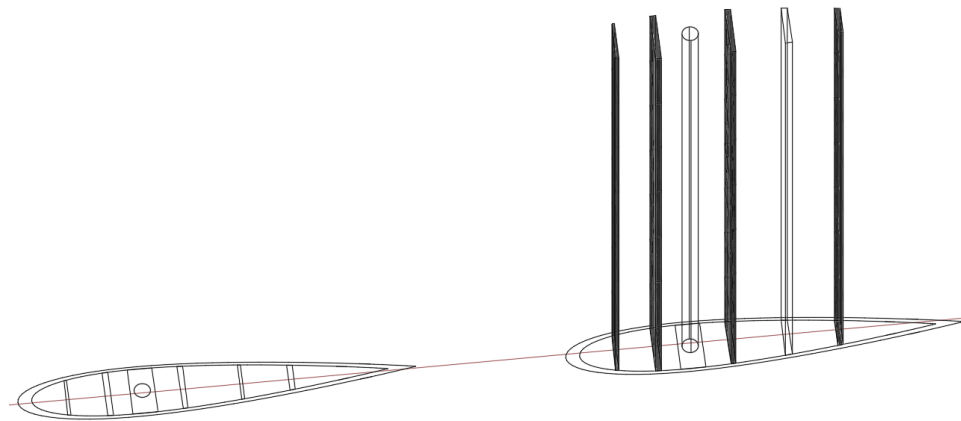


Figura 3.3 Dibujo CAD del sistema de soporte a lo largo de la envergadura



Figura 3.4 Pieza de acrílico para soporte de la base

3.1.2 Distribución de secciones

Se definieron seis secciones a lo largo de la envergadura del ala, las cuales cada una representan un perfil aerodinámico bidimensional. Esta segmentación se realizó principalmente considerando las limitaciones impuestas por el sistema de adquisición de presión por lo que se tuvo que optimizar las tomas disponibles.

Cada una está ubicada a una distancia constante de 13.3[cm], medido a partir de la base del túnel de viento. Esta distribución permite tener puntos estratégicos para las lecturas de sustentación.

3.2 Posicionamiento de tomas de presión

De acuerdo con el método del coseno, cada punto de medición sobre la superficie del perfil aerodinámico se ubica en posiciones específicas expresadas como porcentajes de la cuerda tanto en el extradós como en el intradós. En total se definieron 15 puntos tanto en la parte superior como en la inferior, estos puntos se replicaron a lo largo de las seis secciones transversales del modelo, manteniendo la misma distribución.

Para cada ubicación, se realizó una perforación utilizando un taladro con una broca de un 1[mm] de diámetro, se aseguró que cada orificio quedará perpendicular a la superficie.

Originalmente, se planificó perforar los 30 puntos definidos. Sin embargo en la zona cercana al borde de salida se tuvieron que eliminar cuatro de estos puntos, ya que sus ubicaciones se superponen, lo que podría generar complicaciones al instalar las tomas de presión, pues las mangueras podría quedar presionadas contra sí y contra el propio modelo, afectando la lecturas de los datos.

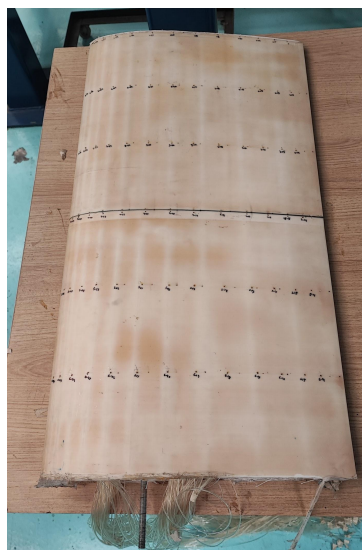


Figura 3.5 Distribución de tomas de presión a lo largo de la envergadura

3.2.1 Método del coseno.

Para obtener la distribución de presiones alrededor del perfil se debe generar una distribución de puntos que no estén espaciados linealmente. Staubs (2008) encontró que en un perfil aerodinámico real, las presiones superficiales cerca del borde de ataque presentan variaciones significativas conforme cambia el ángulo de ataque, lo que evidencia que zonas como el borde de ataque y borde de salida se caracterizan por gradientes de presión elevados. Observe la siguiente Figura 3.6

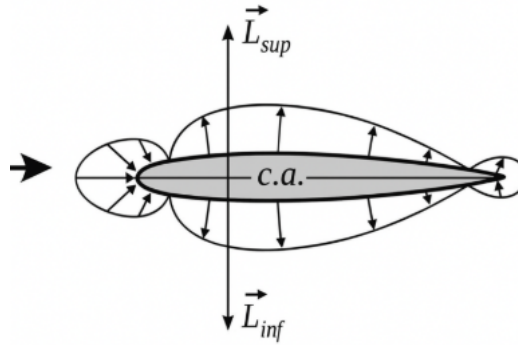


Figura 3.6 Distribución de presiones en un perfil simétrico a 0° grados.

Es por eso que se utiliza el *método del coseno* que utiliza la transformación de mapeo Bayliss, Class y Matkowsky (1990) analizan cómo los mapeos basados en transformaciones de coseno permiten redistribuir los nodos de Chebyshev, generando mayor concentración hacia los extremos y mejorando la precisión. Además estos puntos deben estar referenciados en una línea normalizada de 0 a 1, siendo la cuerda la línea de referencia. El conjunto de punto es generado por la siguiente ecuación

$$x_i = \frac{1 + \cos\left(\frac{\pi(i-0.5)}{n}\right)}{2}, \quad i = 1, 2, \dots \quad (3.3)$$

siendo x_i la posición de la cuerda normalizada, i como el índice de ciclo y n como el número total de elementos, es decir en cuantas secciones se divide la cuerda. Posteriormente se ubica cada uno de los puntos en la línea de referencia y a cada punto se traza una línea ortogonal que intersecta con la superficie superior e inferior del perfil. Este proceso ofrece las posiciones correspondientes en las que se debe medir el diferencial del coeficiente de presión. Observe la siguiente Figura 3.7

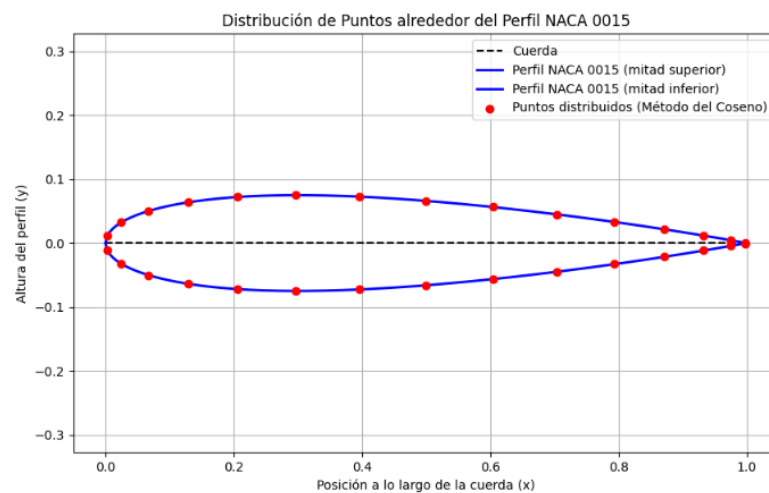


Figura 3.7 Distribución de puntos alrededor del perfil NACA0015 por el método del coseno

3.3 Integración al túnel de viento

3.3.1 Diseño conceptual

El objetivo de desarrollar el banco de pruebas es evaluar la eficiencia aerodinámica de un ala en las primeras etapas de diseño en condiciones controladas dentro de un túnel de

viento. El sistema contempla un modelo rígido y liso, sujetado a una base rígida centrada en la mesa de pruebas, para minimizar la interferencia con las paredes del túnel.

El sistema completo del ala fijada a una mesa giratoria tiene el objetivo de simular el comportamiento del ala en una semi envergadura fina. Esta configuración permite analizar el efecto aerodinámico de mantener un extremo del ala empotrado mientras que el otro extremo permanece libre. Posteriormente se realizará un barrido de ángulos de ataque para verificar la variación de sustentación por cada sección.

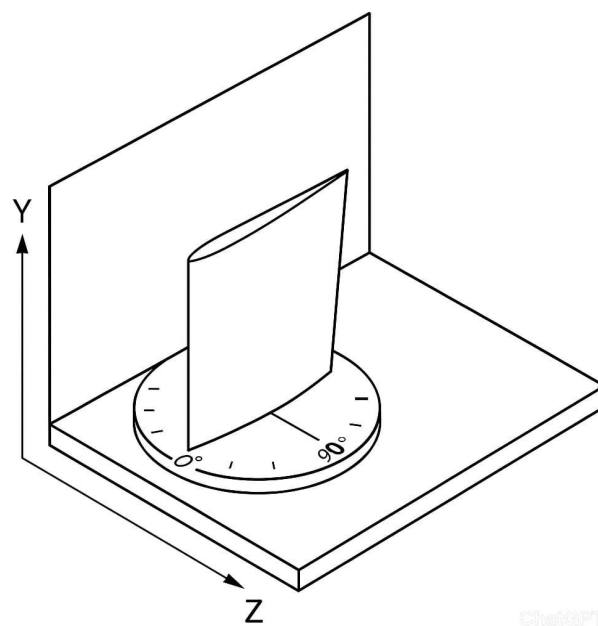


Figura 3.8 Esquema del banco de pruebas

3.3.2 Requerimientos técnicos

Para la implementación del ala en el túnel es necesario reconocer que resultados se necesitan los coeficientes de presión y de sustentación son el objetivo principal del proyecto.

Hay que tener en cuenta que al medir fuerzas sobre el modelo dependen de la densidad del aire, velocidad del flujo y tamaño del modelo, y solo reportan valores en Newtons o Pascales, no son directamente comparables, Ma y Feng (2022). Así que el uso de

coeficientes al ser adimensionales permite comparar los resultados a escala real o en otras pruebas en distintos laboratorios. Por lo tanto el manejo de coeficientes es la mejor opción que permite validar la teoría y simulaciones sin tener que reproducir con la misma exactitud las condiciones físicas.

Al ensayar un ala en un túnel de viento de baja velocidad, la velocidad a la que esta se enfrenta es del rango subsónico. El flujo del aire se encuentra en un rango de velocidad de 6[m/s] bajo un régimen laminar . Además de tener una relación de área frontal del modelo con respecto al área de la sección de pruebas menor o igual al 5%.

El área transversal de la sección de pruebas del túnel cuenta con una base de 3 m y una altura de 2 m, lo que resulta en un área total de $AT = 6 \text{ m}^2$. De acuerdo con las recomendaciones operativas del laboratorio, la superficie ocupada por el modelo no debe superar el 5 % del área transversal, lo que equivale a un valor máximo permitido de 0.30 m^2 . En este caso, el ala empleada posee una superficie alar de 0.168 m^2 , lo cual se encuentra dentro del rango aceptable y, por lo tanto, cumple con el criterio mínimo requerido para evitar la influencia significativa de las paredes del túnel sobre el comportamiento aerodinámico del modelo.

3.3.3 Sistema de instrumentación y adquisición de datos

3.3.3.1 Diseño de tomas de presión

Para determinar la presión estática local se debe ubicar una distribución de puntos en la superficie alar que sea consistente a lo esperado a un perfil de presiones. Es decir, estas regiones deberán garantizar que la presión en el interior de la toma sea coherente, esto porque al ser un diseño aerodinámico cualquier protuberancia o irregularidad en la región podría provocar variaciones que no concuerden con el sistema real. Es por ello que la abertura de las tomas deberá estar exactamente a ras de la superficie.

Anderson hace mención del diseño de las tomas de presión estática es fundamental. La superficie alrededor de las tomas debe ser lisa para garantizar que la presión detectada en el interior de la toma sea realmente la presión superficial a lo largo del tubo. Se puede observar la siguiente Figura 3.9. que asegura que las mangueras utilizadas tienen un diseño eficaz para obtener presiones estáticas.

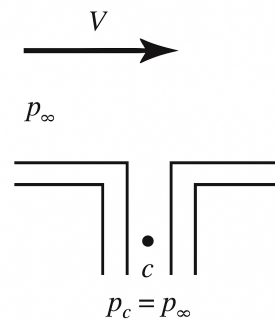


Figura 3.9 Diseño de tomas de presión estática (Anderson, 2017)

De acuerdo a lo anterior se mide correctamente las presiones en un flujo de aire para obtener los términos de presiones del flujo libre, sin embargo hay que comenzar por distinguir entre presión estática y presión total.

Anderson (2017), propone que la presión estática representa el movimiento aleatorio de las moléculas del aire y se mide con pequeños orificios en las paredes de un conducto del tubo de Pitot, colocados paralelos al flujo, de modo que no afecten su dirección. Por otro lado, si se coloca con la entrada de frente al flujo, el aire que entra se detiene al no poder salir, y su velocidad cae a cero. En ese punto, llamado punto de estancamiento, se mide la presión total, que es mayor que la presión estática.

Bernoulli menciona que, cuando la velocidad disminuye, la presión aumenta. Así, la presión total combina la presión estática y la debida al movimiento del flujo. Esta diferencia es clave en aerodinámica para calcular velocidades y fuerzas sobre perfiles. En la siguiente Figura 3.10 se observa un esquema de un tubo de Pitot donde se obtienen ambas presiones.

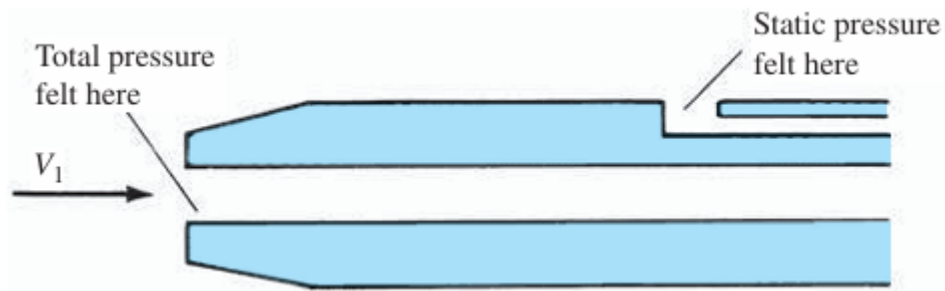


Figura 3.10. Diagrama de un tubo Pitot (Anderson, 2017)



Figura 3.11 Tubo Pitot instalado

3.3.3.2 Visualización de datos

Una vez se han realizado las pruebas a través del túnel de viento, es necesario disponer de una herramienta que otorgue una visualización rápida y precisa. Con ello se pudo ir interpretando los resultados durante la pruebas y se verificó que las pruebas que otorgan información confiable.

El túnel de viento LemAT cuenta con un software propio de visualización. Esta herramienta permite monitorear en tiempo real la lectura de la presión registrada durante los

ensayos. El programa muestra el comportamiento y variación de cada punto de medición del sistema.

El software no solo ofrece una visualización gráfica, sino que también exporta un archivo en función del ángulo de ataque y de velocidad del flujo por cada corrida a un archivo de formato Excel.

Existen dos modalidades de exportación de datos

1. **Datos crudos:** Contiene las lecturas registradas durante la prueba de cada uno de los puntos, a partir de estos se puede calcular la presión media. Este valor es necesario por que reduce el efecto del ruido y de las variaciones instantáneas, como valores pico, permitiendo un análisis aerodinámico más estable y representativo.
2. **Datos procesados:** incluyen directamente los resultados estadísticos básicos (promedio, media, desviación estándar, entre otros) por cada punto de medición.

En cualquier caso es fundamental haber verificado que ambos coincidan y una vez confirmado, se pueden utilizar para el análisis de las pruebas. En la siguiente Figura 3.12 se puede observar la pantalla de visualización. Primeramente hay que entender que permite representar gráficamente la presión registrada en cada punto de medición del perfil aerodinámico. En la interfaz, el eje horizontal corresponde a la presión, con valores positivos hacia la derecha y negativos hacia la izquierda, mientras que el eje vertical muestra el número total de mangueras conectadas al sistema de medición.

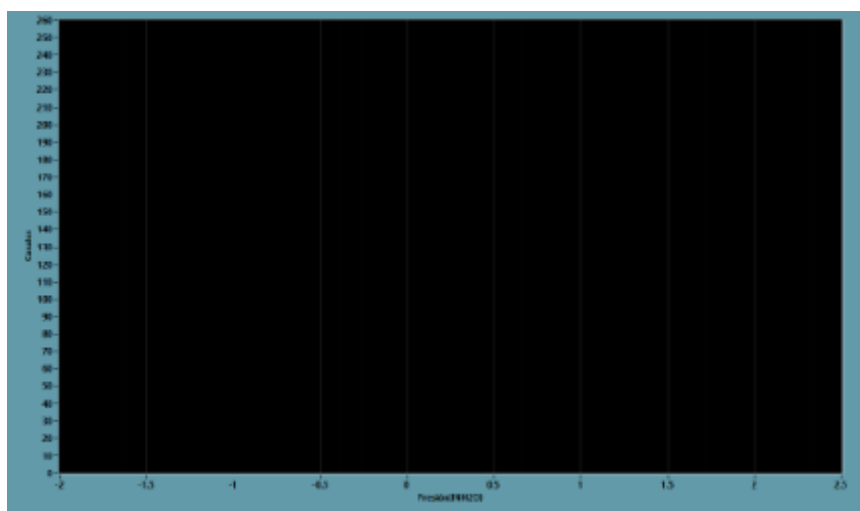


Figura 3.12 Ventana de visualización de presiones por cada toma de presión

Cada manguera está asociada a una posición específica sobre la superficie del perfil. La primera de ellas (en la parte inferior del gráfico) corresponde al punto ubicado directamente en el borde de ataque, mientras que las siguientes representan posiciones progresivas hacia el borde de salida. El software asigna automáticamente cada lectura a su respectivo punto y permite visualizar la variación de presión a lo largo de la prueba.

3.4 Construcción y Ensamblaje

3.4.1 Diseño 3D

Por parte del modelo, la geometría de ala recta del perfil NACA0015 cuenta con un cuerda de 42[cm] y una semi envergadura de 80[cm]. Toda el ala debe contar con un acabado liso y sin irregularidades que afecten la superficie. De no contar con un acabado liso este puede generar arrastre parásito que interfiera con las lecturas de los sensores y a su vez afectando la sustentación generada.

Para el diseño 3D del ala se realizó empleando software CAD de precisión, a este modelo se le agrega una configuración de estructura interna tipo rombo que proporciona

rigidez en la estructura, reduciendo pesos total y manteniendo la estabilidad dimensional durante toda la prueba. Los espesores de la pared van desde los 1.2[mm] y 2[mm]

Se fabricaron dos piezas de 40[cm] de envergadura mediante la impresión 3D, las cuales fueron ensambladas para conformar una semiala. Posteriormente, se aplicó una capa de resina con el objetivo de cubrir la estructura y generar una superficie uniforme, finalmente se efectuó el proceso de lijado con una lija de grano fino para afinar el acabado superficial y garantizar la calidad aerodinámica.



Figura 3.13 Modelo de ala simétrica

3.4.1.1 Selección de materiales

Según Olasek y Wiklak (2014), el uso de PLA (ácido poliláctico) para la impresión 3D resulta eficiente y viable debido a la facilidad de manufactura. Esto porque requiere que el acabado sea lo más uniforme posible, por lo que permite obtener superficies lisas y precisas sin afectar la geometría aerodinámica, evitando perturbaciones en el modelo que afecte el flujo del aire.

Su rigidez es suficiente para resistir las cargas aerodinámicas en este tipo de túneles. Además el material ya ha sido previamente utilizado en el laboratorio para la elaboración de geometrías que requieren de bastante complejidad, siendo de los materiales con mayor disponibilidad, costo e incluso con experiencia para ser manejado.

Por otro lado, se debe lograr un montaje rígido de bajo peso, que permita estudiar el comportamiento sin convertir el modelo en una pieza estructural pesada. Primeramente se colocó una varilla roscada de acero inoxidable como soporte principal, que se empotró desde el disco de la mesa giratoria hasta el extremo libre del ala. Esto ofrece la rigidez primaria del sistema, reduciendo las deflexiones y reduciendo el riesgo de vibraciones en el ensayo.

Además se distribuyeron seis largueros de PVC espumado dentro de ala, su densidad baja trabaja a bien a compresión, aunque el material no cuente con una resistencia similar a la del soporte principal, si mejorar la resistencia de la estructura hueca del ala y al no enfrentarse a pruebas de resistencia estructural para las pruebas resulta eficiente.

Finalmente la base de acrílico de 24[mm] proporciona una plataforma rígida, esto por que el ensayo es superable a fluctuaciones si es que este varía ligeramente el ángulo de ataque que puedan cambiar la distribución de presiones.

3.4.2 Diseño de soporte de anclaje

Existen distintos soportes en el ala que garantiza la rigidez de esta ante la resistencia que presente en los ensayos, asimismo se encuentra montada sobre una placa que se atornilla al túnel con un eje que se encuentra alrededor del 25% de la cuerda y adicionalmente se adhirió al piso de túnel con silicona. Este proceso se encuentra alineado con eje centrado en el ángulo cero.



Figura 3.14 Modelo con el soporte principal de varilla de acero galvanizado

3.4.3 Montaje de componentes

El proceso de integración del modelo en túnel de viento requirió la disposición estratégica de cada uno de los elementos estructurales para garantizar que el montaje ofreciera la suficiente rigidez y estabilidad geométrica para mantener las condiciones constantes de pruebas. Este apartado describe componentes utilizados para el ensamblaje confiable.

El soporte principal mediante una tuerca se ajustó firmemente a la base del disco. El uso de único soporte reduce la desalineación y trabaja como un voladizo, con condiciones bien definidas y reproducible.

Para la plataforma de acrílico proporcionó la rigidez necesaria para soportar el flector transmitido, manteniendo la alineación del ala asegurando un montaje ordenado y seguro. El diseño de estos permitió ordenar el sistema de tomas de presión hacia la parte inferior y se interconectan a la instrumentación que se ubica fuera de la sección de prueba. Se prestó especial atención a la organización de las mangueras, evitando dobleces o cruces que pudieran ocasionar pérdidas de presión.

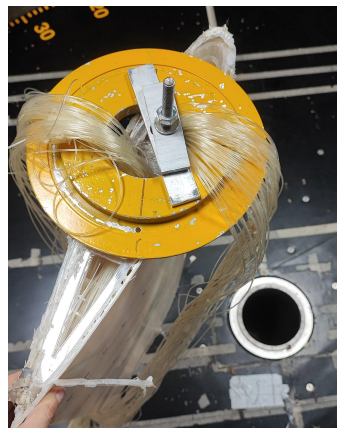


Figura 3.15 Soporte de la base del túnel

Por otra parte , para la medición de la velocidad del flujo se instaló un tubo Pitot sobre un soporte ajustable conectado a un imán, este se colocó apartado del modelo debido a que se debe encontrar en la región del flujo libre, fuera de perturbaciones generadas por la

estructura. La posición se calibró por delante del modelo y a una altura de 50 [cm] de altura, para evitar la capa límite de las paredes del túnel de viento, que es de aproximadamente de 15[cm]. Finalmente en la siguiente Figura 3.16 se muestra la instalación completa del banco de pruebas



Figura 3.16 Sistema de alá completo instalado

3.4.4 Instalación del sistema de tomas de presión

Las tomas de presión se implementaron mediante mangueras de poliuretano con un diámetro exterior de 1[mm] y una longitud individual de 1.1[m], distribuidas a lo largo de cada perfil aerodinámico. Se instalaron un total de 26 unidades que sobresalen del orificio; este excedente fue recortado justo antes de iniciar la prueba, con el fin de eliminar cualquier obstrucción y asegurar que no exista interferencia en el sistema de medición que dañe la prueba y el equipo.

El uso de mangueras de un tamaño reducido se debe a que disminuye el volumen del aire y minimiza el tamaño de respuesta. La longitud de estas se debe principalmente a que recorre el modelo, baja por la mesa y se conecta al equipo de medición pero también ayuda a la consistencia en la atenuación de las lecturas.

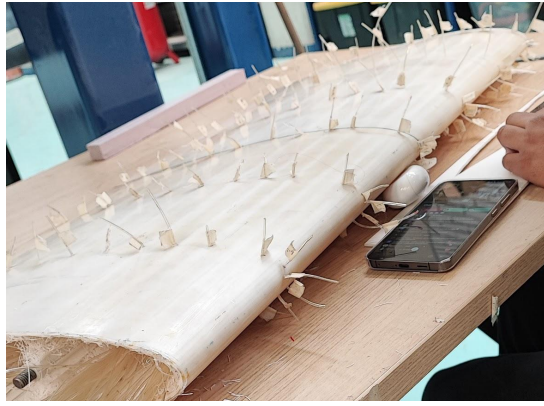


Figura 3.17 Integración de las mangueras al modelo



Figura 3.18 Interconexión de las tomas de presión a los zocs

3.4.4.1 Calibración

Para el proceso de calibración, las tomas de presión fueron conectadas a los sensores correspondientes (ZOCs). Posteriormente el software de adquisición ejecutó la función de calibración (TARA), la cual establece en ciertas lecturas iniciales al eliminar las variaciones residuales detectadas en las líneas de presión.

En caso de que alguna toma no alcance el valor de referencia cero, se procede a su revisión. El procedimiento consiste en desconectar la manguera asociada y limpiar la línea haciendo conducir aire a presión con ayuda de un compresor, con el fin de eliminar posibles obstrucciones . Si después de este procedimiento la lectura permanece diferente a cero, se

asume que el puerto de presión o el canal del sensor presentaban una falla, por lo que se debe descartar, como fue en el caso de la toma número 131. Una vez verificado que la mayoría de las tomas de presión se encontraban correctamente calibradas, se considera que el sistema se encuentra en condiciones adecuadas para dar inicio a las pruebas experimentales.

CAPÍTULO IV

Pruebas y Validación experimental

4.1 Procedimiento de pruebas

El modelo se ensayó a diferentes ángulos de ataque dentro de un rango de 0° a 8° con incrementos de 2° , manteniendo una velocidad del flujo de 6[m/s] . En total se realizaron 5 pruebas, correspondientes a cada posición angular establecidas. La elección de este intervalo responde a criterios experimentales como aerodinámicos. Una variación de 1° se considera demasiado pequeña para producir diferencias significativas. En contraste a un incremento de 2° , permite observar con mayor claridad la evolución de los coeficientes aerodinámicos, además de abarcar el rango de interés con menos pruebas sin comprometer la resolución de los datos.

Por esta razón, se decidió limitar el estudio a un rango de 8° , suficiente para describir el comportamiento lineal de cada perfil y evitar condiciones cercanas a la pérdidas que, además de ser más difíciles de medir con precisión y exceden los objetivos de la prueba.

En el análisis se utilizó los parámetros AVG: 5, periodo: 50 y frecuencia de muestreo: 125 Hz. La frecuencia de muestreo indica que se registraron 125 datos por segundo, mientras que el periodo de 50 corresponde al número de muestras consideradas en cada intervalo de cálculo (equivalente a 0.4 [s]). Finalmente, el valor de AVG: 5 señala que se promediaron cinco de estos periodos para obtener un dato más estable y representativo del comportamiento medido.

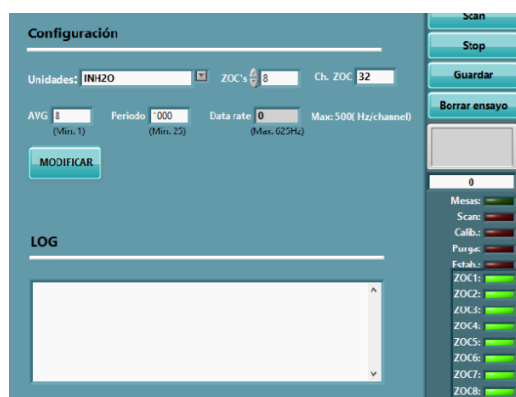


Figura 3.19 Ventana de configuración el AVG, periodo y frecuencia de muestreo

Para comenzar las pruebas en el túnel de viento fue necesario calibrar las condiciones iniciales que tendrían los ensayos, como fue el ángulo de ataque de partida, que corresponde a 0° y que las puertas que acceden a la zona de pruebas estuvieran correctamente cerradas y sellada, así no afectaron el flujo laminar que se necesita.

Posteriormente se comenzó a registrar en una pequeña bitácora del día, número de prueba, ángulo de ataque y velocidad del flujo para evitar alguna confusión de lo que se estaba ensayando. Una vez que se anotaron todos estos factores se procede a encender el túnel de viento a una velocidad de 6[m/s] . Para este momento el software comienza a detectar lecturas, sin embargo estas no estarán registradas hasta que el usuario le indique, esto por que en cada posición se debe esperar cierto tiempo de estabilización para que el flujo alcance un régimen laminar. El tiempo requerido en este tipo de pruebas fue de minuto y medio. Pasado este tiempo se comienzan a registrar las lecturas de presión durante un minuto.

Una vez se obtienen los datos, el túnel de viento se apaga y se establece un tiempo de espera de al menos dos minutos, con el fin de evitar que las corrientes residuales de aire afecten la siguiente prueba. Esta pausa también resulta necesaria para ajustar el ángulo de la mesa giratoria y recalibrar los sensores con la siguiente medición.

Este procedimiento se repitió para todo el rango de ángulos de ataque establecido, y en algunos caso se repitieron casos donde existían variaciones que no corresponden a lo esperado, por lo que se necesitaba comprobar la repetibilidad de los resultados. Al finalizar los cinco ángulos, se apaga el túnel y la mesa giratoria vuelve a su posición original.

De acuerdo a la observaciones rápidas de los resultados se decide si repetir todo el desarrollo anterior, el personal de laboratorio recomienda que sean dos veces si la estructura es compleja, durante el ensayo mostraron de manera preliminar un comportamiento esperado, lo que permitió una validación rápida de los resultados. No obstante, el modelo se mantuvo instalado en la cámara de pruebas hasta completar un análisis detallado de los registros.

Partiendo de estos análisis se concluye que los valores presentaban la confiabilidad y repetitividad necesaria, por lo que se establece que una única corrida experimental resultaba suficiente para los fines del estudio.

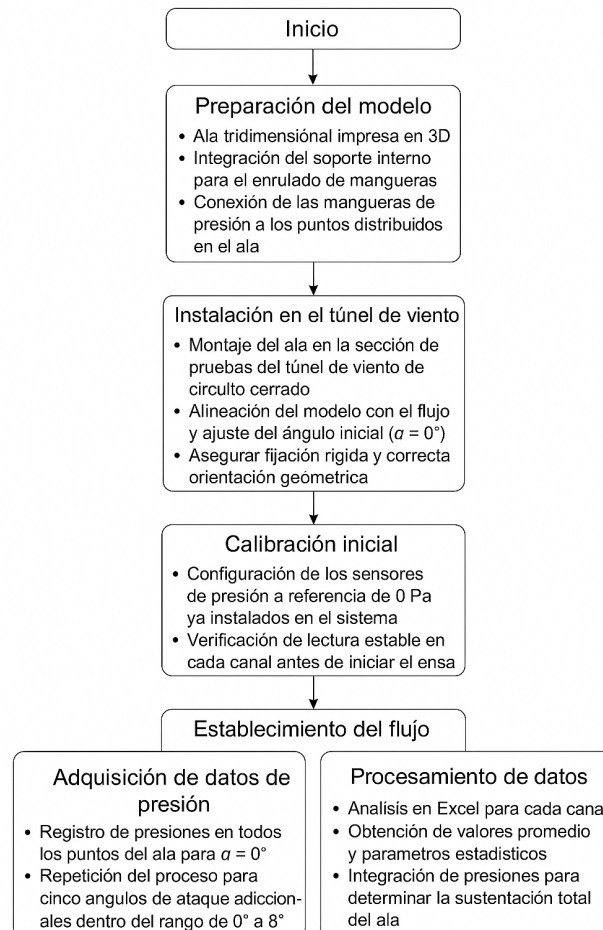


Figura 3.20 Esquema del proceso experimental

4.2 Análisis de resultados

Como parte de los primeros acercamientos de las lecturas obtenidas, la primera manguera, correspondiente al borde de ataque, presentó la mayor variación de presión, lo cual coincide con la región donde se produce el cambio más pronunciado del flujo. Las demás mangueras (hasta un total de 25) registraron variaciones de menor magnitud, manteniendo una distribución coherente con la teoría aerodinámica.

Las presiones negativas indican zonas de succión sobre el perfil, lo que implica una aceleración del flujo en esa región y, en consecuencia, la generación de sustentación. Este comportamiento se observó de manera consistente a lo largo de las seis secciones medidas.

Se detectó, sin embargo, un punto atípico (manguera número 131) que no presentó una lectura válida. Esto podría deberse a una obstrucción en la línea de medición o a un fallo en la instrumentación, lo cual se deberá considerar en el análisis final.

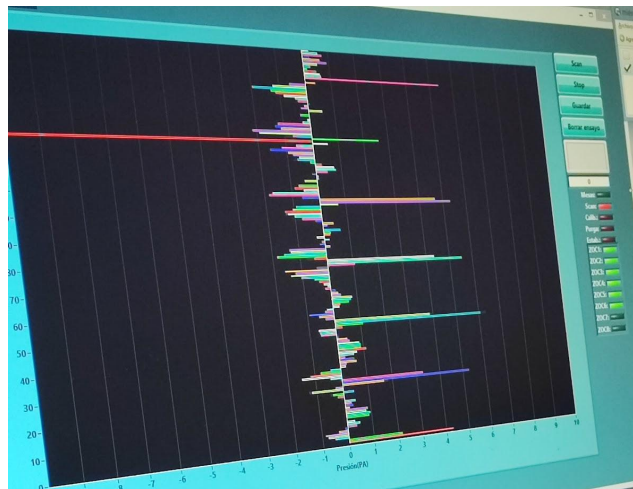


Figura 3.21 Primer registro experimental en el túnel de viento

Para evaluar la calidad de los datos obtenidos, se realizó un análisis de incertidumbre y repetibilidad de las señales registradas durante el ensayo. La Figura 3.20 presenta en el eje horizontal el número de canales y en el vertical el tiempo, donde cada sensor registra presión en intervalos de 0.008 segundos a lo largo de todo el ensayo. El comportamiento de la señal muestra una medición estable, sin variaciones extremas, aunque es perceptible la presencia de pequeñas fluctuaciones e interferencias propias del sistema de adquisición. A partir de todos los valores obtenidos se calcula un promedio, el cual se utiliza como referencia para el análisis de incertidumbre. Este mismo comportamiento se observa en todos los canales, incluso cuando existe variación del ángulo de ataque, lo que indica una buena repetibilidad del sistema y reduce la incertidumbre asociada a las mediciones. Finalmente, la comparación

de estos promedios con los valores teóricos generados por el código del modelo de sustentación confirma la coherencia entre ambos resultados, por lo que el procedimiento experimental se considera viable.

Variación de la presión en el tiempo por canal

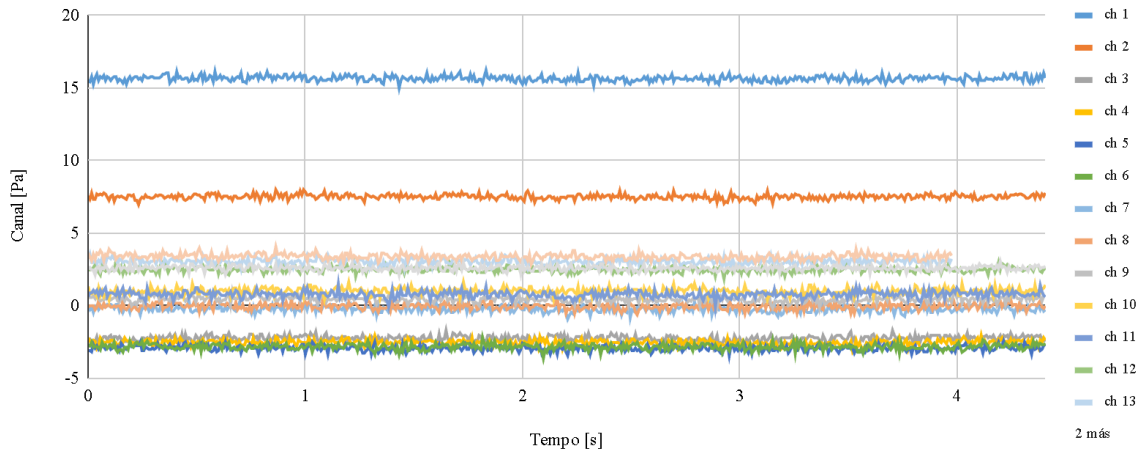


Figura 3.22 Variación de la presión en el tiempo por canal

4.2.1 Distribución de C_p

Los datos obtenidos en los ensayos corresponden a presiones locales, por lo que es necesario transformarlos a coeficientes de presión (C_p) empleando la ecuación correspondiente:

$$C_p = \frac{P - P_\infty}{q_\infty} \quad (4.1)$$

Para este cálculo se considera la densidad del flujo medida en el túnel de viento, cuyo valor fue de 0.92 kg/m^3 , mientras que la velocidad de ensayo se estableció en 6 m/s , al ser un parámetro controlado. Adicionalmente, el tubo Pitot proporcionó las mediciones de presión estática y dinámica requeridas para la determinación del coeficiente.

En las siguientes gráficas se presentan los resultados obtenidos de la distribución del coeficiente de presión (C_p) a lo largo de la cuerda del perfil alar. Para cada uno de los cinco

ángulos de ataque analizados, se graficó en una sola figura el comportamiento del C_p en las seis secciones evaluadas, considerando tanto la superficie superior como la inferior. De esta manera permite observar la distribución de presiones a lo largo de toda la curva del perfil aerodinámico y entre las secciones, así como los efectos que tienen las presiones al variar el ángulos de ataque.

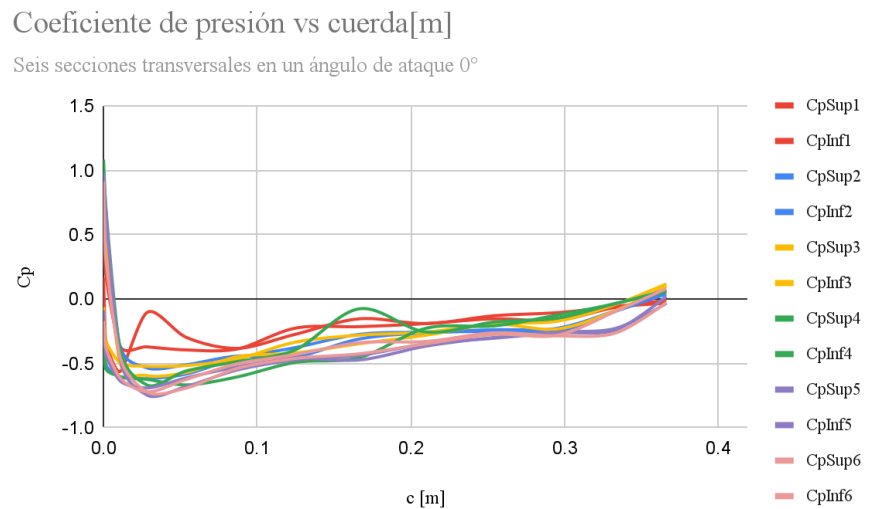


Figura 3.23 Coeficiente de presión a lo largo de la cuerda en un ángulo de ataque 0°

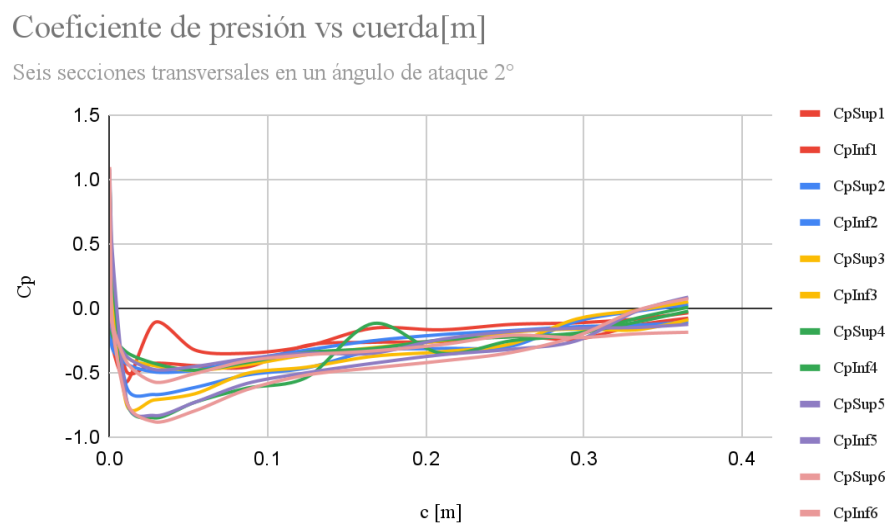


Figura 3.24 Coeficiente de presión a lo largo de la cuerda en un ángulo de ataque 2°

Coeficiente de presión vs cuerda[m]

Seis secciones transversales en un ángulo de ataque 4°

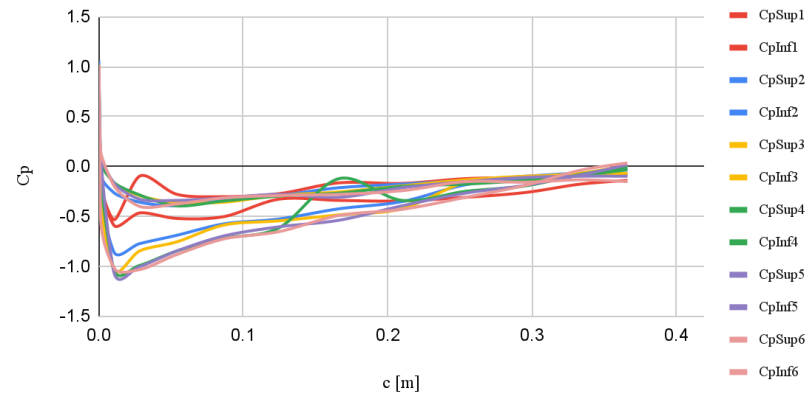


Figura 3.25 Coeficiente de presión a lo largo de la cuerda en un ángulo de ataque 4°

Coeficiente de presión vs cuerda[m]

Seis secciones transversales en un ángulo de ataque 6°

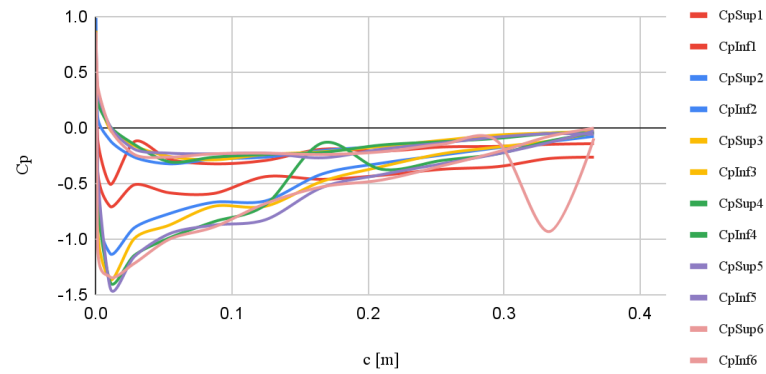


Figura 3.26 Coeficiente de presión a lo largo de la cuerda en un ángulo de ataque 6°

Coeficiente de presión vs cuerda[m]

Seis secciones transversales en un ángulo de ataque 8°

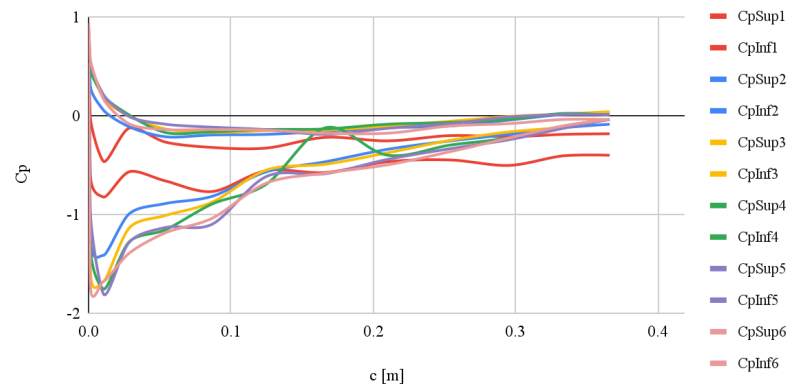


Figura 3.27 Coeficiente de presión a lo largo de la cuerda en un ángulo de ataque 8°

4.2.2 Obtención de Cl global y local

Anderson (2017) dice que la sustentación por unidad de envergadura de un perfil bidimensional se puede determinar utilizando los coeficientes aerodinámicos a partir de la distribución de presiones sobre el perfil, estos coeficientes se expresan en función del flujo libre. De este modo, se obtiene el coeficiente de sustentación, correspondiente a la componente de la fuerza perpendicular al flujo, y el coeficiente de arrastre, asociado a la componente paralela al flujo. La relación entre ambos sistemas se establece mediante el ángulo de ataque para ello, se utilizaron las diferencias de coeficiente de presión entre la superficie superior e inferior, proyectadas de acuerdo con la inclinación local del perfil. Observe la siguiente Ecuación.

$$C_L = C_n \cos \alpha + C_a \sin \alpha \quad (3.5)$$

También dice que la diferencia de presiones proporciona la carga normal que actúa de manera perpendicular a la superficie, sin embargo, para evaluar correctamente las fuerzas aerodinámicas en el sistema de referencia ligado a la cuerda del perfil, es necesario descomponer dicha carga en dos componentes: la fuerza normal (C_n), perpendicular a la cuerda, y la fuerza axial (C_a), paralela a la cuerda. En este proceso, se desprecian los efectos cortantes debido a que en perfiles delgados y ensayos a bajas velocidades, estos efectos son muy pequeños comparados con las fuerzas normales y axiales, además la pendiente local de la superficie interviene mediante el término $\tan(\theta)$, que permite proyectar la contribución de las presiones hacia la dirección axial. (Anderson, 2017). Las siguientes ecuaciones se definen los coeficientes:

$$C_n = \frac{1}{c} \int_0^c (C_{p,int} - C_{p,ext}) dx \quad (4.2)$$

$$Ca = \frac{1}{c} \int_0^c (C_{p,ext} - C_{p,int}) \tan\theta \, dx \quad (4.3)$$

Esta integral definida permite analizar una distribución de presiones a lo largo del perfil aerodinámico por lo que los valores coeficientes de presión están discretizados en ubicaciones determinadas para poder varios puntos de análisis y, posteriormente, la fuerza de sustentación mediante la integración trapezoidal.

La integración trapezoidal se realizará en dos etapas, una por cada coeficiente. En ambas se emplea un paso h variable, determinado mediante el método del coseno quien indica mayor densidad en los extremos de la cuerda.

La distancia a lo largo de la cuerda se calculó tomando un porcentaje específico, y el paso h se obtuvo como a diferencia de las distancia asegurándose que la geometría del trapecio coincida así se evaluará con precisión la contribución de cada segmento de la cuerda.

Cada integral se evaluó con 13 puntos discretos, posteriormente se sumaron los resultados parciales de los coeficientes Ca y Cn para cada perfil aerodinámico del ala. Estos coeficientes, calculados para los cinco ángulos de ataque considerados, se sustituyeron finalmente en la ecuación 3.5 para obtener el coeficiente de sustentación global del perfil. A continuación un ejemplo de cómo se realizó la integral de los coeficientes .

$$Cn = \frac{1}{c} \left[\int_0^{\frac{c}{2}} \frac{h_0}{2} (C_{p,int0} - C_{p,ext0}) dx + \int_0^{\frac{2h_1}{2}} (C_{p,int1} - C_{p,ext1}) dx + \dots + \int_0^{\frac{2h_{12}}{2}} (C_{p,int12} - C_{p,ext12}) dx \right]$$

$$Ca = \frac{1}{c} \left[\int_0^{\frac{c}{2}} \frac{h_0}{2} (C_{p,ext0} - C_{p,int0}) \tan\theta_0 \, dx + \int_0^{\frac{2h_1}{2}} (C_{p,ext0} - C_{p,int0}) \tan\theta_1 \, dx + \dots + \int_0^{\frac{2h_{12}}{2}} (C_{p,ext0} - C_{p,int0}) \tan\theta_{12} \, dx \right]$$

Las siguientes gráficas representan las curvas de sustentación obtenidas a lo largo de la envergadura del ala, comparando los diferentes métodos empleados. En primer lugar, se muestra la curva teórica generada mediante el método de Phillips con la mayor cantidad de

puntos posible, calculados a través del código de programación, lo que representa la referencia teórica más precisa.

Posteriormente, se incluye la curva de Phillips empleando únicamente seis secciones, correspondientes a los puntos característicos del modelo original, con el fin de evaluar si esta discretización resulta suficiente para reproducir el comportamiento teórico. También se presentan los resultados experimentales obtenidos en el túnel de viento, que reflejan directamente el comportamiento aerodinámico del ala bajo las condiciones de ensayo.

Una vez obtenido el C_L global para cada sección, tanto teórico como experimental, se calcula el porcentaje de error correspondiente. Posteriormente, dicho error se transforma en un factor de seguridad dividiéndolo entre 100 y sumándole uno. Se obtiene así un factor de seguridad por sección, el cual se promedia para cada ángulo de ataque. De este proceso se obtiene un factor de seguridad final para cada caso analizado.

Finalmente, se incorpora la curva experimental ajustada con la aplicación de un factor de seguridad. Este procedimiento se aplicó de manera sistemática para todos los ángulos de ataque evaluados durante las pruebas.

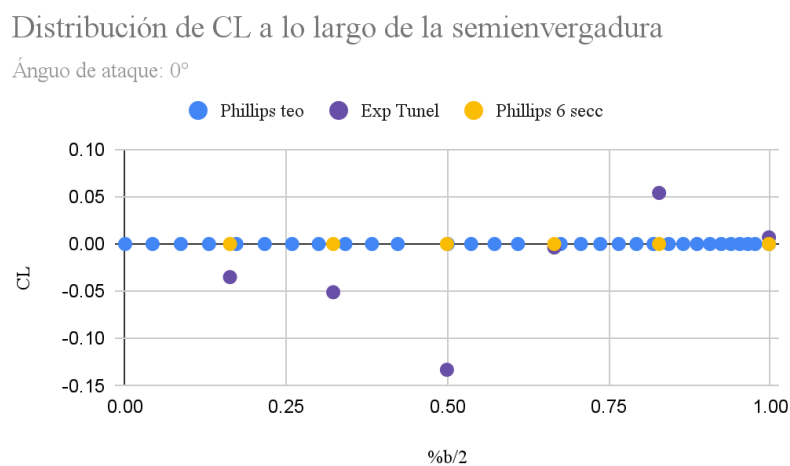


Figura 3.28 Distribución del C_L a lo largo de la semi-envergadura a ángulo de ataque 0°

Distribución de C_L a lo largo de la semienvergadura

Ángulo de ataque: 2°

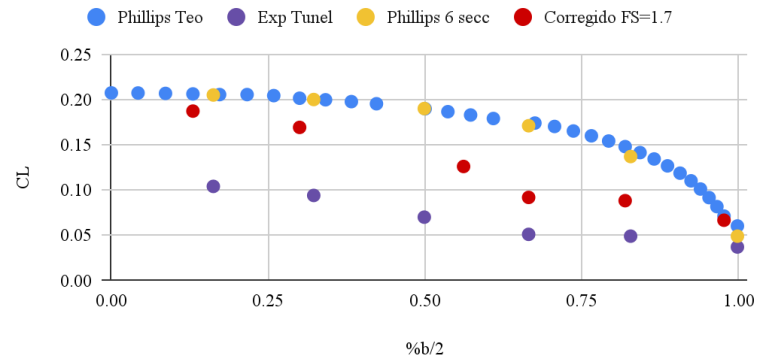


Figura 3.29 Distribución del C_L a lo largo de la semi-envergadura a ángulo de ataque 2°

Distribución de C_L a lo largo de la semienvergadura

Ángulo de ataque: 4°

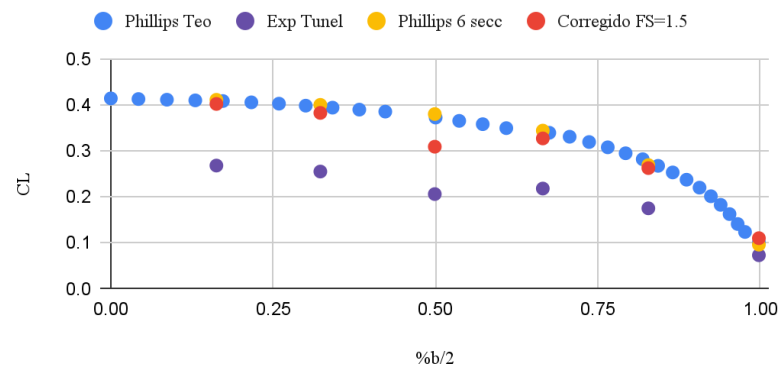


Figura 3.30 Distribución del C_L a lo largo de la semi-envergadura a ángulo de ataque 4°

Distribución de C_L a lo largo de la semienvergadura

Ángulo de ataque: 6°

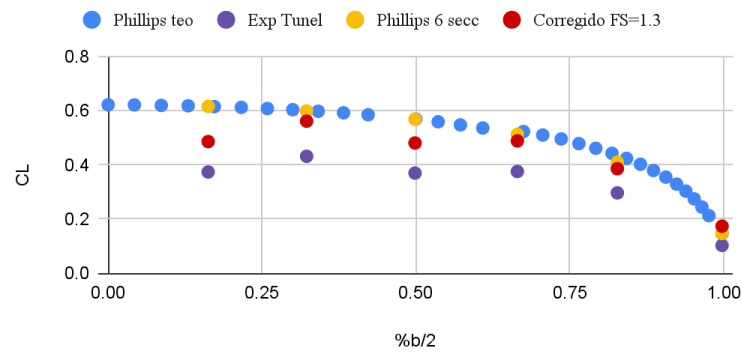


Figura 3.31 Distribución del C_L a lo largo de la semi-envergadura a ángulo de ataque 6°

Distribución de C_L a lo largo de la semienvergadura

Ángulo de ataque: 8°

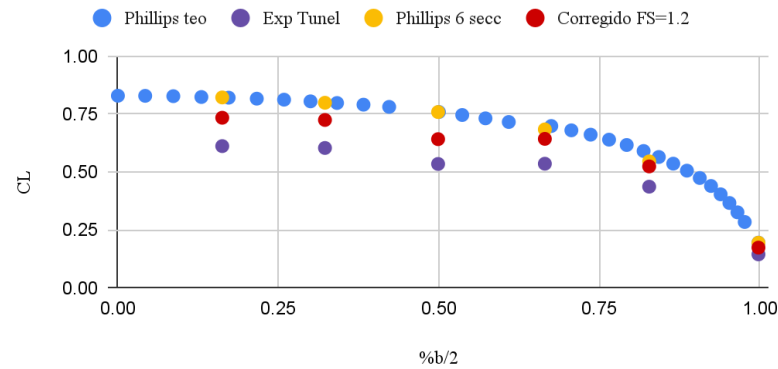


Figura 3.32 Distribución del C_L a lo largo de la semi-envergadura a ángulo de ataque 8°

A continuación se presentan las gráficas del coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque para cada una de las secciones del ala. En ellas se incluye la curva teórica, obtenida a partir de las características aerodinámicas del perfil, y la correspondiente curva experimental medida en el túnel de viento. Esta comparación permite analizar cómo varía la sustentación en cada sección y evaluar la concordancia entre el comportamiento teórico y los resultados experimentales.

C_L vs Ángulo de ataque($^\circ$) Secc 1

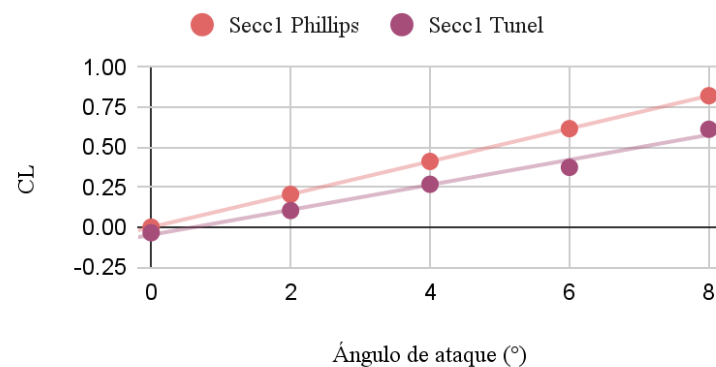


Figura 3.33 Coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque en la sección 1

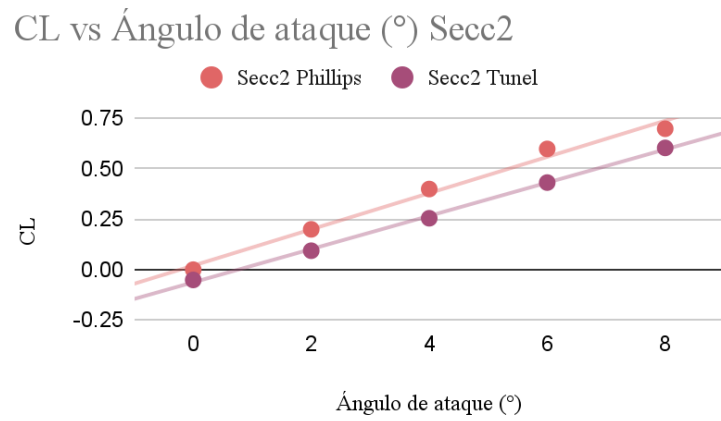


Figura 3.34 Coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque en la sección 2

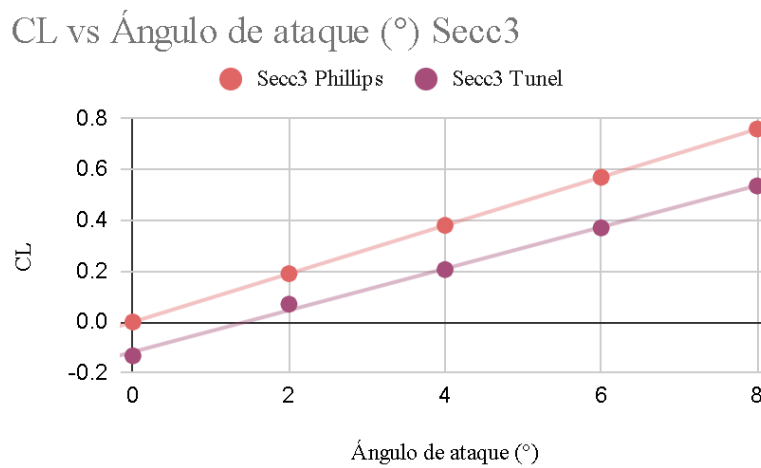


Figura 3.35 Coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque en la sección 3

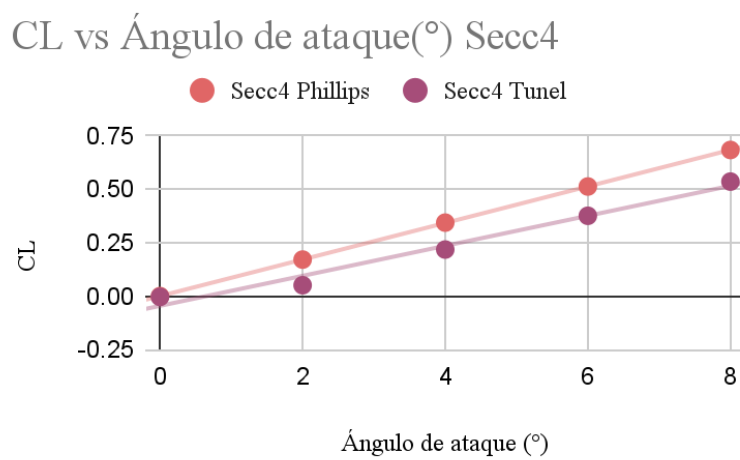


Figura 3.36 Coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque en la sección 4

CL vs Ángulo de ataque (°) Secc5

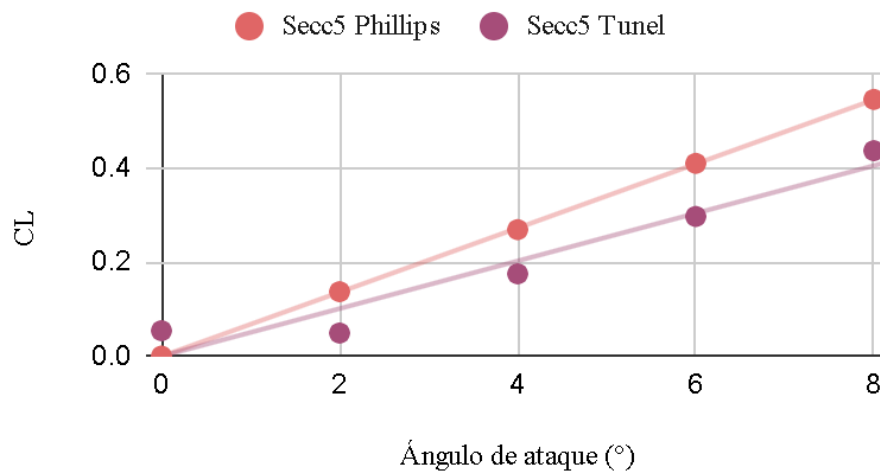


Figura 3.37 Coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque en la sección 5

CL vs Ángulo de ataque (°) Secc6

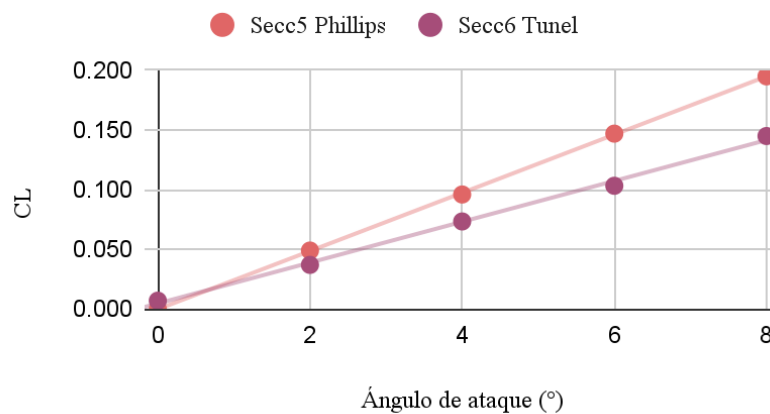


Figura 3.38 Coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque en la sección 6

4.3 Cálculo de la sustentación por el modelo de phillips

El modelo de Phillips parte de la distribución generalizada de la sustentación a lo largo del ala, proponiendo la combinación lineal de ángulos de ataque. Esta aproximación permite calcular de manera eficiente la sustentación teórica considerando las características

aerodinámicas del perfil y la geometría del ala. Para ello se desarrolló un código en Mathematica que realiza los siguientes pasos:

1. Definición de las características del ala y condiciones del vuelo:
 - Envergadura y cuerda del ala.
 - Velocidad del flujo
 - Ángulos de ataque.
 - Número de estaciones en las que se divide el ala para discretizarla.
 - Densidad del aire
 - Curvas características del perfil aerodinámico
2. Discretización y obtención de la curva de sustentación: Se selecciona un rango de interés de la curva de coeficiente de sustentación y el ángulo de ataque, con el fin de trabajar únicamente en la zona lineal. Se ubican posiciones correspondientes dentro de los vector de resultados y se construyó una nueva tabla que contiene los pares ordenados de (α_i, Cl_i) en dicho intervalo.
3. Cálculos de la pendiente de la curva de sustentación: Se realiza un ajuste lineal por mínimos cuadrados para obtener el modelo lineal para obtener la pendiente que relaciona el cambio de sustentación con respecto al cambio del ángulos de ataque y la ordenada al origen que corresponde al ángulo de ataque de sustentación nula.
4. Definición del número de puntos y paso angular: Aquí se define con cuántos segmentos se divide la envergadura de la semiala, que serán los ángulos de colocación en 180°
5. Construcción de la matriz de coeficientes: Con los ángulos y la geometría del ala, se construye la matriz F_{ij} . Esta matriz relaciona los términos de la serie de Fourier con la condición aerodinámica.

6. Cálculo de los coeficientes a_j : Al resolver el sistema lineal con F_{ij} Se obtiene el vector que contiene los coeficientes base de la serie de Fourier, que describe la distribución de sustentación.
7. Escalamiento A_j : Los coeficientes físicos representan la distribución real y con ellos se construye la sustentación mediante una serie de senos. Al multiplicarlos por factores aerodinámicos se obtiene la sustentación local por unidad de envergadura.
8. Visualización de la sustentación: Retoma los valores anteriores y se gráficas a lo largo de toda la envergadura.

4.4 Análisis de errores experimentales

Una vez se obtuvieron los datos experimentales de presión en las distintas secciones del ala NACA 0015, se procesaron para calcular los coeficientes aerodinámicos locales y globales. El análisis de estos resultados permite identificar los fenómenos asociados a la generación de sustentación, así como comparar el comportamiento experimental con las predicciones teóricas. A continuación, se presentan las observaciones más relevantes obtenidas a partir de las curvas de distribución de presión y de las variaciones del coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque y de la envergadura.

Los coeficientes de presión a lo largo de la cuerda permitieron identificar la zona de succión en el extradós, caracterizada por valores negativos, y el comportamiento opuesto en el intradós, donde los coeficientes son positivos. Esto evidencia la generación de sustentación y la presencia de *downwash* asociado a los efectos tridimensionales del ala.

En los ángulos iniciales (0° y 2°), las curvas correspondientes a las seis secciones transversales se muestran prácticamente coincidentes, lo cual era de esperarse al tratarse de

un perfil simétrico sin incidencia significativa. En estas condiciones, la variación de presiones es mínima y la sustentación prácticamente nula. A medida que aumenta el ángulo de ataque, la diferencia entre las secciones se hace más notoria, especialmente en la sección 1, ubicada en el extremo libre del ala, donde se presenta separación del flujo y, en consecuencia, lecturas menos confiables. Asimismo, se detectó los puntos aislados con desviaciones respecto al comportamiento esperado, lo que sugiere la necesidad de incrementar el número de tomas de presión para definir mejor la curva.

En cuanto a la distribución de sustentación a lo largo de la envergadura, se observó que para 0° existía una variación significativa, posiblemente atribuible a perturbaciones en el flujo dentro del túnel de viento. Conforme aumentó el ángulo de ataque, el factor de seguridad de los datos disminuyó, lo cual puede deberse a inestabilidades en el flujo cercanas a la pérdida o a pequeños desajustes en las condiciones experimentales, como turbulencias o alineación del ala. Sin embargo, la tendencia general se mantuvo: el máximo C_L se ubicó en la zona central de la envergadura, disminuyendo progresivamente hacia las puntas, con un perfil cercano al elíptico predicho por la teoría de Phillips, aun cuando el ala no cumplió estrictamente la relación de aspecto exigida por el modelo.

Finalmente, las gráficas de C_L en función del ángulo de ataque por sección mostraron un comportamiento lineal en la mayor parte del rango de operación. Aun considerando un margen de error experimental, los resultados se consideran muy válidos para esta etapa de conceptualización del diseño, pues aportan información confiable y consistente con la teoría aerodinámica del perfil NACA 0015.

Las discrepancias entre los resultados teóricos y experimentales se deben principalmente a la presencia de efectos viscosos, tridimensionales y de interacción con las paredes del túnel, así como a la posible separación de la capa límite, la rugosidad superficial

del modelo y las interferencias de la superficie donde se encuentran los sensores. Además, las simplificaciones inherentes a los modelos teóricos (flujo potencial, linealización y bidimensionalidad) no representan completamente el comportamiento real del flujo, lo que genera diferencias en la distribución de presiones y la sustentación.

CAPÍTULO V

Conclusiones, Recomendaciones y trabajo futuro

V. Conclusiones, Recomendaciones y trabajo futuro

El proyecto captura de manera efectiva el fenómeno de la variación de la sustentación a lo largo de la envergadura y evidencia de forma directa la influencia de los efectos tridimensionales, como el *downwash*, sobre la eficiencia aerodinámica. Las gráficas obtenidas confirman este comportamiento, lo que demuestra que el banco de pruebas desarrollado opera como un prototipo funcional y adecuado para el estudio de estos fenómenos.

Los resultados muestran que la distribución de los coeficientes de presión a lo largo de la cuerda es consistente con el modelo teórico para cada ángulo de ataque. Se observa una mayor variación entre las secciones transversales conforme el ángulo de ataque aumenta, lo que confirma la presencia de los gradientes de presión responsables de la generación de sustentación. Uno de los objetivos del proyecto era identificar el comportamiento lineal del coeficiente de sustentación con respecto al ángulo de ataque, y los datos experimentales evidencian que los ángulos de 0° y 2° son los que presentan mayor concordancia y estabilidad en esta relación.

Por otro lado, la distribución del C_L a lo largo de la envergadura conserva la forma elíptica esperada, mostrando coincidencias más marcadas a medida que el ángulo de ataque aumenta. En conjunto, estos resultados indican que los sensores registraron adecuadamente la

distribución de presiones, mantuvieron una medición estable durante cada ensayo y permitieron obtener un cálculo fiable de la sustentación generada por el ala.

Se recomienda incrementar el número de sensores, incluyendo algunas que registren presión en el borde de salida, con el fin de obtener un mapeo más detallado de la distribución de presiones. El sistema interno de soporte del ala debe diseñarse considerando la cantidad y ubicación de estos puntos de medición para evitar la necesidad de soportes adicionales, y las mangueras deben sustituirse en cada ensayo para prevenir errores por deterioro o contaminación. Asimismo, se afirma la importancia de mantener un acabado liso en ambos extremos del ala, minimizando perturbaciones que puedan afectar la capa límite.

El ensayo debe realizarse en la mesa giratoria 2, ya que su mayor distancia respecto a la tobera garantiza un flujo más laminar y mejora la consistencia de los datos. También se afirma que los ensayos deben ejecutarse a mayores velocidades, dado que los coeficientes aerodinámicos se vuelven menos sensibles a pequeñas perturbaciones, lo que produce resultados más estables y representativos del comportamiento real del ala.

Como trabajo futuro se propone realizar una investigación integral del comportamiento aerodinámico de alas mediante ensayos experimentales y análisis numérico. Se plantea estudiar alas con distintas relaciones de aspecto, perfiles aerodinámicos y configuraciones, como una cuerda variable, con el objetivo de evaluar cómo estas variables afectan los coeficientes aerodinámicos. Se puede integrar una balanza aerodinámica de seis componentes que permitirá medir de manera directa las fuerzas y momentos sobre el modelo.

Se recomienda que la primera estación de medición se ubique fuera de la región afectada por la capa límite generada por las paredes del túnel de viento, garantizando así que los datos obtenidos representen fielmente el flujo libre. Además, se sugiere que el ala empleada cumpla con una relación de aspecto mínima de 6, conforme a los criterios

establecidos por el modelo de Phillips, asegurando que los efectos de extremo y de finite span sean consistentes con las hipótesis del modelo.

El estudio puede abarcar un rango de ángulos de ataque, incluyendo valores próximos y posteriores al desprendimiento, lo que posibilitará analizar el comportamiento del ala en condiciones de pérdida.

Los datos obtenidos se pueden comparar con simulaciones numéricas de dinámica de fluidos (CFD), permitiendo validar los modelos y detectar posibles discrepancias entre la predicción y la realidad experimental.

VI. Bibliografía

- [1] Alianza FiiDEM. (s. f.). *Túnel de viento LemAT – FiiDEM* [Archivo PDF]. Recuperado el 9 de junio de 2025, de http://www.alianzafiidem.org/pdfs/Tunel_de_Viento_LemAT-FiiDEM_V3r.pdf
- [2] Anderson, J. D. (2017). *Fundamentals of aerodynamics* (6th ed.). McGraw-Hill Education.
- [3] Anderson, J. D., Jr. (2016). *Introduction to flight* (8th ed.). McGraw-Hill Education.
- [4] Barlow, J. B., Rae, W. H., & Pope, A. (1999). *Low-speed wind tunnel testing* (3rd ed.). Wiley.
- [5] Bayliss, A., Class, A., & Matkowsky, B. J. (1990). Mappings and accuracy for Chebyshev pseudo-spectral methods (NASA Technical Memorandum 103860). NASA. Recuperado de: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19910005468/downloads/19910005468.pdf>
- [6] Carnicelli, F. (1994, noviembre 16). *Resumen integración numérica por el método de los trapecios* [Presentación]. SlideShare. Recuperado de <https://es.slideshare.net/slideshow/resumen-integracion-numericaporelmetododelostrapeacios/14530373>
- [7] Chapra, S. C., & Canale, R. P. (2015). *Métodos numéricos para ingenieros* (7.^a ed.; Revisión técnica R. S. García Ruiz, V. H. Ibarra Mercado, E. Muñoz Díaz & G. Evangelista Benites). México: McGraw-Hill.

- [8]Clancy, L. J. (1978). *Aerodynamics*. Wiley; Pitman.
- [9] Cooper, J. E., Cook, R. G., François, G., de la Torre, O., Neild, S. A., Lowenberg, M. H., Alexander, S. S., Coetzee, E. B., & Evans, M. (2019, junio). *Wind tunnel testing of a high aspect ratio wing model*. En *Proceedings of the International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD 2019)*. Savannah, Georgia, USA.
- [10] Díaz Muñoz, M. (2018). *Integración numérica. Una aplicación en el ámbito económico* (Trabajo Fin de Grado, Universidad de Sevilla). Recuperado de <https://idus.us.es/server/api/core/bitstreams/632368db-a244-4bd7-bf3b-88fd5d1cd22d/content>
- [11] ETME-2011. (2011). *National Conference on Emerging Trends in Mechanical Engineering*. F.E.T.R.B.S. Agra.
- [12] Evolution Measurement. (2024, abril). *ERAD4000 Remote A/D system* [Archivo PDF]. Recuperado de <https://www.evolutionmeasurement.com/wp-content/uploads/2024/04/ERAD4000-Evolution-Measurement.pdf>
- [13] Federal Aviation Administration. (2013). *Advisory Circular AC 25.629-1C: Flutter*. U.S. Department of Transportation. https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory_Circular/AC_25.629-1C.pdf
- [14] Garro-Fernández, F., Echandi-Jara, C. A., Fallas-Hernández, E., Zúñiga-Pepper, M., & Richmond-Navarro, G. (2025). Diseño y construcción de un túnel de viento subsónico de circuito abierto. *Tecnología en Marcha*, 38(1), 128–144.
- [15] López Moles, O., & Torm Obradors, T. (2021, julio 5). *Estudio aerodinámico de un perfil NACA* [Trabajo de fin de grado, Universitat Politècnica de Catalunya]. UPCommons.
- [16]Ma, Tingting; Feng, Chaotian. *Reynolds number and scale effects on aerodynamic properties of streamlined bridge decks*. *Wind and Structures*, Vol. 34, No. 4, 2022.
- [17] Martínez Ordóñez, M. A. (s. f.). *Estudio y optimización de una aeronave con fuselaje de ala fija aplicado a vehículos aéreos no tripulados en la región andina mediante simulación numérica de dinámica de fluidos computacional (CFD)*.

- [18] McAlister, K. W., & Takahashi, R. K. (1991, noviembre). *NACA 0015 wing pressure and trailing vortex measurements* (NASA Technical Paper 3151; AVSCOM Technical Report 91-A-003). National Aeronautics and Space Administration.
- [19] National Aeronautics and Space Administration. (2008). *NASA-STD-8719.28: Wind Tunnel Model Systems Criteria*. NASA Technical Standards Program. <https://standards.nasa.gov/sites/default/files/standards/NASA/Baseline/0/NASA-STD-871928-WTMS-Baseline.pdf>
- [20] Nguyen, N., Ting, E., & Lebofsky, S. (s. f.). *Aeroelastic analysis of a flexible wing wind tunnel model with variable camber continuous trailing edge flap design*. NASA Ames Research Center.
- [21] Olasek, K., & Wiklak, P. (2014). Evaluation of 3D printed aerofoil models for wind tunnel testing. *Proceedings of the 15th International Conference on Experimental Mechanics*. Lodz University of Technology. <https://repozytorium.p.lodz.pl/bitstreams/3772edee-8106-4741-b36f-5094bbae66cb/download>
- [22] Quarteroni, A., Sacco, R., & Saleri, F. (2007). *Numerical mathematics* (2nd ed., p. 427). Springer.
- [23] Raymer, D. P. (Año de publicación). *Aircraft design: A conceptual approach*. Sylmar, CA: Conceptual Research Corporation.
- [24] Scanivalve Corp. (2005). *ZOC 22B/32Px, ZOC 22B/32PxX2, ZOC 23B/32Px, ZOC 23B/32PxX2 – Electronic Pressure Scanning Module: Instruction and Service Manual*. Scanivalve Corporation. <https://www.scanivalve.com>
- [25] Scanivalve Corporation. (s. f.). *ZOC22/23 electronic pressure scanner operator's manual* [Archivo PDF]. Recuperado de https://scanivalve.com/media/3690/zoc22_23man.pdf
- [26] Spearman, M. L. (1994). *A review of 50 years of aerodynamic research with NACA/NASA*. NASA Technical Memorandum 110221. NASA Langley Research Center.
- [27] Staubs, J. K. (2008). *Real Airfoil Effects on Leading Edge Noise* (Doctoral dissertation, Virginia Tech).

- [28] Fung, Y. C. (2002). *An introduction to the theory of aeroelasticity*. Dover Publications.
- [29] Schlichting, H., & Gersten, K. (2017). *Boundary-layer theory* (9th ed.). Springer.
- [30] White, F. M. (2011). *Fluid mechanics* (7th ed.). McGraw-Hill.

VII. Anexos

Los anexos incluyen el conjunto de herramientas y datos complementarios utilizados en el desarrollo de este trabajo. En primer lugar, se presenta el código en Python empleado para la discretización del perfil mediante el método del coseno. Posteriormente, se incorpora el código desarrollado en *Mathematica* para la obtención del modelo de sustentación bajo la teoría de ala finita. Finalmente, se anexan las tablas con los resultados experimentales obtenidos en el túnel de viento, las cuales sirven como referencia y validación de los modelos numéricos implementados.

Código de distribución de puntos alrededor del perfil por el método del coseno en python

```
import numpy as np
import matplotlib.pyplot as plt

def naca_0015(x):
    Genera el perfil alar NACA 0015.

    x: arreglo de posiciones a lo largo de la cuerda (entre 0 y 1).
    t = 0.15 # espesor máximo de 15% de la cuerda
    yt = 5 * t * (0.2969 * np.sqrt(x) - 0.1260 * x - 0.3516 * x**2 +
        0.2843 * x**3 - 0.1036 * x**4)
    return yt

def coseno_distribution(n):
```

Genera la distribución de puntos utilizando el método del coseno.

n: número de puntos a distribuir.

```
x = np.cos(np.pi * (np.arange(1, n+1) - 0.5) / n)
return (x + 1) / 2 # Escalado para que esté entre 0 y 1

# Número de puntos
n_points = 15

# Distribución de los puntos a lo largo de la cuerda
x_points = coseno_distribution(n_points)

# Obtener las coordenadas y para el perfil NACA 0015
y_points = naca_0015(x_points)

# Imprimir porcentaje de la cuerda para cada punto
print("Porcentajes de la cuerda (x*100) donde se encuentran los puntos:")
for i, x in enumerate(x_points):
    print(f"Punto {i+1}: {x*100:.2f}% de la cuerda")

# Graficar
plt.figure(figsize=(10, 6))

# Perfil alar NACA 0015 (mitad superior)
x_profile = np.linspace(0, 1, 500)
y_profile = naca_0015(x_profile)

# Graficar la cuerda (eje x)
plt.plot([0, 1], [0, 0], color="black", linestyle="--", label="Cuerda")

# Graficar la mitad superior del perfil NACA 0015
plt.plot(x_profile, y_profile, label="Perfil NACA 0015 (mitad superior)",
color="blue", linewidth=2)

# Graficar la mitad inferior del perfil (espejado)
plt.plot(x_profile, -y_profile, label="Perfil NACA 0015 (mitad inferior)",
color="blue", linewidth=2)

# Graficar los puntos distribuidos alrededor del perfil
plt.scatter(x_points, y_points, color="red", label="Puntos distribuidos (Método del
Coseno)", zorder=5)
plt.scatter(x_points, -y_points, color="red", zorder=5) # Puntos en la mitad inferior

# Ajustes para la gráfica
plt.title('Distribución de Puntos alrededor del Perfil NACA 0015')
plt.xlabel('Posición a lo largo de la cuerda (x)')
plt.ylabel('Altura del perfil (y)')
```

```

plt.grid(True)
plt.axis('equal')
plt.legend()

# Mostrar la gráfica
plt.show()

```

Código del cálculo del coeficiente de sustentación a lo largo de la línea de la envergadura mediante el método de Phillips basado en la teoría de Prandtl

Funciones

```

Fij[Envergadura_, a0_, Cuerda_, j_, Angulo_] := (4 Envergadura/ a0 * Cuerda) + j /Sin[Angulo] seno
Sin[j * Angulo]

```

Datos iniciales

```

b = 1.6; (*[m]*)
c = 0.42; (*[m]*)
V∞ = 6 //
valor numérico
N;(*[m/s]*)
ρ0 = 0.92(*kgm3*)
α = 8;

```

Curva de sustentación

```

data =Import["derivaD:\\Tareas\\Noveno\\Aeroelasticidad\\xf_n2415.csv"];
data //TableForm
Import: File D:\\Tareas\\Noveno\\Aeroelasticidad\\xf_n2415.csv not found during Import.
selector de nombr...FileNameSetter[dinámicoDynamic[Directorio]]

```

Solución de ala recta

```

Nota: El número de puntos a analizar debe ser par.
NPuntos = 18;
Δφ = 180/NPuntos
φi =Table[i * Δφ, {i, 1, NPuntos - 1}] // valor numérico N
Length[φi]

```

Matriz de coeficientes

```

Fij[b, clα, c, 1(*j*), φi [[1]] Degree]Table[Fij[b, clα, c, 1(*j*), φi [[i]] Degree], {i, 1,Length[φi]}}]
Coeficientes =Transpose[Table[Table[Fij[b, clα, c, j(*j*), φi [[i]] Degree], {i, 1,Length[φi]}], {j, 1,
Length[φi] }]];

```

Coeficientes //MatrixForm

```

FijInv =Inverse[Coeficientes];
FijInv //MatrixForm

```

```

aj = FijInv.Table[1, {i, 1,Length[φi]}} //Chop
aj //MatrixForm
Aj = aj (αDegree - αL0);

```

Distribución de la sustentación

```
lphi = 2 rho0 Vinf2 bj=1Length[Aj]Table[Aj Sin[j phi Degree], {i, 1,Length[phi]}]
```

```
PuntosAla =Table[b/2 Cos[phi Degree], {i, 1,Length[phi]}
```

```
Sustentacion1 =Table[{PuntosAla [i] ,lphi [i] }, {i, 1,Length[PuntosAla]}];
```

```
ListPlot[Sustentacion1, Frame → True, GridLines → Automatic,
```

```
PlotStyle → CMYKColor[0.5, 0.23, 0.97, 0.23], FrameLabel → {"X[z m]", "L'(x) [N]"},
```

```
Joined → True, PlotLabel → "Distribución de la sustentación de la envergadura del ala"]
```

```
L1 =InterpolatingPolynomial[Sustentacion1, X2];
```

$$L_{total1} = \int_{-b/2}^{b/2} L1 dX2$$

```
Ltotal1 / 9.81
```

Datos de presión y cálculo de presión obtenidos del túnel de viento

Tabla 1.3 Datos experimentales del perfil NACA0015 con un ángulo de ataque de 0°

Ángulo de ataque: 0°																			
ZOC1	Seccion	P Local	CP	ZOC2	Seccion	P Local	CP	ZOC3	Seccion	P Local	CP	ZOC4	Seccion	P Local	CP	ZOC5	Seccion	P Local	CP
1	1-1	15.8	0.734	1	2-7	-3.8	-0.449	1	3-13	5.3	0.100	1	4-19	-3.9	-0.455	1	5-25	-3.1	-0.407
2	1-2	7.6	0.239	2	2-8	-1.5	-0.310	2	3-14	5.6	0.118	2	4-20	-4.5	-0.492	2	5-26	2.2	-0.087
3	1-3	-2.2	-0.353	3	2-9	-0.7	-0.262	3	3-15	3	-0.039	3	4-21	-6.4	-0.606	3	6-1	18.8	0.915
4	1-4	-2.5	-0.371	4	2-10	-0.5	-0.250	4	3-16	0.8	-0.171	4	4-22	-7.4	-0.667	4	6-2	9.7	0.366
5	1-5	-2.9	-0.395	5	2-11	-0.5	-0.250	5	3-17	0.5	-0.190	5	4-23	-6.7	-0.624	5	6-3	-3.5	-0.431
6	1-6	-2.8	-0.389	6	2-12	2.1	-0.093	6	3-18	-0.6	-0.256	6	4-24	-6.3	-0.600	6	6-4	-8.3	-0.721
7	1-7	-0.1	-0.226	7	2-13	4.3	0.040	7	3-19	-1	-0.280	7	4-25	-5.1	-0.528	7	6-5	-7.8	-0.691
8	1-8	0.1	-0.214	8	2-14	4.7	0.064	8	3-20	-1.9	-0.335	8	4-26	-0.6	-0.256	8	6-6	-5.3	-0.540
9	1-9	0.5	-0.190	9	2-15	2.2	-0.087	9	3-21	-4.1	-0.467	9	5-1	19.9	0.982	9	6-7	-4	-0.461
10	1-10	1.1	-0.153	10	2-16	-0.1	-0.226	10	3-22	-4.9	-0.516	10	5-2	16	0.746	10	6-8	-3.4	-0.425
11	1-11	0.9	-0.165	11	2-17	-0.3	-0.238	11	3-23	-5	-0.522	11	5-3	-3.6	-0.437	11	6-9	-2.1	-0.347
12	1-12	2.6	-0.063	12	2-18	-0.6	-0.256	12	3-24	-4.5	-0.492	12	5-4	-8.7	-0.745	12	6-10	-0.9	-0.274
13	1-13	3.1	-0.033	13	2-19	-0.9	-0.274	13	3-25	-1.4	-0.304	13	5-5	-7.6	-0.679	13	6-11	-1	-0.280
14	1-14	3.5	-0.008	14	2-20	-2.6	-0.377	14	3-26	2.6	-0.063	14	5-6	-5.5	-0.552	14	6-12	2.1	-0.093
15	1-15	2.7	-0.057	15	2-21	-4	-0.461	15	4-1	21.6	1.085	15	5-7	-4.2	-0.473	15	6-13	5	0.082
16	1-16	1.9	-0.105	16	2-22	-6	-0.582	16	4-2	16.4	0.771	16	5-8	-3.6	-0.437	16	6-14	3.2	-0.027
17	1-17	1.5	-0.129	17	2-23	-6.6	-0.618	17	4-3	-2.3	-0.359	17	5-9	-2.1	-0.347	17	6-15	-0.7	-0.262
18	1-18	0.5	-0.190	18	2-24	-6.3	-0.600	18	4-4	-7.4	-0.667	18	5-10	-1.4	-0.304	18	6-16	-1.1	-0.286
19	1-19	1.1	-0.153	19	2-25	-4.4	-0.486	19	4-5	-5.6	-0.558	19	5-11	-0.7	-0.262	19	6-17	-0.7	-0.262
20	1-20	-0.9	-0.274	20	2-26	2.2	-0.087	20	4-6	-4.4	-0.486	20	5-12	-0.3	-0.238	20	6-18	-1.8	-0.329
21	1-21	-2.7	-0.383	21	3-1	19.6	0.964	21	4-7	-2.9	-0.395	21	5-13	4	0.022	21	6-19	-2.8	-0.389
22	1-22	-1.3	-0.298	22	3-2	12.5	0.535	22	4-8	2.4	-0.075	22	5-14	3.1	-0.033	22	6-20	-3.5	-0.431
23	1-23	1.9	-0.105	23	3-3	-4.2	-0.473	23	4-9	-0.6	-0.256	23	5-15	-0.1	-0.226	23	6-21	-4.7	-0.504
24	1-24	-5.7	-0.564	24	3-4	-6.2	-0.594	24	4-10	0.7	-0.178	24	5-16	-0.6	-0.256	24	6-22	-6.7	-0.624
25	1-25	-1.1	-0.286	25	3-5	-5.8	-0.570	25	4-11	1.2	-0.147	25	5-17	-1.3	-0.298	25	6-23	-8.3	-0.721
26	1-26	6.4	0.167	26	3-6	-3.8	-0.449	26	4-12	3.1	-0.033	26	5-18	-2.4	-0.365	26	6-24	-6.4	-0.606
27	2-1	20	0.988	27	3-7	-3.3	-0.419	27	4-13	4.6	0.058	27	5-19	-4.2	-0.473	27	6-25	-2.3	-0.359
28	2-2	12.3	0.523	28	3-8	-2.1	-0.347	28	4-14	4.8	0.070	28	5-20	-4	-0.461	28	6-26	0.8	-0.171
29	2-3	-2.1	-0.347	29	3-9	-1	-0.280	29	4-15	3.1	-0.033	29	5-21	-5.1	-0.528	29	est	0	-0.220
30	2-4	-5.2	-0.534	30	3-10	0.4	-0.196	30	4-16	1.6	-0.123	30	5-22	-6.5	-0.612	30	tot	20.2	1.000
31	2-5	-4.8	-0.510	31	3-11	-0.2	-0.232	31	4-17	0.2	-0.208	31	5-23	-7.8	-0.691	31			-0.220
32	2-6	-3.7	-0.443	32	3-12	2.2	-0.087	32	4-18	-0.1	-0.226	32	5-24	-6.8	-0.630	32			-0.220

Tabla 1.4 Datos experimentales del perfil NACA0015 con un ángulo de ataque de 2°

Ángulo de ataque: 2°																			
ZOC1	Seccion	P Local	CP	ZOC2	Seccion	P Local	CP	ZOC3	Seccion	P Local	CP	ZOC4	Seccion	P Local	CP	ZOC5	Seccion	P Local	CP
1	1-1	16.8	0.777	1	2-7	-3.7	-0.461	1	3-13	4.8	0.052	1	4-19	-1.2	-0.310	1	5-25	1.7	-0.135
2	1-2	5.1	0.070	2	2-8	-1.5	-0.329	2	3-14	2.5	-0.087	2	4-20	-1.7	-0.341	2	5-26	8.1	0.251
3	1-3	-4	-0.479	3	2-9	-1.2	-0.310	3	3-15	1.2	-0.165	3	4-21	-3	-0.419	3	6-1	22.1	1.097
4	1-4	-3.1	-0.425	4	2-10	-0.9	-0.292	4	3-16	1.3	-0.159	4	4-22	-4	-0.479	4	6-2	5.5	0.094
5	1-5	-3.4	-0.443	5	2-11	2.3	-0.099	5	3-17	0.9	-0.184	5	4-23	-3.1	-0.425	5	6-3	-7.8	-0.709
6	1-6	-3.6	-0.455	6	2-12	3.6	-0.021	6	3-18	-0.2	-0.250	6	4-24	-1.6	-0.335	6	6-4	-10.6	-0.878
7	1-7	-0.8	-0.286	7	2-13	4.4	0.028	7	3-19	-1.1	-0.304	7	4-25	0.9	-0.184	7	6-5	-9.2	-0.793
8	1-8	-0.4	-0.262	8	2-14	2.2	-0.105	8	3-20	-2	-0.359	8	4-26	6.4	0.149	8	6-6	-6.5	-0.630
9	1-9	-0.3	-0.256	9	2-15	1.8	-0.129	9	3-21	-3.3	-0.437	9	5-1	21.8	1.079	9	6-7	-4.6	-0.516
10	1-10	0.4	-0.214	10	2-16	1.6	-0.141	10	3-22	-4	-0.479	10	5-2	12.9	0.541	10	6-8	-3.7	-0.461
11	1-11	0	-0.238	11	2-17	1.1	-0.171	11	3-23	-3.4	-0.443	11	5-3	-7.4	-0.685	11	6-9	-2.8	-0.407
12	1-12	1.8	-0.129	12	2-18	0.6	-0.202	12	3-24	-2.2	-0.371	12	5-4	-9.8	-0.830	12	6-10	-1.7	-0.341
13	1-13	2.7	-0.075	13	2-19	-0.2	-0.250	13	3-25	1.9	-0.123	13	5-5	-8.1	-0.727	13	6-11	0.4	-0.214
14	1-14	3.4	-0.033	14	2-20	-1.4	-0.322	14	3-26	7.2	0.197	14	5-6	-5.7	-0.582	14	6-12	3.7	-0.014
15	1-15	2.6	-0.081	15	2-21	-2.5	-0.389	15	4-1	21.1	1.036	15	5-7	-4.3	-0.498	15	6-13	5.2	0.076
16	1-16	2.1	-0.111	16	2-22	-4	-0.479	16	4-2	10.5	0.396	16	5-8	-3.1	-0.425	16	6-14	0.9	-0.184
17	1-17	1.9	-0.123	17	2-23	-4.2	-0.492	17	4-3	-7.6	-0.697	17	5-9	-2	-0.359	17	6-15	0.7	-0.196
18	1-18	1.2	-0.165	18	2-24	-3.1	-0.425	18	4-4	-10.1	-0.848	18	5-10	-1.3	-0.316	18	6-16	0.2	-0.226
19	1-19	1.4	-0.153	19	2-25	-0.6	-0.274	19	4-5	-8.1	-0.727	19	5-11	-0.2	-0.250	19	6-17	0.5	-0.208
20	1-20	-0.9	-0.292	20	2-26	7.1	0.191	20	4-6	-6.3	-0.618	20	5-12	3.6	-0.021	20	6-18	-0.7	-0.280
21	1-21	-1.8	-0.347	21	3-1	21.4	1.054	21	4-7	-4.9	-0.534	21	5-13	5.4	0.088	21	6-19	-1.5	-0.329
22	1-22	-1.4	-0.322	22	3-2	7.3	0.203	22	4-8	2	-0.117	22	5-14	1.9	-0.123	22	6-20	-2	-0.359
23	1-23	2.1	-0.111	23	3-3	-8.1	-0.727	23	4-9	-1.8	-0.347	23	5-15	1.5	-0.147	23	6-21	-2.8	-0.407
24	1-24	-5.5	-0.570	24	3-4	-7.8	-0.709	24	4-10	-0.2	-0.250	24	5-16	1.4	-0.153	24	6-22	-4.4	-0.504
25	1-25	0.1	-0.232	25	3-5	-7	-0.661	25	4-11	0.6	-0.202	25	5-17	1	-0.178	25	6-23	-5.5	-0.570
26	1-26	8.9	0.300	26	3-6	-4.4	-0.504	26	4-12	2.7	-0.075	26	5-18	0	-0.238	26	6-24	-2.8	-0.407
27	2-1	21.3	1.048	27	3-7	-3.6	-0.455	27	4-13	4.1	0.010	27	5-19	-1.8	-0.347	27	6-25	2.5	-0.087
28	2-2	7.2	0.197	28	3-8	-2.2	-0.371	28	4-14	3.6	-0.021	28	5-20	-1.8	-0.347	28	6-26	7.2	0.197
29	2-3	-5.9	-0.594	29	3-9	-1.6	-0.335	29	4-15	2.2	-0.105	29	5-21	-2.5	-0.389	29	est	0	-0.238
30	2-4	-7.1	-0.667	30	3-10	-0.6	-0.274	30	4-16	0.8	-0.190	30	5-22	-3.5	-0.449	30	tot	20.5	1.000
31	2-5	-6.2	-0.612	31	3-11	2.6	-0.081	31	4-17	0.3	-0.220	31	5-23	-3.9	-0.473	31		2.6	-0.081
32	2-6	-4.6	-0.516	32	3-12	3.7	-0.014	32	4-18	-0.1	-0.244	32	5-24	-2.1	-0.365	32		2.6	-0.081

Tabla 1.5 Datos experimentales del perfil NACA0015 con un ángulo de ataque de 4°

Ángulo de ataque: 4°																			
ZOC1	Seccion	P Local	CP	ZOC2	Seccion	P Local	CP	ZOC3	Seccion	P Local	CP	ZOC4	Seccion	P Local	CP	ZOC5	Seccion	P Local	CP
1	1-1	17.2	0.789	1	2-7	-4.6	-0.528	1	3-13	4.3	0.010	1	4-19	-0.3	-0.268	1	5-25	6.2	0.124
2	1-2	1.9	-0.135	2	2-8	-2.9	-0.425	2	3-14	3	-0.069	2	4-20	-0.8	-0.298	2	5-26	13.1	0.541
3	1-3	-5.6	-0.588	3	2-9	-1.7	-0.353	3	3-15	2.7	-0.087	3	4-21	-1.6	-0.347	3	6-1	20.9	1.012
4	1-4	-3.6	-0.467	4	2-10	1.1	-0.184	4	3-16	2.5	-0.099	4	4-22	-2.4	-0.395	4	6-2	20.76	1.004
5	1-5	-4.5	-0.522	5	2-11	2	-0.129	5	3-17	1.9	-0.135	5	4-23	-0.6	-0.286	5	6-3	-12.6	-1.011
6	1-6	-4.2	-0.504	6	2-12	2.9	-0.075	6	3-18	0.9	-0.196	6	4-24	1.5	-0.159	6	6-4	-13	-1.035
7	1-7	-1.3	-0.329	7	2-13	3.7	-0.027	7	3-19	-0.1	-0.256	7	4-25	4.9	0.046	7	6-5	-10.5	-0.884
8	1-8	-1.5	-0.341	8	2-14	3	-0.069	8	3-20	-0.7	-0.292	8	4-26	11	0.414	8	6-6	-7.9	-0.727
9	1-9	-1.6	-0.347	9	2-15	3	-0.069	9	3-21	-1.8	-0.359	9	5-1	20.5	0.988	9	6-7	-6.7	-0.655
10	1-10	-1	-0.310	10	2-16	2.5	-0.099	10	3-22	-1.9	-0.365	10	5-2	6.4	0.136	10	6-8	-4	-0.492
11	1-11	-0.2	-0.262	11	2-17	1.8	-0.141	11	3-23	-0.7	-0.292	11	5-3	-13.3	-1.053	11	6-9	-3	-0.431
12	1-12	1.2	-0.178	12	2-18	1.2	-0.178	12	3-24	1.4	-0.165	12	5-4	-12.5	-1.005	12	6-10	-1	-0.310
13	1-13	1.8	-0.141	13	2-19	0.6	-0.214	13	3-25	6.1	0.118	13	5-5	-9.9	-0.848	13	6-11	1	-0.190
14	1-14	2.6	-0.093	14	2-20	-0.7	-0.292	14	3-26	12.1	0.481	14	5-6	-7.4	-0.697	14	6-12	3.5	-0.039
15	1-15	2.6	-0.093	15	2-21	-1.5	-0.341	15	4-1	19.9	0.952	15	5-7	-5.9	-0.606	15	6-13	4.7	0.034
16	1-16	2.3	-0.111	16	2-22	-2.4	-0.395	16	4-2	3.2	-0.057	16	5-8	-4.8	-0.540	16	6-14	1.6	-0.153
17	1-17	2.1	-0.123	17	2-23	-1.8	-0.359	17	4-3	-12.9	-1.029	17	5-9	-2.4	-0.395	17	6-15	1.9	-0.135
18	1-18	1.3	-0.171	18	2-24	-0.2	-0.262	18	4-4	-12.3	-0.993	18	5-10	-0.3	-0.268	18	6-16	1.5	-0.159
19	1-19	1.4	-0.165	19	2-25	3	-0.069	19	4-5	-9.9	-0.848	19	5-11	1	-0.190	19	6-17	1.6	-0.153
20	1-20	-0.4	-0.274	20	2-26	11.5	0.444	20	4-6	-7.8	-0.721	20	5-12	2.7	-0.087	20	6-18	0.1	-0.244
21	1-21	-0.9	-0.304	21	3-1	21	1.018	21	4-7	-6.1	-0.618	21	5-13	4.4	0.016	21	6-19	-0.5	-0.280
22	1-22	-0.5	-0.280	22	3-2	-0.5	-0.280	22	4-8	2.1	-0.123	22	5-14	2.5	-0.099	22	6-20	-0.7	-0.292
23	1-23	2.5	-0.099	23	3-3	-13	-1.035	23	4-9	-1.5	-0.341	23	5-15	2.5	-0.099	23	6-21	-1.1	-0.316
24	1-24	-4.7	-0.534	24	3-4	-9.9	-0.848	24	4-10	0	-0.250	24	5-16	2.3	-0.111	24	6-22	-2.1	-0.377
25	1-25	1.6	-0.153	25	3-5	-8.4	-0.757	25	4-11	0.9	-0.196	25	5-17	1.6	-0.153	25	6-23	-2.5	-0.401
26	1-26	11.3	0.432	26	3-6	-5.6	-0.588	26	4-12	2.8	-0.081	26	5-18	0.6	-0.214	26	6-24	1	-0.190
27	2-1	21.7	1.060	27	3-7	-4.9	-0.546	27	4-13	4.1	-0.002	27	5-19	-1	-0.310	27	6-25	6.8	0.161
28	2-2	0.7	-0.208	28	3-8	-3.9	-0.486	28	4-14	3.6	-0.033	28	5-20	-0.5	-0.280	28	6-26	13	0.535
29	2-3	-10	-0.854	29	3-9	-2.9	-0.425	29	4-15	2.6	-0.093	29	5-21	-1.1	-0.316	29		0.1	-0.244
30	2-4	-8.7	-0.775	30	3-10	1.5	-0.159	30	4-16	1.8	-0.141	30	5-22	-1.5	-0.341	30		20.7	1.000
31	2-5	-7.3	-0.691	31	3-11	2.4	-0.105	31	4-17	1.2	-0.178	31	5-23	-1.3	-0.329	31		2.7	-0.087
32	2-6	-5.4	-0.576	32	3-12	3	-0.069	32	4-18	0.8	-0.202	32	5-24	1.4	-0.165	32		2.8	-0.081

Tabla 1.7 Datos experimentales del perfil NACA0015 con un ángulo de ataque de 8°

Ángulo de ataque: 8°																			
ZOC1	Section	P Local	CP	ZOC2	Section	P Local	CP	ZOC3	Section	P Local	CP	ZOC4	Section	P Local	CP	ZOC5	Section	P Local	CP
1	1-1	15.8	0.716	1	2-7	-5.5	-0.570	1	3-13	3.3	-0.039	1	4-19	1.7	-0.135	1	5-25	12.8	0.535
2	1-2	-5.6	-0.576	2	2-8	-3.8	-0.467	2	3-14	4.6	0.040	2	4-20	1.6	-0.141	2	5-26	18.9	0.903
3	1-3	-9.7	-0.824	3	2-9	-1.7	-0.341	3	3-15	4.2	0.016	3	4-21	1.2	-0.165	3	6-1	12.8	0.535
4	1-4	-5.5	-0.570	4	2-10	-0.3	-0.256	4	3-16	3.8	-0.008	4	4-22	1.1	-0.171	4	6-2	-23.5	-1.657
5	1-5	-7	-0.661	5	2-11	0.8	-0.190	5	3-17	3	-0.057	5	4-23	4.1	0.010	5	6-3	-23.9	-1.681
6	1-6	-8.8	-0.769	6	2-12	1.9	-0.123	6	3-18	2.2	-0.105	6	4-24	7.3	0.203	6	6-4	-19.2	-1.397
7	1-7	-5.3	-0.558	7	2-13	2.5	-0.087	7	3-19	1.5	-0.147	7	4-25	11.8	0.475	7	6-5	-15.7	-1.186
8	1-8	-5.6	-0.576	8	2-14	4.2	0.016	8	3-20	1.4	-0.153	8	4-26	18	0.849	8	6-6	-13.3	-1.041
9	1-9	-3.8	-0.467	9	2-15	4.1	0.010	9	3-21	1.1	-0.171	9	5-1	11.6	0.463	9	6-7	-7.4	-0.685
10	1-10	-3.5	-0.449	10	2-16	3.2	-0.045	10	3-22	1.7	-0.135	10	5-2	-11.7	-0.944	10	6-8	-5.7	-0.582
11	1-11	-4.4	-0.504	11	2-17	2.2	-0.105	11	3-23	3.9	-0.002	11	5-3	-25.9	-1.802	11	6-9	-4.3	-0.498
12	1-12	-2.8	-0.407	12	2-18	1.9	-0.123	12	3-24	6.9	0.179	12	5-4	-17.4	-1.289	12	6-10	-2.1	-0.365
13	1-13	-2.7	-0.401	13	2-19	1.3	-0.159	13	3-25	12.5	0.517	13	5-5	-14.8	-1.132	13	6-11	0.2	-0.226
14	1-14	0.9	-0.184	14	2-20	0.8	-0.190	14	3-26	18.5	0.879	14	5-6	-14.3	-1.101	14	6-12	2.2	-0.105
15	1-15	0.8	-0.190	15	2-21	0.7	-0.196	15	4-1	9.8	0.354	15	5-7	-6.3	-0.618	15	6-13	3.3	-0.039
16	1-16	0.4	-0.214	16	2-22	0.4	-0.214	16	4-2	-17.4	-1.289	16	5-8	-5.8	-0.588	16	6-14	3.3	-0.039
17	1-17	0.6	-0.202	17	2-23	2.1	-0.111	17	4-3	-25.1	-1.754	17	5-9	-3.4	-0.443	17	6-15	3.3	-0.039
18	1-18	-0.3	-0.256	18	2-24	4.9	0.058	18	4-4	-17.3	-1.283	18	5-10	-1.6	-0.335	18	6-16	2.6	-0.081
19	1-19	0.3	-0.220	19	2-25	9	0.306	19	4-5	-15.2	-1.156	19	5-11	-0.1	-0.244	19	6-17	2.2	-0.105
20	1-20	-1.5	-0.329	20	2-26	17.5	0.819	20	4-6	-10.9	-0.896	20	5-12	1.8	-0.129	20	6-18	1	-0.178
21	1-21	-1.4	-0.322	21	3-1	14.2	0.620	21	4-7	-7.6	-0.697	21	5-13	3.3	-0.039	21	6-19	1	-0.178
22	1-22	-0.5	-0.268	22	3-2	-21.2	-1.518	22	4-8	1.9	-0.123	22	5-14	4.1	0.010	22	6-20	1.5	-0.147
23	1-23	1.8	-0.129	23	3-3	-23.9	-1.681	23	4-9	-2.7	-0.401	23	5-15	4.1	0.010	23	6-21	1.6	-0.141
24	1-24	-3.7	-0.461	24	3-4	-15	-1.144	24	4-10	-1	-0.298	24	5-16	3.7	-0.014	24	6-22	1.6	-0.141
25	1-25	3.8	-0.008	25	3-5	-12.8	-1.011	25	4-11	0.2	-0.226	25	5-17	2.6	-0.081	25	6-23	2.6	-0.081
26	1-26	14.2	0.620	26	3-6	-10.6	-0.878	26	4-12	2.2	-0.105	26	5-18	1.8	-0.129	26	6-24	6.8	0.173
27	2-1	17.8	0.837	27	3-7	-5.2	-0.552	27	4-13	3.3	-0.039	27	5-19	0.8	-0.190	27	6-25	13.5	0.577
28	2-2	-15.8	-1.192	28	3-8	-4.2	-0.492	28	4-14	4	0.004	28	5-20	1.6	-0.141	28	6-26	19.4	0.934
29	2-3	-19.5	-1.415	29	3-9	-2.3	-0.377	29	4-15	4.3	0.022	29	5-21	2	-0.117	29		0	-0.238
30	2-4	-12.6	-0.999	30	3-10	-0.2	-0.250	30	4-16	3.3	-0.039	30	5-22	2.5	-0.087	30		20.5	1.000
31	2-5	-10.8	-0.890	31	3-11	1.2	-0.165	31	4-17	2.8	-0.069	31	5-23	3.8	-0.008	31		2.4	-0.093
32	2-6	-9.6	-0.818	32	3-12	2	-0.117	32	4-18	2.5	-0.087	32	5-24	7.5	0.215	32		2.5	-0.087