

UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA

Facultad de Ingeniería



Instrumentación electrónica y metodología de obtención de
fuerzas para el cálculo de los coeficientes de arrastre y
sustentación en túnel de viento

Trabajo de graduación en modalidad de trabajo profesional presentado por
Luis Javier Castellanos Salguero
para optar al grado académico de Licenciado en Ingeniería Mecatrónica

Guatemala

2013

Instrumentación electrónica y metodología de obtención de
fuerzas para el cálculo de los coeficientes de arrastre y
sustentación en túnel de viento

UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA

Facultad de Ingeniería



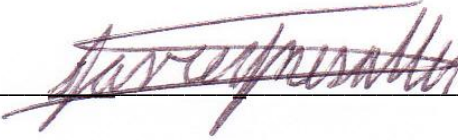
Instrumentación electrónica y metodología de obtención de
fuerzas para el cálculo de los coeficientes de arrastre y
sustentación en túnel de viento

Trabajo de graduación en modalidad de trabajo profesional presentado por
Luis Javier Castellanos Salguero
para optar al grado académico de Licenciado en Ingeniería Mecatrónica

Guatemala

2013

Vo.Bo.:

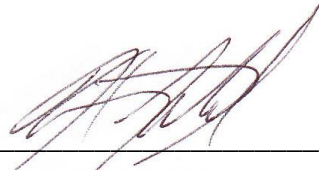
(f)  _____

Ing. Javier Mesalles


Tribunal Examinador:

(f)  _____

Ing. Roberto Delgado

(f)  _____

Ing. Víctor Ayerdi

(f)  _____

Ing. Javier Mesalles

Fecha de aprobación: Guatemala, 3 de diciembre de 2013

ÍNDICE

	Página
LISTA DE CUADROS	viii
LISTA DE FIGURAS	x
RESUMEN	xiii
I. INTRODUCCIÓN.....	1
II. OBJETIVOS.....	3
III. JUSTIFICACIÓN	4
IV. MARCO TEÓRICO.....	5
A. AERODINÁMICA	5
B. TEORÍA DE CAPA LÍMITE.....	6
C. PRINCIPIO DE BERNOULLI	7
D. PARÁMETROS ADIMENSIONALES	8
E. TÚNEL DE VIENTO	9
F. FUERZAS AERODINÁMICAS.....	15
G. INSTRUMENTACIÓN.....	26
H. PROTOCOLO I2C.....	28
I. METODOLOGÍA DE MEDICIÓN DE FUERZAS	30
V. METODOLOGÍA	34
A. PROPUESTA DE INSTRUMENTACIÓN	34
B. SELECCIÓN DE INSTRUMENTACIÓN.....	39

C.	DISEÑO DE MÓDULO DE ADQUISICIÓN DE DATOS.....	43
D.	CONSTRUCCIÓN DE MÓDULO DE ADQUISICIÓN DE DATOS.....	48
E.	PROPUESTA DE SISTEMA DE MEDICIÓN	50
F.	DISEÑO DE SISTEMA DE BALANCE	51
G.	FUNCIONAMIENTO DE SISTEMA DE BALANCE DE FUERZAS.....	52
H.	CALIBRACIÓN	53
VI.	RESULTADOS	55
A.	CIRCUITO DE ADQUISICIÓN DE DATOS	55
B.	CALIBRACIÓN	59
C.	SISTEMA DE BALANCE.....	60
D.	PRUEBA DE SISTEMA DE TOMA DE DATOS.....	64
E.	PRUEBAS EN MÓDELOS	67
F.	PRÁCTICA DE LABORATORIO.....	73
VII.	DISCUSIÓN.....	75
VIII.	CONCLUSIONES.....	82
IX.	RECOMENDACIONES.....	83
X.	BIBLIOGRAFÍA.....	84
XI.	ANEXOS	86
XII.	GLOSARIO.....	112

LISTA DE CUADROS

	Página
Cuadro 1. Tipos de túneles de viento según su velocidad.....	12
Cuadro 2. Características generales del túnel de viento.....	13
Cuadro 3. Características del motor.....	13
Cuadro 4. Característica del ventilador.....	13
Cuadro 5. Diseño mecánico de brazo Bi-Axial MB400	34
Cuadro 6. Especificaciones brazo Bi-Axial MB400.....	35
Cuadro 7. Diseño mecánico de celda de carga LSB200	35
Cuadro 8. Especificaciones celda de carga LSB200.....	36
Cuadro 9. Diseño mecánico de celda de carga SMTM.....	36
Cuadro 10. Especificaciones celda de carga SMTM	37
Cuadro 11. Diseño mecánico de celda de carga SMTM.....	37
Cuadro 12. Especificaciones celda de carga LCF300.....	38
Cuadro 13. Resultados de fuerza de sustentación.....	40
Cuadro 14. Resultados de fuerza de arrastre.....	41
Cuadro 15. Comparación de la instrumentación electrónica propuesta.....	42
Cuadro 16. Componentes de filtro pasa bajas.....	46
Cuadro 17. Datos de celda de carga 522295.....	55
Cuadro 18. Datos de celda de carga 522296.....	55
Cuadro 19. Datos de circuito amplificador de celda de carga 522295.....	56
Cuadro 20. Datos de circuito amplificador de celda de carga 522296.....	56
Cuadro 21. Datos de ADC de celda de carga 522295.....	57
Cuadro 22. Datos de ADC de celda de carga 522296.....	58
Cuadro 23. Datos de fuerza con túnel de viento apagado.....	64
Cuadro 24. Datos estadísticos de transductor de fuerza de sustentación	66

Cuadro 25. Datos estadísticos de transductor de fuerza de arrastre	66
Cuadro 26. Prueba de fuerza de arrastre en cilindro	67
Cuadro 27. Prueba de fuerza de arrastre en esfera	69
Cuadro 28. Primera prueba en alerón.....	70
Cuadro 29. Segunda prueba en alerón	71
Cuadro 30. Pruebas de repetibilidad de fuerza de.....	72
Cuadro 31. Pruebas de repetibilidad de fuerza de.....	72
Cuadro 32. Pruebas de repetibilidad de fuerza de arrastre en cilindro.....	72
Cuadro 33. Pruebas de repetibilidad en fuerza de sustentación en cilindro	72
Cuadro 34. Resultados de prueba de umbral.....	72

LISTA DE FIGURAS

	Página
Figura 1. Transformación de capa límite	6
Figura 2. Capa límite sobre diferentes elementos	7
Figura 3. Vista superior de túnel de viento diseñado por los hermanos Wright	9
Figura 4. Equilibrio de fuerzas construido por los hermanos Wriqh	10
Figura 5. Composición física de un túnel de viento.....	11
Figura 6. Representación de flujo sobre un cuerpo.....	15
Figura 7. Componentes fuerza aerodinámica total.....	16
Figura 8. Dirección de fuerza de sustentación sobre un cuerpo.....	17
Figura 9. Circulación alrededor de un perfil sustentador.....	18
Figura 10. Áreas para alerón.....	19
Figura 11. Ángulo de ataque y viento relativo.....	19
Figura 12. Coeficiente de sustentación vs. ángulo de ataque.....	19
Figura 13. Porcentajes de coeficientes de arrastre en diferentes perfiles.....	21
Figura 14. Coeficiente de arrastre versus número de reynolds	23
Figura 15. Coeficientes de arrastre en diferentes perfiles	23
Figura 16. Topología bus de datos I2C	28
Figura 17. Estructura básica del I2C	30
Figura 18. Balance de fuerzas interno de Strain Gage	31
Figura 19. Balanza de fuerza externo de tipo piramidal	32
Figura 20. Balanza de fuerza externo de medición.....	33
Figura 21. Conexión entre módulos.....	34
Figura 22. Brazo Bi-axial FSH01070	35
Figura 23. Celda de carga LSB200	36
Figura 24. Celda de carga SMTM.....	37

Figura 25. Celda de carga LCF300	38
Figura 26. Materiales para construcción de sistema de medición.....	39
Figura 27. Balanza de resorte.....	39
Figura 28. Medición de fuerza de sustentación.....	40
Figura 29. Medición de fuerza de sustentación.....	40
Figura 30. Medición de fuerza de arrastre	41
Figura 31. Celda de carga	42
Figura 32. Diagrama de pines de amplificador de instrumentación INA122.....	44
Figura 33. Circuito amplificador con puente de alimentación simple con INA122	44
Figura 34. Filtro pasa bajas con simple alimentación.....	45
Figura 35. Arduino UNO	47
Figura 36. Diagrama de conexión de los sistemas esclavos con el máster	47
Figura 37. Sistema de realización de pruebas	48
Figura 38. Diagrama de circuito DAQ.....	49
Figura 39. Conexión entre Arduinos y DAQs.....	49
Figura 40. PCB del DAQ.....	50
Figura 41. Gráfico peso Vs voltaje de salida de celdas de carga	55
Figura 42. Gráfico peso vs voltaje de salida de amplificación	56
Figura 43. Resultado de filtros pasa-bajas	57
Figura 44. Gráfico peso Vs valores de ADC	58
Figura 45. Primer circuito de adquisición de datos.....	58
Figura 46. Circuitos de adquisición de datos	59
Figura 47. Diagrama de cuerpo libre de sistema de balance.....	60
Figura 48. Medición de fuerza de sustentación y elemento de balance	62
Figura 49. Medición de fuerza de arrastre	62
Figura 50. Sistema de balance de fuerzas	63
Figura 51. Método utilizado para obtener medidas de vibración.....	64
Figura 52. Comportamiento de datos en transductor de fuerza de arrastre.....	65

Figura 53. Comportamiento de datos en transductor de fuerza de sustentación	65
Figura 54. Distribución de datos en celda de carga de fuerza de sustentación	66
Figura 55. Distribución de datos en celda de carga de fuerza de arrastre	67
Figura 56. Gráfico prueba en cilindro.....	68
Figura 57. Gráfico teórico de coeficiente de arrastre en cilindro.....	68
Figura 58. Gráfico prueba en esfera.....	69
Figura 59. Gráfico teórico de coeficiente de arrastre en esfera.....	70
Figura 60. Coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque.....	71

RESUMEN

En la experimentación en túneles de viento, comúnmente es estudiado el efecto de las fuerzas ejercidas por el flujo de viento que impactan en los modelos y así lograr determinar el comportamiento que estos tendrán dentro de dicho flujo; los principales factores que afectan el comportamiento son los coeficientes de sustentación y de arrastre por lo que es necesario conocer el valor numérico de esta magnitud de las fuerzas aerodinámicas que permitirán el cálculo de dichos coeficientes.

Dentro de la investigación se realizó una descripción básica del túnel de viento y su funcionamiento para exponer los conceptos claves para el entendimiento del efecto que experimentan los cuerpos por la fuerza que les impacta a causa de un flujo en movimiento. Para lograr analizar el efecto causado por las fuerzas de manera experimental, se propuso e implemento una metodología para la medición de fuerza de arrastre y de sustentación por medio de un instrumento electrónico capaz de censar estos datos debido a que el túnel de viento de la universidad no cuenta con esta instrumentación.

Seguido de un proceso de análisis se concluyo que se utilizará como método de medición el sistema de balance de medición de fuerzas directas y que la instrumentación electrónica más idónea para realizar la medición son las celdas de carga. Al comparar las mediciones se observó una variación en el comportamiento y la magnitud entre los resultados experimentales y los teóricos; esto se debe a factores como el ingreso de diferentes errores en el sistema de medición y problemas derivados con parámetros de similitud.

I. INTRODUCCIÓN

Este documento comprende temas de mecánica de fluidos que a menudo se imparten como curso único en la mayoría de los programas de la carrera de ingeniería. Estos temas son ideales como introducción a quienes se interesen en el estudio y experimentación de los efectos de un flujo en movimiento sobre un objeto.

Con el paso de los años los túneles de viento han proporcionado una herramienta útil para investigar varios fenómenos del flujo en movimiento y no brindan ayuda solamente al desarrollo de la ingeniería aeroespacial, sino también a los ingenieros mecánicos, mecatrónicos y civiles; ya que desde un punto de vista educativo también sirven para medir fuerzas aerodinámicas en automóviles, puentes, aviones y todo tipo de construcciones que permite evaluar el estudio de fenómenos físicos en los que el aire juega un papel predominante.

El túnel de viento permite el estudio del movimiento de un fluido alrededor de un objeto a través de mediciones de la fuerza de sustentación y de arrastre; sin embargo, el túnel de viento de la universidad no cuenta con un sistema de instrumentación para recolección de datos adecuado por lo que el trabajo tiene como finalidad realizar sistema de medición de datos de la fuerza de arrastre y de sustentación causadas por el impacto del flujo en movimiento sobre un modelo; el proceso de diseño del sistema será descrito paso a paso, exponiendo todos los detalles relevantes para su creación.

Para determinar una solución, se llevaron a cabo una serie de propuestas de métodos e instrumentos que nos permitirán obtener las magnitudes de las fuerzas de sustentación y de arrastre; y luego se evaluó las diferentes cualidades de las mismas, para así poder seleccionar la mejor propuesta en base a criterios justificados y posteriormente realizar su diseño y construcción proporcionándole al túnel de viento un sistema que permitirá realizar el análisis de los resultados en diferentes experimentos.

El trabajo presenta varios experimentos con sus resultados, las cuales se explicarán de manera detallada, tanto por escrito como gráficamente; proporcionando los medios para ampliar el entendimiento en el lector y desarrollar futuras experimentaciones.

Luego de la evaluación de la mejor propuesta se construyó un sistema de balance de medición directo de fuerzas por medio de celdas de carga. El sistema de balance fue diseñado con base en requerimientos específicos que permitirán obtener mejores resultados y reducir las fuentes de error, entre ellos se pueden mencionar el bajo peso del sistema y la conexión co-lineal entre la instrumentación y el eslabón que descompone la fuerza.

Para las celdas de carga se utilizó el transductor SLB200 elaborado por la compañía Futek. Estos transductores fueron seleccionados porque presentaron las mejores características físicas, entre las cuales podemos destacar su rango, linealidad y repetibilidad. Aunque no fue el único factor por el cual se tomó la decisión ya que también influyó significativamente que estas presentaban el menor costo entre todos los instrumentos propuestos.

El circuito electrónico que permitía la adquisición de datos se conformó por dos fases diferentes; el acondicionamiento de la señal y el filtrado del ruido. La primera se llevó a cabo por medio del amplificador de instrumentación INA122 este fue seleccionado debido a su accesibilidad en el medio. El filtrado se hizo por medio del amplificador operacional LM358 debido a que su polarización es unipolar lo cual permite ser alimentado con voltajes positivos.

Gracias al sistema de balance de fuerzas de medición directa, las celdas de carga utilizadas y el acondicionamiento de las señales se logró realizar la medición de fuerzas de arrastre y sustentación exitosamente.

II. OBJETIVOS

A. General

Implementar un sistema electromecánico de medición de fuerza de arrastre y fuerza de sustentación dentro de un túnel de viento.

B. Específicos

- Seleccionar la instrumentación electrónica más idónea para la medición de fuerzas.
- Diseñar un sistema para la recolección de los datos experimentales de las fuerzas de arrastre y sustentación implicadas a fenómenos aerodinámicos.
- Documentar un manual para la calibración de la instrumentación electrónica y el sistema de medición.
- Acondicionar las señales provenientes de los transductores de fuerza para que sean reconocidas correctamente por un sistema que realizará su lectura.
- Documentar una práctica de laboratorio que se pueda realizar en el túnel aerodinámico.
- Comparar los resultados teóricos con los experimentales de las prácticas propuestas.

III. JUSTIFICACIÓN

La Universidad el Valle de Guatemala posee dentro de su laboratorio un túnel de viento que no cuenta con los instrumentos que brindan la capacidad necesaria para la realización de diferentes pruebas, debido a que no cuenta con un sistema para hacer las mediciones para llevar a cabo los experimentos; por lo que es importante incorporarlo de toda la instrumentación que permita sacar provecho de dicho elemento.

Con la automatización del túnel de viento, la Universidad será capaz de estimular la investigación y experimentación promoviendo el desarrollo científico, intelectual y tecnológico en los alumnos que cursen la cátedra de mecánica de fluidos por medio del uso del túnel de viento que permitirá la realización de prácticas de laboratorio y proyectos, enriqueciendo así la comprensión de los conceptos que se desarrollen en el curso y la mejora de resultados académicos.

Dentro de los elementos necesarios para su automatización podemos mencionar uno de alta importancia que es la instrumentación utilizada para medir las fuerzas generadas por el flujo dentro la sección de pruebas del túnel, las cuales tendrán impacto en el comportamiento del modelo. Por lo tanto, para mejorar la comprensión del efecto que presentan dichas fuerzas es necesario ensamblar el equipo necesario que nos permita recolectar los datos experimentales y así posteriormente poder realizar un análisis de ellos obteniendo argumentos científicos con los cuales justificar la conducta de los modelos.

IV. MARCO TEÓRICO

A. AERODINÁMICA

Es la rama de la mecánica de fluidos que estudia los gases en movimiento y las reacciones o fuerzas que el mismo ejerce sobre los cuerpos sólidos que se encuentran inmersos en él. (Muñoz, 2004)

Al realizar un estudio aerodinámico comúnmente es necesario hacer el cálculo de varias propiedades del fluido, como puede ser la presión, velocidad y densidad en función de la posición del punto estudiado. Luego de ello se puede modelar el campo del fluido lo que permite calcular las fuerzas y momentos que actúan sobre los cuerpos sumergidos dentro del campo. La relación entre las fuerzas sobre un cuerpo moviéndose en un fluido y la velocidad viene dada por diferentes coeficientes aerodinámicos; estos serán explicados posteriormente. (Roncero, 2011)

Existen ciertos principios físicos de la aerodinámica las cuales son aplicables a cualquier objeto moviéndose a través del aire y son capaces de explicar el vuelo de objetos más pesados que el aire; entre estos principios básicos se puede mencionar el principio de Bernoulli y la teoría de capa límite, estas serán explicadas más adelante. Sin embargo, dentro de la aerodinámica se realizan diferentes estudios experimentales del efecto del flujo en diferentes elementos dentro de un túnel de viento para así poder comprobar los datos teóricos, los resultados entregados por la experimentación dentro de un túnel de viento son validados bajo el principio de reversibilidad del movimiento. De acuerdo a éste, se considera que es lo mismo que el objeto se mueva a través del aire, como que esté este inmóvil y el aire sea el que se mueva a través de él. (Muñoz, 2004)

Actualmente se han logrado grandes avances dentro de la aerodinámica gracias a la utilización del túnel de viento; esto se debe a que en las experimentaciones se ha investigado como los cuerpos pueden aprovechar al máximo las fuerzas originadas por las variaciones de velocidades y presiones de una corriente de aire para lograr crear perfiles aerodinámicos y aumentar la eficiencia de diferentes máquinas entre las cuales podemos mencionar los aviones.

Debido a la relevancia del túnel de viento dentro de la aerodinámica en el inciso B se presentará una breve descripción de su historia y funcionamiento para posteriormente

poder definir un método adecuado para medir las fuerzas sobre un modelo y poder realizar prácticas experimentales y comprender de una mejor manera los conceptos aerodinámicos.

B. TEORÍA DE CAPA LÍMITE

La capa en contacto directo con la superficie de un elemento permanece junto a ésta, seguido se forma un pequeño deslizamiento entre capas, que acorde a mayor distancia se encuentre de la superficie, tiene una velocidad mayor hasta que en un punto la velocidad de la capa de aire es igual al del aire en corriente libre. La separación que existe entre el punto donde la velocidad del flujo libre y la superficie de contacto, se denomina como capa límite. Comúnmente el espesor de la capa límite es la distancia del punto de velocidad cero, a otro donde la velocidad varía hasta un 99% de la corriente libre. (Potter,1998:341; Wiggert, 1998:341)

El estudio de la capa límite es utilizado para analizar la variación de la velocidad en la zona de contacto entre el fluido y diferentes elementos por los cuales se desplace. La presencia de la capa es a causa de la viscosidad y propiedades inherentes de cualquier fluido. La variación de velocidad, conlleva a una variación de presión, la cual da lugar a efectos como la fuerzas de sustentación y de arrastre aerodinámico. (Potter,1998:342; Wiggert, 1998:342)

La capa límite puede ser de tipo laminar o turbulenta. El espesor de la capa límite en su punto de llegada es relativamente pequeño, pero esta va aumentando a lo largo de la superficie del cuerpo, hasta que a cierta distancia está empieza a sentir perturbaciones que provocan una transformación del flujo laminar que existía a flujo turbulento, el comportamiento del flujo se puede observar en la Figura 1.

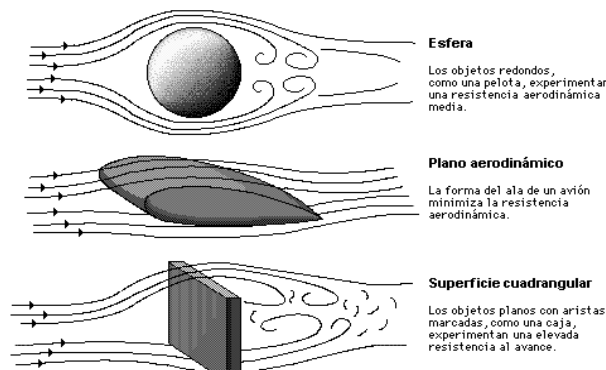
Figura 1. Transformación de capa límite¹



¹ Figura por Francisco Chicas tomada de:
Diseño y construcción de un túnel de Viento.

Esta transformación se debe a que, a mayor distancia del objeto, la perturbación aumenta debido a que dentro de la capa límite se incrementa la velocidad, lo que se ve reflejado en el grosor de ésta que también aumenta y finalmente es desacelerado a causa de la viscosidad provocando que la capa límite se desprenda y el flujo ya no siga el de la superficie. Véase la Figura 2.

Figura 2. Capa límite sobre diferentes elementos²



C.PRINCIPIO DE BERNOULLI

El principio de Bernoulli constituye una base fundamental para comprender la mecánica de fluidos. Bernoulli relaciona el aumento de la velocidad del flujo del fluido con la disminución de presión y viceversa para explicar la creación de la fuerza de sustentación.

Teóricamente para que las partículas pertenecientes a la masa de un flujo de aire que choca contra un elemento aerodinámico en movimiento, que posee una superficie superior curva e inferior plana. Desde el momento en que la masa de aire choca y se separa, esta se mueve por la parte curva superior hasta que se reencuentra con la que se mueve en línea recta por debajo, la masa de aire que circula por la parte de arriba deberá recorrer un camino más largo debido a la curvatura, por lo que tendrán que desarrollar una velocidad mayor para lograr reencontrarse. Esa diferencia de velocidad provoca que por encima del plano aerodinámico se origine un área de baja presión, mientras que por debajo aparecerá una de alta presión, y como resultado de esta diferencia de presiones en las superficies provocan que la baja presión succione hacia arriba, creando una fuerza de levantamiento conocida como sustentación. (Mott, 2006:165)

² Figura por Víctor Marín tomada de:
[<http://fluidos.eia.edu.co/hidraulica/articulosos/conceptosbasicosmfluidos/capalimite/capalimite.html>]

D. PARÁMETROS ADIMENSIONALES

En el estudio de la mecánica de fluido comúnmente suele trabajarse con cinco parámetros adimensionales; entre ellos tenemos el número de Froud, número de Weber, el coeficiente de presión, el número de Reynolds y el número Mach. Estos parámetros son relativamente importantes para la correlación de datos experimentales.

Dentro de esta sección, únicamente se describirá el número de Mach y el número de Reynolds debido a su importancia en el uso de túneles de viento.

1. Número de Mach. Relación de la velocidad del cuerpo la velocidad del sonido correspondientemente o en razón de fuerzas, es la relación entre fuerzas inerciales y fuerzas originadas por compresibilidad del flujo. Este número es utilizado para describir el movimiento de flujos sobre objetos. (Hansen, 1982:251)

$$\text{Número de Mach} = \frac{V_c}{V_s} \quad (\text{Ec. 1})$$

El número de Mach es utilizado para indicar la velocidad de un cuerpo respecto a la velocidad del sonido. Mach 3, por ejemplo, significa que el elemento se está moviendo tres veces a la velocidad del sonido. En la ecuación 1, V_c representa la velocidad de un cuerpo y V_s la velocidad del sonido.

2. Número de Reynolds. Es la relación entre las fuerzas de inerciales y las fuerzas viscosas o de rozamiento. El número de Reynolds hace distinción a diferentes regímenes de flujo, tales como flujo laminar o turbulento. Este se define por medio de la ecuación 2, donde ρ es la densidad del flujo, D el diámetro del modelo o tubería analizada, V la velocidad del flujo y μ la viscosidad dinámica del aire a determinada temperatura. (Mott, 2006:230)

$$\text{Número de Reynolds} = \frac{F_i}{F_v} = \frac{\rho DV}{\mu} \quad (\text{Ec. 2})$$

Este número adimensional describe la pérdida de energía causada por los efectos viscosos y es el que llega a tener mayor importancia en el estudio de los fenómenos aerodinámicos a bajas velocidades. (Mott, 2006:235)

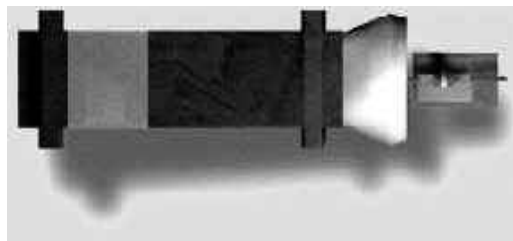
E. TÚNEL DE VIENTO

1. Antecedentes históricos. Con el paso del tiempo y de los avances tecnológicos los hombres sintieron la necesidad de analizar el comportamiento del flujo de viento sobre distintos elementos, por lo que surgió la necesidad de crear un sistema el cual proporcionará las herramientas necesarias para obtener datos experimentales sobre el efecto que hacia el flujo de viento en diferentes modelos, surgiendo así la idea del túnel de viento. (Morris, 2003; Post, 2003)

El primer túnel de viento fue construido en el año de 1871 por el británico Francis H. Wenham y John Browning con la intención de iniciar un estudio a fondo de estructuras aladas. Con base en sus experimentos en el túnel de viento logró demostrar que las alas de mayor envergadura generan más sustentación que las alas de mayor profundidad, aunque el área de la superficie total de ambas alas fueran las mismas y sugiere que las superficies de levantamiento pueden ser superpuestas para reducir el ancho total. En el siglo XIX los trabajos y descubrimientos de Wenham tuvieron alta influencia sobre los hermanos Wright quienes fueron pioneros en la aviación y demostraron el valor del túnel de viento en el diseño aerodinámico por medio de la invención y creación del primer avión. (Morris, 2003; Post, 2003)

En la Figura 3 se muestra el túnel de viento de los hermanos Wright; este estaba altamente compuesto por madera con una ventana de vidrio en la parte superior para poder observar las reacciones de sus superficies a la sustentación a diferentes velocidades del viento.

Figura 3. Vista superior de túnel de viento diseñado por los hermanos Wright³

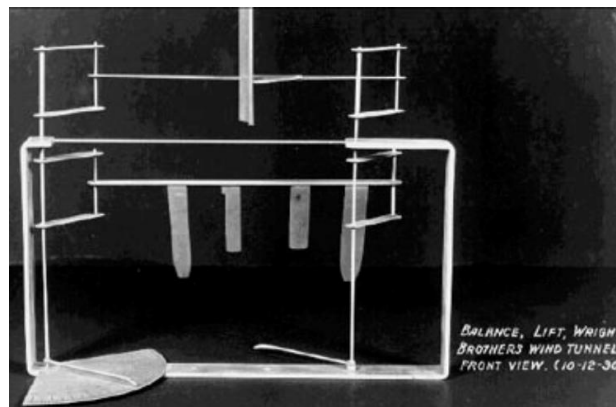


El túnel de viento funcionaba con un ventilador energizado por medio de la quema de gas natural.

³ Figura por Víctor Marín tomada de:
[<http://fluidos.eia.edu.co/hidraulica/articulosos/flujodegases/tuneldeviento/tuneldeviento.html>]

Orville y Willbur Wright realizaron un diseño cuidadoso del equilibrio de fuerzas en donde se probaban los modelos expuestos a la sustentación. El equilibrio era montado en el suelo del túnel de viento y, después, una superficie era colocada en el equilibrio para probar. Los movimientos de las piezas fueron medidos cuidadosamente y registrados. El equilibrio original se puede observar en la figura 4, este fue hecho a mano y actualmente se encuentra en la colección del Museo de la Ciencia del Instituto Franklin de Filadelfia. (Marín, 2007)

Figura 4. Equilibrio de fuerzas construido por los hermanos Wright⁴



La utilización de los túneles de viento fue avanzando junto con la ciencia aerodinámica, sin embargo los túneles aerodinámicos estaban limitados por el volumen y la velocidad de la corriente de aire que podía entregarse.

Durante la Segunda Guerra Mundial los científicos alemanes luchaban contra las dificultades asociadas al rango útil de velocidad de un túnel de viento; por lo que se utilizaron cuevas naturales las cuales fueron selladas para guardar grandes volúmenes de aire que podía ser redireccionado a través de los túneles, creando así el primer túnel supersónico con una potencia de cien mil caballos de vapor. Esta innovación permitió la investigación con regímenes de velocidades altas y aceleraron la proporción y esfuerzos de la ingeniería aeronáutica de Alemania. Luego de la Segunda Guerra Mundial el túnel fue desmantelado y trasladado a América.

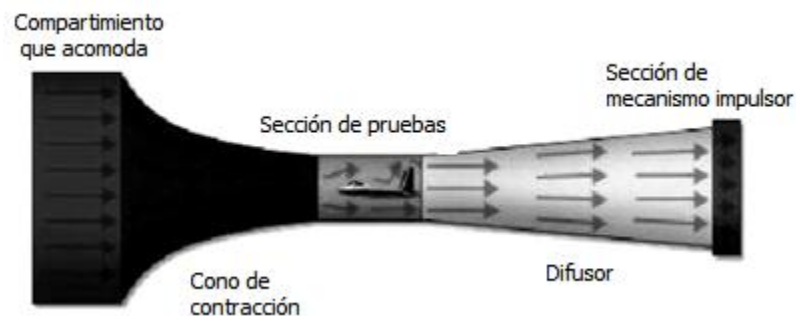
⁴ Figura por Martín Morris tomada de:
Force Balance Design for Educational Wind Tunnels

2. Descripción física y funcionamiento. Un túnel de viento es un dispositivo de investigación que permite estudiar los efectos del flujo de aire sobre cuerpos sólidos, simulando las condiciones que experimenta el modelo de investigación en una situación real.

El principio de funcionamiento se basa en que el fluido es soplado o aspirado a través de un ducto conectado a una sección de ensayos, donde se colocan modelos de distintas geometrías en una balanza a la cual están conectados sensores que proporcionan la capacidad de obtener la información necesaria para calcular los coeficientes de arrastre y sustentación del elemento. La conexión inicial entre la sección de pruebas y los conductos poseen mallas estabilizadoras que buscan garantizar que el flujo se comporte de manera laminar. La utilización del túnel de viento para la investigación se fundamenta bajo el principio de reversibilidad del movimiento el cual argumenta que en vez de observar el movimiento de un cuerpo en su medio inmóvil, podemos observar el movimiento del medio con relación al cuerpo inmóvil; por lo que la velocidad del flujo no perturbado en un medio reversible será igual a la velocidad del elemento cuando el aire se encuentre inmóvil. (Marín, 2007)

Actualmente existen muchos tipos de túneles de viento, sin embargo la mayoría posee las mismas partes para su funcionamiento, entre las cuales podemos mencionar el compartimiento de acomodo, el cono de contracción, la sección de pruebas, el difusor y la sección del mecanismo impulsor; para ver la descripción gráfica observe la Figura 5. (Marín, 2007)

Figura 5. Composición física de un túnel de viento⁵



⁵ Figura por Víctor Marín tomada de:
[\[http://fluidos.eia.edu.co/hidraulica/articulos/es/flujodegases/tuneldeviento/tuneldeviento.html\]](http://fluidos.eia.edu.co/hidraulica/articulos/es/flujodegases/tuneldeviento/tuneldeviento.html)

Se puede observar en la Figura 5, que la primera parte a encontrar en los túneles de viento será el compartimiento que acomoda el cual tiene el propósito de enderezar la circulación del aire en los conductos para evitar los remolinos, seguido de este tendremos el cono de contracción que se encarga de tomar un volumen de aire de baja velocidad y reducirlo a un volumen pequeño de aire de alta velocidad. Al tener un flujo de aire relativamente alto ya se posee la capacidad de realizar los experimentos necesarios en los elementos estudiados, por lo que después del cono de contracción se tendrá la sección de prueba; al final de la sección de pruebas se coloca un difusor para retardar la velocidad de circulación del aire dentro del túnel de viento, para finalizar los elementos observamos un mecanismo impulsor que proporciona la fuerza que hace al aire moverse a través del túnel de viento, la cual viene normalmente de ventiladores. (Marín, 2007)

Los túneles de viento se clasifican de acuerdo a la circulación del aire en su interior o a la velocidad del flujo de viento que es capaz de proporcionar. Según la circulación de aire pueden ser abiertos o cerrados; los primeros toman el aire directamente de la atmósfera y lo hacen circular dentro del túnel y luego es devuelto a ella y en los cerrados el aire siempre circula dentro del túnel de viento y recupera su energía por medio de un difusor. Según a la velocidad del flujo, los túneles de viento pueden ser, de régimen subsónico, transónico, supersónico e hipersónico. (Barlow, 1999)

Cuadro 1. Tipos de túneles de viento según su velocidad

Régimen	Mach	Mph	Km/h	m/s
Subsónico	<0.8	<768	<1,230	<340
Transónico	0.8-1.2	610-768	980-1,475	270-410
Supersónico	1.2-5	768-3,840	1,475-6,150	410-1,710
Hipersónico	5.0-10.0	3,840-7,680	6,150-12,300	1,710-3,415

El parámetro mach mostrado en el cuadro anterior es una medida de velocidad relativa que se define como el cociente entre la velocidad de un objeto y la velocidad del sonido en el medio en que se mueve dicho objeto.

3. Especificaciones y limitaciones del túnel de viento utilizado. El túnel de viento que será utilizado para realizar pruebas experimentales y demostrar los temas que se describen dentro de esta investigación, será el túnel de viento subsónico de circuito abierto con el que cuenta actualmente la Universidad del Valle de Guatemala; las características físicas de los elementos del túnel aerodinámico se muestran en los siguientes cuadros.

Cuadro 2. Características generales del túnel de viento

Características generales de túnel de viento	
Empresa Manufacturera	Engineering Laboratory Design, Inc.
Tipo de Túnel de Viento	Túnel de Viento de Circuito Abierto
Modelo	303 ^a
Serial	5104
Año de Manufactura	1,984

Cuadro 3. Características del motor

Características del motor	
Empresa Manufacturera	Leroy Somer; Inc Motor
Voltaje de Alimentación	230 V
Corriente	13.4 A
Potencia	5 HP
Velocidad	1715 rpm

Cuadro 4. Característica del ventilador

Características del ventilador	
Empresa Manufacturera	Aerovent
Número de Ventilador	560B1A-CBD-X-10
Tipo	GBD

Estas son las características teóricas que debe de presentar todos los elementos que componen el túnel de viento.

4. Similitud de flujo en estudio de modelos en túnel de viento. Según Robert Fox y Alan McDonald (1995:327), para que las pruebas en modelos sean válidas dentro de un túnel de viento se debe producir datos que puedan escalarse para determinar las fuerzas y cargas que existirán en el prototipo a escala natural. El requerimiento más evidente es el que exige que el modelo y el prototipo sean geoméricamente similares; esta similitud geométrica requiere que el modelo y el prototipo sean de la misma forma, y que todas las dimensiones lineales del modelo se relacionen con las dimensiones del prototipo por medio de un factor de escala constante.

Otro requerimiento según Isaac Prada (2005:3) es el problema que radica en que el ensayo en el modelo coincida con el número de Reynolds del ensayo en el prototipo; para ello el flujo del modelo y del prototipo debe ser cinemáticamente similar. Los flujos son cinemáticamente similares cuando las velocidades en determinados puntos están en la misma dirección y se relacionan en magnitud mediante un factor de escala constante con patrones de líneas de corrientes iguales. En principio, para que esto se cumpla se requiere que el túnel de viento posea una sección transversal infinita, con el propósito de modelar correctamente el comportamiento de un campo de flujo. Debido a la restricción que puede tenerse en el tamaño del equipo de túneles de viento menores las condiciones de flujo simulado no son tan reales, ya que el efecto de las paredes agrega errores en el flujo que no aparecen en la vida real.

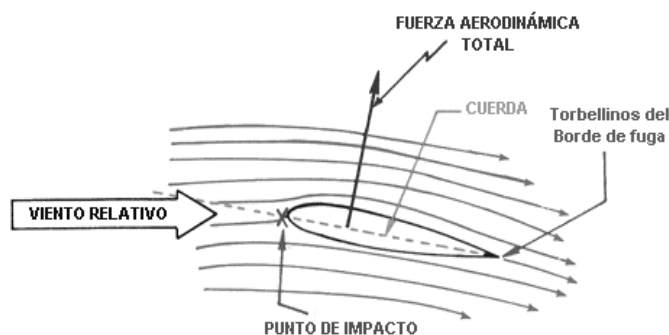
Para que los flujos produzcan la misma distribución de fuerza y se relacionen en magnitud por medio de un factor de escala constante en todos los puntos, estos deben de ser dinámicamente similares. Para que dos flujos sean dinámicamente similares deben tomarse en cuenta los efectos de las fuerzas que afectan el flujo como la fuerza de viscosidad, de presión, tensión superficial, etc. Por lo que cuando exista la similitud dinámica, cinemática y geométrica los datos medidos en un flujo de modelo pueden relacionarse cuantitativamente con el comportamiento del flujo en el modelo. (Fox, 1995:328; McDonald 1995:328)

A pesar de la completa similitud de flujos, la exactitud en la obtención de datos en túnele de viento depende de factores como el tamaño del modelo respecto a la sección de pruebas y la instalación del modelo dentro de la sección de pruebas según Isaac Prada (2005:13), para solucionar el primer factor las paredes de la sección de pruebas del túnel de viento deben de estarlo más alejado posible del modelo a analizar para evitar que la obstrucción de flujo creada por el modelo no provoque un flujo poco realista en toda la sección de pruebas lo que producirá errores de mediciones y hará que los coeficientes de arrastre y sustentación se desvíen de su valor teórico. El segundo factor se soluciona creando un sistema de fijación aerodinámico para que este introduzca el menor ruido posible en la medición y no rompa la continuidad de la corriente de viento sobre el modelo estudiado.

F. FUERZAS AERODINÁMICAS

Una fuerza aerodinámica es originada cuando una corriente de aire que fluye sobre y por debajo de un perfil como se ilustra en la Figura 6; si este tiene una forma arbitraria y orientación arbitraria, experimentará fuerzas y momentos en todas las direcciones del espacio. El punto donde la corriente se divide es denominado como punto de impacto en donde se genera una alta presión. (Muñoz, Miguel)

Figura 6. Representación de flujo sobre un cuerpo⁶



Si para el estudio nos fijamos un eje de coordenadas de tres dimensiones en la dirección del flujo se tendrá que la fuerza que sufre el cuerpo contra dicho fluido en el eje X es conocida como

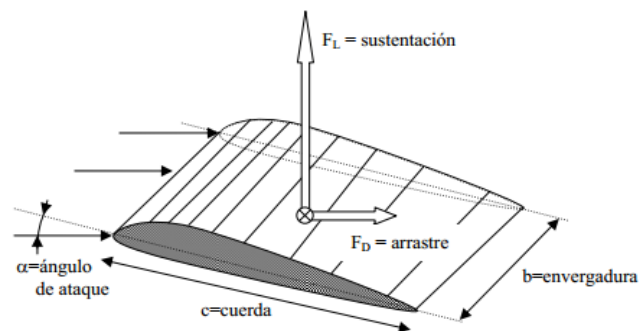
⁶ Figura por Julián Martínez tomada de:
Mecánica de Fluidos y Flujo Externo

arrastre o resistencia, y el momento con dicho eje se denomina momento de vuelco, el cual es capaz de hacer volcar los cuerpos como su nombre lo indica.

Otra fuerza de importancia es la producida en dirección perpendicular al arrastre y es conocida como fuerza de sustentación. El momento alrededor de dicho eje es comúnmente llamado momento de guiñada y es el responsable de producir en los elementos rotación sobre su propio eje. La última fuerza aerodinámica compuesta sobre el eje Z es el empuje lateral y el momento respecto a ese eje es denominado como momento de cabeceo.

Dentro de esta investigación solo se analizará cuerpos que presentan una simetría respecto al plano formado por el eje del arrastre y la sustentación, por lo tanto, el análisis se reducirá a un caso bidimensional, y la fuerza aerodinámica total estará sujeta únicamente a dos componentes, que son la fuerza del arrastre y sustentación, estas pueden observarse en la figura 7. Los momentos no serán considerados por el enfoque de la investigación.

Figura 7. Componentes fuerza aerodinámica total⁷



1. Fuerzas de sustentación. Es la fuerza generada sobre un perfil que se desplaza a través de un fluido, ejercida de abajo hacia arriba y posee dirección perpendicular a la velocidad de la corriente incidente, véase el ejemplo en la Figura 8. Está se suele representar por medio de la letra L proveniente de la palabra lift que es equivalente a sustentación. (Merle, 1998:325; Wiggarr, 1998:325)

⁷ Figura por Julián Martínez tomada de:
Mecánica de Fluidos y Flujo Externo

Figura 8. Dirección de fuerza de sustentación sobre un cuerpo⁸

En la aerodinámica suele trabajarse con coeficientes adimensionales que representan la efectividad de la forma de un cuerpo para producir sustentación los cuales son utilizados para facilitar el diseño. El modelo matemático de la fuerza de sustentación se muestra en la ecuación 3, donde ρ es la densidad del flujo que rodea al cuerpo, V la velocidad con que se mueve el flujo y A el área del modelo analizado.

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 A C_L \quad (\text{Ec. 3})$$

Sin embargo comúnmente en los problemas aerodinámicos se busca determinar el C_L o coeficiente de sustentación para así poder conocer la eficiencia que presenta el cuerpo moviéndose en un flujo; la fórmula de dicho coeficiente proviene del despeje de su respectiva variable de la ecuación anterior. Posterior a despejar se obtiene que:

$$C_L = \frac{2L}{\rho V^2 A} \quad (\text{Ec. 4})$$

Las fuerzas de sustentación pueden ser de varios tipos según su origen:

a. Por distorsión no simétrica. Sucede cuando un objeto inmerso en una corriente fluida distorsiona de forma no simétrica el campo de velocidad, las líneas de corriente sobre sus superficies se aproximan, aumentando la velocidad y consecuentemente disminuyendo la presión. Si la disminución de la presión de la cara superior es mayor que la de la cara inferior, surgen fuerzas sustentadoras.

⁸ Figura por Miguel Muñoz tomada de:
[\[http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV13.html\]](http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV13.html)

b. Perfil sustentador. En estos perfiles se busca que las fuerzas de sustentación sean altas. Para dicho propósito se diseña un perfil que sea capaz de generar un torbellino con gran circulación en la parte trasera del elemento, a la cual le corresponderá otra igual y contraria avanzando en el contorno del cuerpo aumentando la velocidad y disminuyendo la presión en la parte superior y disminuyendo la velocidad y aumentando la presión en la parte inferior. Su representación gráfica se puede observar en la figura 9.

Figura 9. Circulación alrededor de un perfil sustentador.⁹



Anteriormente se ha explicado las leyes aerodinámicas que explican la sustentación y su origen; por lo que ahora se describirá brevemente los factores que afectan a la misma. (Muñoz,Miguel)

a. Densidad del aire. Cuando mayor sea la densidad del viento, mayor será el número de partículas por unidad de volumen que cambian velocidad por presión y producen sustentación, esta explicación proviene del factor d del teorema de Bernoulli. (Muñoz,Miguel)

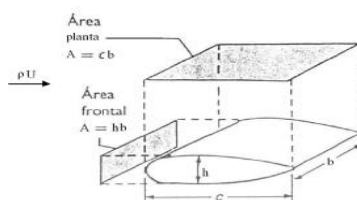
b. Velocidad del viento. Entre mayor sea la velocidad del viento que impacta sobre el perfil, mayor será la sustentación la cual es proporcional al cuadrado de la velocidad por lo que será el factor que más afecte la sustentación. (Muñoz,Miguel)

c. Forma de perfil. El diseño del modelo a estudiar posee efectos sobre la fuerza de sustentación que se generará; entre mayores curvaturas presente el perfil mayor será la diferencia de presión lo que proporcionará una mayor sustentación, cabe mencionar que no siempre es necesario que el elemento presente áreas curvadas por arriba y planas por abajo para producir sustentación simplemente las que lo presentan poseen un coeficiente de sustentación mayor. Normalmente para determinar el coeficiente de sustentación se usan diferentes áreas; para elementos como esferas, conos, carros y misiles se utiliza el área del cuerpo vista desde la corriente fluida, es decir, el área frontal. Para cuerpos anchos y con muchos detalles se utiliza el

⁹ Figura por Francisco Chicas tomada de:
Diseño y construcción de un túnel de viento.

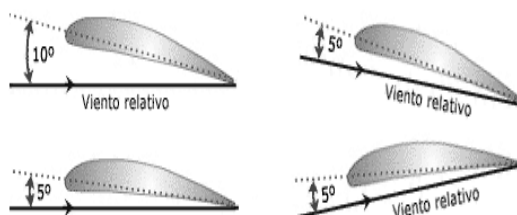
área proyectada con el cuerpo visto desde arriba. La Figura 10 muestra el área en planta y el área frontal de un alerón.(Muñoz, Miguel)

Figura 10. Áreas para alerón¹⁰



d. Ángulo de ataque. Es el ángulo formado por la cuerda geométrica modelo y la dirección del viento. Este ángulo puede ser variable, ya que depende de la dirección del viento y de la posición del perfil a estudiar; véase la Figura 11. Es importante tener claro el concepto del ángulo de ataque puesto a que está relacionado con la mayoría de las magnitudes que afectan un modelo. (Muñoz, Miguel)

Figura 11. Ángulo de ataque y viento relativo¹¹



La relación entre el ángulo de ataque y el coeficiente de sustentación se puede observar en la Figura 12.

Figura 12. Coeficiente de sustentación vs. ángulo de ataque.¹²



¹⁰ Figura por Francisco Chicas tomada de:
Diseño y construcción de un túnel de Viento.

^{11,12} Figura por Miguel Muñoz tomada de:
[<http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV13.html>]

2. Fuerza de arrastre. El arrastre es la fuerza sobre un cuerpo generada por el fluido que opone resistencia en dirección al movimiento del cuerpo. El arrastre tiene signo positivo cuando va en el sentido del flujo. La fuerza de arrastre se representará por medio de la letra F_D , donde D proviene del término en inglés drag. Esta se encuentra en función del perfil del modelo, su velocidad y de la densidad del fluido, puede expresarse de la siguiente manera. (Merle, 1998:325; Wiggar, 1998:325)

$$F_D = \frac{1}{2} \rho V^2 A C_D \quad (Ec. 5)$$

La variable C_D es un número adimensional conocido como coeficiente de arrastre. La variable A es el área respectiva del modelo, sin embargo, al trabajar con el área proyecta frontal se obtiene el arrastre de presión, mientras que al trabajar con el área de la superficie se obtiene el arrastre de fricción. (Merle, 1998:326; Wiggar, 1998:326)

El arrastre de presión y el arrastre de fricción son los dos componentes que determinan la fuerza de arrastre total de un elemento.

$$F_D = F_{D,fricción} + F_{D,presión} \quad (Ec. 6)$$

a. Arrastre de fricción. Es causado debido a las fuerzas cortantes que se encuentran en la capa delgada del fluido próximo a la superficie del modelo, esta capa delgada es la que se conoce como capa límite.

El factor más conocido que suele aumentar el arrastre por fricción es el de la rugosidad de la superficie del elemento. Sin embargo, la mayor consecuencia del valor del arrastre depende del punto de separación del flujo con el modelo. (Mott, 2006:522)

b. Arrastre por presión. Cuando una corriente de un fluido se mueve sobre un cuerpo, tiende a adherirse a la superficie generando presiones a lo largo de todo el elemento. Estas presiones suelen ser altas en las proximidades del borde de ataque y bajas luego de la separación de la capa límite en la región de estela. Generando así, una fuerza neta que actúa en dirección opuesta al movimiento. Esta fuerza es el arrastre de presión. Este tipo de arrastre se calcula tomando el área de máxima sección transversal al cuerpo, que es la que se encuentra perpendicular al flujo. (Mott, 2006:523)

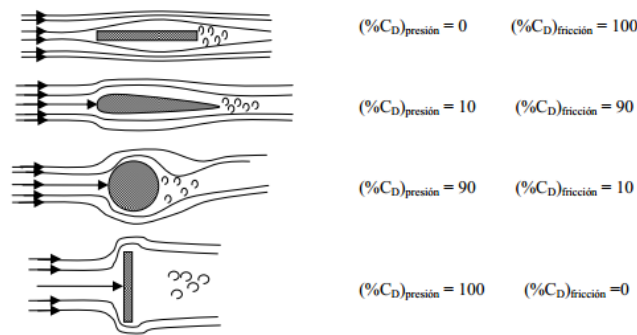
El arrastre por presión puede disminuirse al buscar que la separación de la capa límite sea en un punto lejano de la parte trasera del modelo. (Mott, 2006:523)

Si nos enfocamos en el análisis del coeficiente de arrastre, los componentes que integran la fuerza de arrastre mencionados anteriormente, tienen impacto sobre el valor total del coeficiente. Por lo que se tiene que:

$$C_D = C_{D,fricción} + C_{D,presión} \quad (Ec. 7)$$

Una placa plana que se mueve perpendicular a un flujo, la mayor parte de su arrastre será por presión; a diferencia que si se mueve oponiendo su espesor al flujo su arrastre será causado por fricción. La Figura 13 muestra el porcentaje de los coeficientes de arrastres para diferentes perfiles.

Figura 13. Porcentajes de coeficientes de arrastre en diferentes perfiles¹³



1) Coeficiente de arrastre para una esfera. Como explicación al tema, se analizará la investigación de George G. Stoke que presenta el arrastre de fricción en esferas en movimiento en un fluido viscoso a velocidades bajas y números de Reynolds por debajo de uno. Para estas características el coeficiente de arrastre se determina por medio de la relación mostrada en la ecuación 8.

$$C_D = \frac{24}{\text{Número de Reynolds}} = \frac{24\mu}{\rho DV} \quad (Ec. 8)$$

Sustituyendo la ecuación 8 en la ecuación 5 se obtiene que la fuerza de arrastre es:

¹³ Figura por Julián Martínez tomada de:
Mecánica de Fluidos y Flujo Externo

$$F_D = \frac{12VA\mu}{D} \quad (Ec. 9)$$

Como se mencionó anteriormente, para el cálculo del arrastre de fricción se utiliza el área de la superficie del objeto. Esta área se encuentra dada por el $D^2\pi$. Sustituyendo el área en la ecuación 9 se obtiene la fuerza de arrastre en términos del diámetro de la esfera como se muestra en la ecuación 10.

$$F_{D,fricción} = 12VD\mu\pi \quad (Ec. 10)$$

Para estudiar el arrastre de presión en esferas simplemente se varía el área, que ahora será su área transversal máxima, véase la ecuación 11.

$$A = \frac{D^2\pi}{4} \quad (Ec. 11)$$

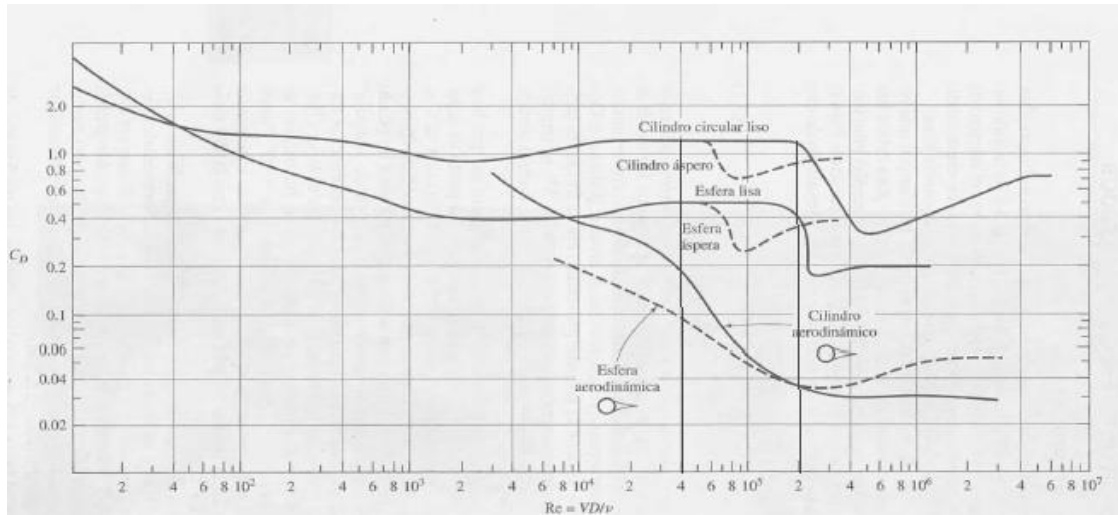
Y se logrará que la ecuación de fuerza de arrastre se exprese de la siguiente manera:

$$F_{D,presión} = 3VD\mu\pi \quad (Ec. 12)$$

A las expresiones que representan las fuerzas de arrastre sobre una esfera se les conoce como ley de Stoke. (Mott, 2006:530)

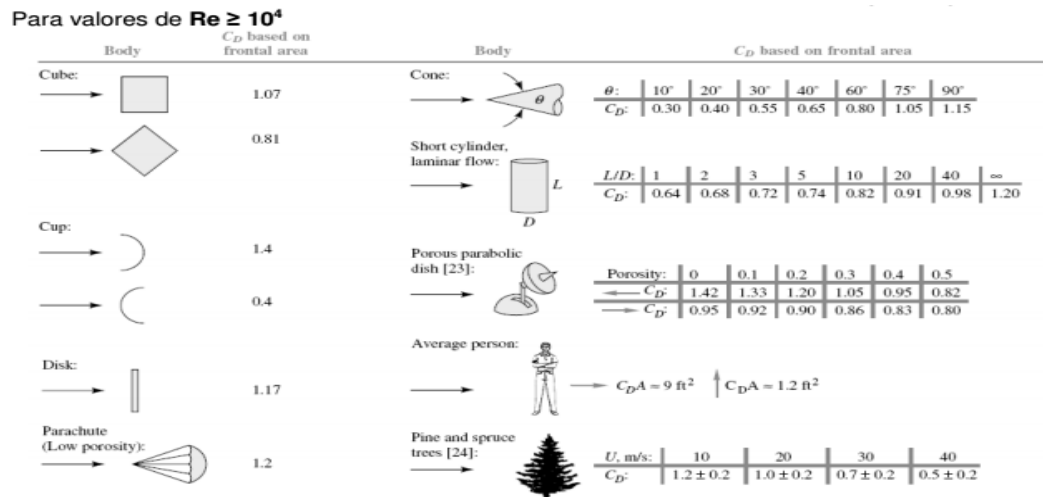
Para números de Reynolds pequeños el arrastre en una esfera se debe mayormente a la fricción y para número de Reynolds altos predomina el arrastre causado por presión debido a que la separación del flujo se hace más lejana disminuyendo el tamaño de la estela de turbulencia. Para conocer el conocimiento del coeficiente de arrastre versus el número de Reynolds véase la Figura 14.

Figura 14. Coeficiente de arrastre versus número de Reynolds¹⁴



2) Coeficiente de arrastre para diferentes formas. Se debe tener en cuenta que los ejemplos de los coeficientes de arrastre para cada modelo presentados en Figura 15 son válidos a partir de un número de Reynolds determinado.

Figura 15. Coeficientes de arrastre en diferentes perfiles¹⁵



¹⁴ Figura por Robert Mott tomada de: *Mecánica de Fluidos*

¹⁵ Figura por Alan McDonald y Robert Fox tomada de: *Introducción a la Mecánica de Fluidos*

Para comprender de mejor manera los temas de coeficientes de arrastre y sustentación se presentarán tres diferentes ejemplos. El ejemplo 1 y 2 son respecto al tema de coeficiente de arrastre sobre una esfera y un cilindro; mientras que el ejemplo 3 presenta el cálculo del coeficiente de sustentación en un alerón NACA 7525.

Ejemplo 1. Fuerza de arrastre en esfera

Calcule el coeficiente de arrastre para una esfera lisa de 7.62 cm de diámetro sometida a un flujo de aire atmosférico a 20°C a velocidad de 28 m/s, el cual experimenta una fuerza de arrastre de 3 Newtons.

Por medio de la ecuación 5, se obtendrá el coeficiente de arrastre de presión y el de fricción:

$$C_D = \frac{2F_D}{\rho V^2 A}$$

Para determinar el arrastre por presión se utilizará el área de la sección transversal máxima de la esfera y para el coeficiente de arrastre por fricción se utilizará el área superficial de la esfera.

$$A_s = D^2 \pi = (0.0762 \text{ m})^2 \pi = 0.01824 \text{ m}^2$$

$$A_{transversal} = \frac{D^2 \pi}{4} = \frac{(0.0762 \text{ m})^2 \pi}{4} = 4.5603 \times 10^{-3} \text{ m}^2$$

Para determinar el coeficiente de arrastre total se utilizará la ecuación 7:

$$C_D = \frac{2(3 \text{ N})}{\left(1.22 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}\right) \left(28 \frac{\text{m}}{\text{s}}\right)^2 (0.01824 \text{ m}^2)} + \frac{2(3 \text{ N})}{\left(1.22 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}\right) \left(28 \frac{\text{m}}{\text{s}}\right)^2 (4.5603 \times 10^{-3} \text{ m}^2)} = 1.72$$

Para determinar el comportamiento del flujo donde se presenta esta condición, se calculará el número de Reynolds por medio de la ecuación 2.

$$Reynolds = \frac{\left(28 \frac{\text{m}}{\text{s}}\right) (0.0762 \text{ m})}{1.5 \times 10^{-5}} = 142240$$

Ejemplo 2. Fuerza de arrastre en cilindro

Calcule el coeficiente de arrastre para un cilindro liso de 8cm de diámetro sometido a un flujo de aire atmosférico a 20°C a velocidad de 28 m/s, el cual experimenta una fuerza de arrastre de 4 Newtons.

Por medio de la ecuación 5, se obtendrá el coeficiente de arrastre de presión y el de fricción:

$$C_D = \frac{2F_D}{\rho V^2 A}$$

Para determinar el arrastre por presión se utilizará el área de la sección transversal máxima de la esfera y para el coeficiente de arrastre por fricción se utilizará el área superficial de la esfera.

$$A_s = 2\pi r(h + r) = 2(\pi)(0.08 \text{ m})(0.08 \text{ m} + 0.025 \text{ m}) = 0.05278 \text{ m}^2$$

$$A_{transversal} = \frac{D^2\pi}{4} = \frac{(0.08 \text{ m})^2\pi}{4} = 5.02654 \times 10^{-3} \text{ m}^2$$

Para determinar el coeficiente de arrastre total se utilizará la ecuación 7:

$$C_D = \frac{2(4 \text{ N})}{\left(1.22 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}\right) \left(28 \frac{\text{m}}{\text{s}}\right)^2 (0.05278 \text{ m}^2)} + \frac{2(4 \text{ N})}{\left(1.22 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}\right) \left(28 \frac{\text{m}}{\text{s}}\right)^2 (5.02654 \times 10^{-3} \text{ m}^2)} = 1.82$$

Para determinar el comportamiento del flujo donde se presenta esta condición, se calculará el número de Reynolds por medio de la ecuación 2.

$$Reynolds = \frac{\left(28 \frac{\text{m}}{\text{s}}\right) (0.08 \text{ m})}{1.5 \times 10^{-5}} = 149333.33$$

Ejemplo 3. Fuerza de sustentación en alerón

Calcule el coeficiente de sustentación para un alerón NACA 7525 con un área en planta de 0.012903 m^2 y sometido a un flujo de aire atmosférico a 20°C y a velocidad de 23 m/s , el cual experimenta una fuerza de sustentación de 8.7630 Newtons cuando se encuentra con un ángulo de ataque de cero grados.

Por medio de la ecuación 4, se obtendrá el coeficiente de sustentación:

$$C_L = \frac{2L}{\rho V^2 A} = \frac{2 * 8.7630 \text{ N}}{\left(1.22 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}\right) \left(23 \frac{\text{m}}{\text{s}}\right)^2 (0.012903 \text{ m}^2)} = 2.105$$

G. INSTRUMENTACIÓN

Un factor decisivo dentro de la utilidad que nos presta un túnel de viento es el de la instrumentación de medida disponible, que puede ser muy variante dependiendo el tipo de ensayos que se desee realizar. Entre los elementos comunes del equipo de un túnel aerodinámico tenemos transductores de carga, de presión y de velocidad. Sin embargo, dentro de la investigación nos enfocaremos en la instrumentación para la medición de fuerzas provocadas por el viento.

1. Transductor. Un transductor es un elemento que recibe una señal de entrada física de cierto sistema y entrega una señal de salida electrónica a otro, lo que facilita la automatización del proceso de medida, sabiendo que las señales eléctricas pueden ser amplificadas, controladas, transmitidas y leídas. Los transductores pueden clasificarse como activos y pasivos; los primeros son aquellos que generan una señal eléctrica en función del desplazamiento de un sistema mecánico, mientras que los transductores pasivos son los que necesitan una entrada eléctrica auxiliar que es modificada en función al resultado de un sistema elástico. (Areny, 2005)

Un ejemplo común para la medición de esta magnitud física de la fuerza entre los transductores activos son los piezoeléctricos, mientras que en los pasivos están incluidos los basados en el uso de galgas extensiométricas. Los transductores piezoeléctricos, funcionan en virtud del efecto descubierto por los Curie a finales del siglo XIX; que dice que determinados

cristales que no poseen un centro de simetría producen una diferencia de potencial en su superficie cuando son comprimidos en cierta dirección. El material más conocido dentro de esta aplicación es el cuarzo. (Instrumentación, 2007)

Las balanzas que sirven para medir tres componentes de una fuerza tienen tres elementos de cuarzo, dos para medir componentes laterales y el tercero para la componente axial. Una galga extensiométrica es un elemento pasivo cuya resistencia eléctrica varía con la deformación. Pegando un número apropiado de galgas sobre algún elemento flexible del transductor se puede conocer la deformación de este y en consecuencia la carga que ha producido dicha transformación. Al aplicarle una diferencia de potencial, la intensidad de la corriente que circula por el circuito será la medida de carga aplicada. (Instrumentación, 2007)

2. Características deseables de transductores. En el trabajo experimental se requiere trabajar con instrumentos que proporcionen los mejores resultados posibles, por lo que habitualmente la instrumentación elegida será aquella que otorgue la relación entre la magnitud de entrada y la magnitud de salida de manera proporcional y de respuesta instantánea.

Sin embargo, la respuesta real de los transductores presenta cierto retardo, puede ser afectada por alteraciones del exterior y esta no es lineal del todo. Es por ello que, para la selección de la instrumentación nos basemos en dos grupos principales de características. (Pallás, 2005)

a. Características Dinámicas. Estas describen la conducta del sensor o transductor en estado transitorio. Entre ellas podemos mencionar la velocidad de respuesta y la respuesta en frecuencia. (Planas, 2000)

b. Características Estáticas. Detallan la conducta del transductor con cambios muy pausados respecto al parámetro que se vaya a medir. Dentro de estas características se pueden mencionar las siguientes. (Planas, 2000)

- 1) Exactitud. Variación máxima entre la salida real obtenida y la salida teórica.
- 2) Resolución. Mínimo cambio en la entrada que produce un cambio detectado en la salida.
- 3) Umbral. Mínimo valor de entrada que es detectado en su salida.

4) Repetibilidad. Indica la máxima variación entre los datos de salida obtenidos al medir distintas veces la misma entrada con el mismo valor y las mismas condiciones ambientales.

5) Linealidad. Un transductor es lineal cuando su curva de calibración es aproximadamente la de una línea recta.

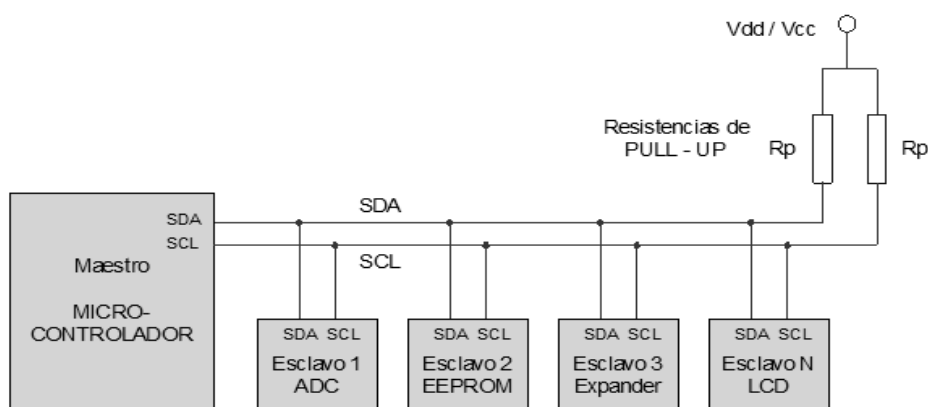
6) Rango de medida. Es el grupo de valores que puede tomar la entrada entre su máximo y mínimo.

7) Sensibilidad. Muestra el mayor o menor cambio que puede entregar la señal de salida por unidad de la magnitud de entrada.

H.PROTOCOLO I2C

Inter Integrated Circuits (I2C) es un protocolo de comunicación serial diseñado por Philips. Permite la comunicación entre varios dispositivos, todos conectados paralelamente a dos líneas y trabajando de manera bidireccional por la misma línea, pero no simultáneamente. La transferencia de datos siempre se realiza entre dos dispositivos a la vez y en relación de maestro-esclavo. Los maestros comúnmente son los microcontroladores, mientras que los esclavos pueden ser DAC, ADC, sensores y memorias. Véase el ejemplo en la Figura 16. (Protocolo del Bus I2C, 2011)

Figura 16.Topología bus de datos I2C¹⁶



¹⁶ Figura por Programación de Microcontroladores tomada de:
<http://www.cursomicros.com/avr/bus-i2c/protocolo-bus-i2c.html>.

1. Características del protocolo. El protocolo I2C posee muchas características, sin embargo, únicamente serán explicados los conceptos más básicos.

a. Su velocidad estándar es de 100 Kbit/s y está puede ser modificada al modo de alta velocidad que permite hasta 400 Kbit/s.

b. El maestro posee la iniciativa de la comunicación, controla la transmisión o recepción de datos y genera la señal de reloj.

c. Los esclavos deben ser identificados por medio de una dirección única.

d. Son necesarias dos líneas para la comunicación. La línea Serial Data Line (SDA) es encargada de la transmisión de datos y la línea Serial Clock Line (SCL) será la que tendrá la señal de reloj y marcará los tiempos de lectura o escritura.

2. Estructura de la comunicación. La comunicación posee una estructura básica, en la cual el transmisor envía un byte de datos y el receptor un bit llamado Acknowledge (ACK). Este bit es una respuesta del transmisor al receptor e indica que el transmisor ha sido escuchado. Para su comprensión observe la figura 17. (Martinez, 2010; Baraza 2010)

La estructura de la comunicación básica es:

a. Condición de Start realizada por el Máster.

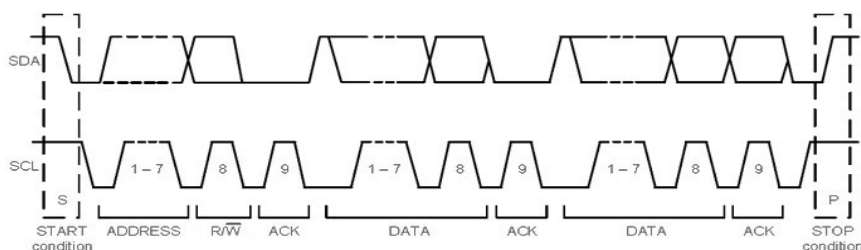
b. El máster envía un byte con la dirección del esclavo e indica si se lee o se escribe. Los primeros 7 bits conforman la dirección del esclavo y el último indica si se lee o se escribe; si es 0 se lee y si es 1 se escribe.

c. El esclavo envía el bit de ACK indicando que se encuentra recibiendo datos.

d. El máster envía el byte de datos.

e. Se vuelve a enviar el bit de ACK.

f. Finalmente se envía la condición de Stop para finalizar la comunicación.

Figura 17. Estructura básica del I2C¹⁷

El protocolo I2C es altamente utilizado en la industria, primordialmente para comunicar microcontroladores y sus circuitos integrados. Actualmente las patentes del I2C se encuentran expiradas, pero algunas compañías utilizan los nombres de TWSI Y TWI que es exactamente lo mismo. (Martinez, 2010; Baraza 2010)

I. METODOLOGÍA DE MEDICIÓN DE FUERZAS

La función principal de un túnel de viento es simular una corriente, haciéndola correr sobre cierto modelo y entre los principales beneficios que entrega dicha experimentación se puede mencionar es la posibilidad de medición de fuerzas que actúan sobre el modelo analizado.

Para la recolección de medidas de fuerza el método más utilizado es el uso de balanzas de fuerzas, ya que pueden ser diseñados para diferentes rangos y presentan una respuesta rápida al aplicarles carga. (Chicas, 2012:56)

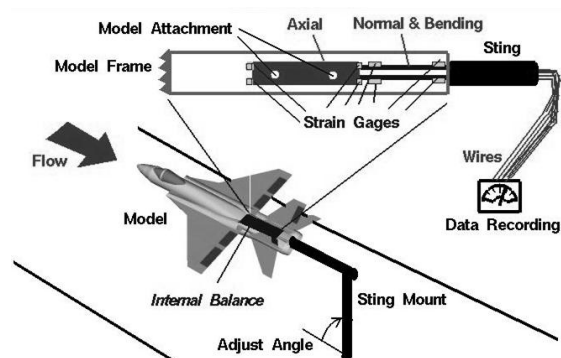
Las balanzas de fuerzas son instrumentos que permiten la medición de fuerzas en diferentes componentes y su complejidad varía según el número de componentes a medir. De acuerdo a su diseño y construcción estos mecanismos pueden ser muy precisos y confiables. Entre las propiedades principales se puede mencionar el número de componentes de fuerzas a medir, su rango puede ir entre uno a seis componentes. (Chicas, 2012:56)

¹⁷ Figura por David Martínez y Carlos Baranza tomada de:
[\[http://www.quadruino.com/guia-2/sensores/protocolo-i2c-twi\]](http://www.quadruino.com/guia-2/sensores/protocolo-i2c-twi)

Para el estudio de la aerodinámica en túneles de viento existen diferentes tipos de balanzas de fuerzas. Entre las más importantes tenemos las balanzas de fuerzas externas y las internas. (Morris, 2003; Post, 2003)

1. Sistema de balance de fuerzas interno. El sistema para el balance de fuerzas internas se encuentra dentro del modelo, por lo que no causan interferencia con el flujo de viento; como ejemplo, observe la Figura 18. La dificultad para la instalación del mecanismo dentro del modelo resulta ser relativamente alta, por lo que se debe buscar su adquisición en empresas especializadas en la elaboración de estos sistemas específicos, estos tienen la desventaja de que tienen un costo muy elevado y no permiten realizar pruebas en diferentes modelos con el mismo sistema. El desarrollo de esta tecnología es gracias al uso de los strain gage; estos trabajan en base a la deformación de elementos elásticos, según la carga que se le es aplicada se produce un cambio en la resistencia eléctrica la cual puede ser medida físicamente. (AeroLab)

Figura 18. Balance de fuerzas interno de Strain Gage¹⁸



2. Sistema de balance de fuerzas externo. Este tipo de balance se puede encontrar dentro o fuera de la sección de pruebas del túnel de viento, aunque suele colocarse afuera para reducir la interferencia que causa en el fluido. El balance de fuerzas externas trabaja separando los componentes de la fuerza aerodinámica por medio de diferentes eslabones que son instalados en base al componente de la fuerza que se esté interesado. (AeroLab)

El uso de este tipo de balances proporciona la ventaja de que pueden ser elaborados en un bajo costo y brindan la posibilidad de cambiar los modelos de investigación para realizar

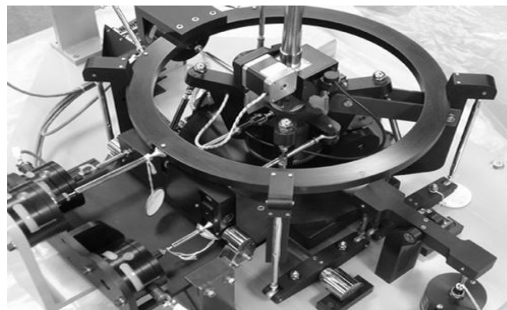
¹⁸ Figura por Tom Benson tomada de:
[\[http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/tunbalint.html\]](http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/tunbalint.html)

diferentes pruebas en varios perfiles sin una alta inversión; aunque también posee diferentes desventajas, como la inercia causada en el sistema por el peso de sus piezas.

El diseño de este tipo de balance puede variar según el número de componentes que se desean medir. Estas pueden tener un rango medición desde uno a seis componentes en el caso más complejo. Existen diferentes tipos de balances de fuerzas externas que varían según la construcción del sistema y el número de sus componentes.

a. Sistema de balance de fuerzas piramidal. Como su nombre lo indica su estructura es de tipo piramidal, permite medir hasta seis componentes, entre los cuales tenemos tres fuerzas y tres momentos, la Figura 19 muestra un ejemplo de su estructura. El inconveniente de este tipo de balance es su elevado costo. (AeroLab)

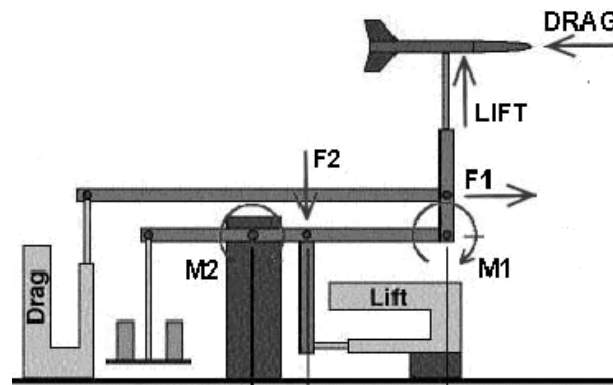
Figura 19. Balanza de fuerza externo de tipo piramidal¹⁹



b. Balance de medición directa de fuerzas con celdas de carga. Este de diseño permite medir hasta seis componentes según su diseño. Está constituido por un conjunto de eslabones que descomponen la fuerza aerodinámica y la conectan en una celda de carga con dirección a la fuerza que interese. (AeroLab)

Este tipo de balance de fuerza requiere una calibración eficiente y especial, pero seguido de comprobar que la fuerza es correcta, el instrumento puede ser utilizado para realizar varias pruebas muy precisas. En la Figura 20 se muestra un ejemplo de sistema de balance de medición directa de fuerzas.

¹⁹ Figura por AeroLab tomada de:
[<http://www.aerolab.com/media.html>]

Figura 20. Balanza de fuerza externo de medición²⁰

Posterior al diseño y construcción del sistema de balance de fuerzas, este debe de conectarse a una serie de componentes que permitan la transformación del movimiento mecánico a valores digitales que pueden ser enviados hacia una computadora. El conjunto de componentes que realice la transformación tendrá gran importancia sobre la efectividad de los resultados que se obtendrán en la experimentación. Entre los principales componentes que constituyen este sistema tenemos las celdas de carga, circuitos amplificadores y convertidores de señales análogas a digital. Su conexión puede observarse en la Figura 21.

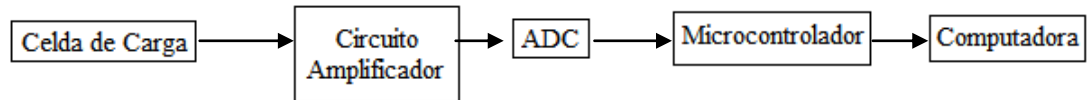
1) Celda de carga. Instrumento que convierte una fuerza en una señal eléctrica. La conversión se realiza mediante una galga extensiométrica la cual se deforma según la carga que se aplique, esta entrega una señal de salida eléctrica en base a la deformación generada a causa del cambio de la resistencia que conforma la galga. La salida comúnmente posee valores en el rango de mili voltios. (González, 2011:116)

2) Circuito amplificador. Se encuentra constituido por componentes electrónicos conocidos como Amplificadores Operacionales u Op Amps. La configuración que permite multiplicar la señal de entrada por cierto factor es la de tipo amplificador; esta puede ser de tipo inversor o no inversor. La magnitud a la cual se escala la señal de entrada depende de los valores de los componentes que constituyen el circuito. (González, 2011:116)

²⁰ Figura por Martin Morris tomada de:
Force Balance Design Educational Wind Tunnels

3) Convertidor de Análogo a Digital. Dispositivo que otorga una señal de salida digital a partir de una señal de entrada análoga. Estos circuitos son utilizados para evitar el ruido e interferencia en las señales analógicas ya que suelen estar muy propensas a estos fenómenos. (González, 2011:116)

Figura 21. Conexión entre módulos



V. METODOLOGÍA

A. PROPUESTA DE INSTRUMENTACIÓN

El paso inicial para el desarrollo del trabajo fue la selección de la instrumentación electrónica apropiada para la tarea designada. La selección debe ser lógica y cuidadosa de los parámetros y características físicas de la instrumentación ya que esto es importante en lo que respecta a: obtención de medidas confiables, reducción de costos y eficiencia del sistema.

Anteriormente se expuso que los transductores más comunes para la medición de fuerzas son los piezoeléctricos y las galgas extensiométricas; por lo tanto, se buscaran sensores en los cuales su funcionamiento este condicionado bajo alguno de estos dos principios.

Como hemos visto, en los sistemas electrónicos de medida la respuesta proviene de la relación entre magnitud física que se desea medir y la salida del transductor y generalmente depende de las cualidades de cada elemento; por lo tanto, en cada propuesta se adjudicará un cuadro identificando las características que presenta cada instrumento y una breve descripción del mismo, para así, posteriormente realizar una selección bajo un criterio justificado. A continuación se realizarán las diferentes propuestas de sensores para la medición de fuerzas:

1. Brazo Bi-axial MB400. Sensor distribuido y creado por Futek, ofrece excelente solución para medición de fuerzas en la componente “X” y “Y”. Esta hecho de acero inoxidable, pesa 16 onza y ofrece un diseño compacto. Su principio de funcionamiento se basa en el uso de galgas extensiométricas. Tiene una capacidad máxima de 200 libras y su precio es de \$1,800.00. Véase el sensor en la Figura 22.

Cuadro 5. Diseño mecánico de brazo Bi-Axial MB400

Dimensión	Valor
Altura (plg)	3.317
Peso (lbs)	1
Diámetro (plg)	1.98

Cuadro 6. Especificaciones brazo Bi-Axial MB400

Nombre	Mín.	TYP	Max.	Unidades
Temperatura de compensado	60	---	160	F°
Excitación	1	---	18	Vdc
Resistencia de entrada	---	394	---	Ohms
Resistencia de aislamiento	500	---	---	Mohms @ 50 Vdc
No linealidad	-0.1	---	0.1	% de R.O.
Temperatura de operación	-60	---	200	F°
Resistencia de salida	---	350	---	Ohms
Factor de sobrecarga	---	---	150	% de R.O.
Balance de cero	-1	---	1	% de R.O.
Capacidad	---	---	200	Lbs
Salida nominal	---	3	---	mV/V
Voltaje de calibración	---	10	---	Vdc

Figura 22. Brazo Bi-axial FSH01070



2. Celda de carga LSB200. Producto de la firma Futek. Es utilizada para aplicaciones de pesaje, medición en un solo eje. Ofrece una mezcla perfecta de tamaño, precisión y seguridad de funcionamiento. Véase Figura 23 para su reconocimiento. Su precio es de \$540.00.

Cuadro 7. Diseño mecánico de celda de carga LSB200

Dimensión	Valor
Altura (plg)	0.75
Largo (plg)	0.69
Ancho(plg)	0.27

Cuadro 8. Especificaciones celda de carga LSB200

Nombre	Mín	TYP	Max	Unidades
Temperatura de compensado	60	---	160	F°
Excitación	1	---	10	Vdc
Histerisis	-0.1	---	0.1	% de R.O.
Resistencia de entrada	---	350	---	Ohms
Resistencia de aislamiento	500	---	---	Mohms @ 50 Vdc
No linealidad	-0.1	---	0.1	% de R.O.
No repetibilidad	-0.05	---	0.05	% de R.O.
Temperatura de operación	-60	---	160	F°
Resistencia de salida	---	350	---	Ohms
Factor de sobrecarga	---	----	1000	% de R.O.
Balance de cero	-3	---	3	% de R.O.
Capacidad	---	---	10	lbs
Salida nominal	---	2	---	mV/V
Excitación de calibración	---	10	---	Vdc

Figura 23. Celda de carga LSB200



3. Celda de carga SMTM. Pequeña celda de carga diseñada y manufacturada por Interface Advanced Force Measurement. Permite realizar mediciones en una sola dirección y tiene una capacidad máxima de 50 libras y su principio de funcionamiento se basa en el uso de galgas extensiométricas. Su precio oscila entre \$600 y \$650 según las características físicas solicitadas. Véase Figura 24 para conocer las cualidades físicas del sensor.

Cuadro 9. Diseño mecánico de celda de carga SMTM

Dimensión	Valor
Altura (plg)	0.75
Largo (plg)	0.69
Ancho(plg)	0.27

Cuadro 10. Especificaciones celda de carga SMTM

Nombre	Mín	TYP	Max	Unidades
Temperatura de compensado	60	---	165	F°
Excitación	1	---	5	Vdc
Histéresis	-0.1	---	0.1	% de R.O.
Resistencia de entrada	---	350	---	Ohms
Resistencia de aislamiento	2500	---	---	Mohms @ 50 Vdc
No linealidad	-0.1	---	0.1	% de R.O.
No repetibilidad	-0.05	---	0.05	% de R.O.
Temperatura de operación	-55	---	200	F°
Resistencia de salida	---	350	---	Ohms
Factor de sobrecarga	---	---	1000	% de R.O.
Balance de cero	-3	---	3	% de R.O.
Capacidad	---	---	50	lbs.
Salida nominal	---	2	---	mV/V

Figura 24. Celda de carga SMTM



4. Celda de carga LCF300. Celda universal para medición de cargas de tensión y compresión, está diseñada para aplicaciones para donde el espacio se encuentra limitado. Sus aplicaciones típicas son pruebas para resistencia y fatiga. Se encuentra disponible en aluminio y presenta capacidad para 10 libras. Su precio es de \$470.00 y es fabricada por Futek. Su diseño físico puede observarse en la Figura 25.

Cuadro 11. Diseño mecánico de celda de carga SMTM

Dimensión	Valor
Altura (plg)	1.75
Peso (oz)	5
Diámetro(plg)	1.98

Cuadro 12. Especificaciones celda de carga LCF300

Nombre	Mín.	TYP	Max	Unidades
Temperatura de compensado	60	---	160	F°
Excitación	1	---	20	Vdc
Histéresis	-0.25	---	0.25	% de R.O.
Resistencia de entrada	---	790	---	Ohms
Resistencia de aislamiento	500	---	---	Mohms @ 50 Vdc
No linealidad	-0.25	---	0.25	% de R.O.
No repetibilidad	-0.05	---	0.05	% de R.O.
Temperatura de operación	-60	---	200	F°
Resistencia de salida	---	700	---	Ohms
Factor de sobrecarga	---	---	150	% de R.O.
Balance de cero	-1	---	1	% de R.O.
Capacidad	---	---	10	lbs.
Salida nominal	---	1	---	mV/V
Excitación de calibración	---	10	---	Vdc

Figura 25. Celda de carga LCF300



Posterior a realizar la búsqueda de diferentes transductores, encontramos que los sensores que funcionan bajo el principio de las galgas extensiométricas son quizás los más comunes para convertir una fuerza en una variable eléctrica; ya que no se encontraron de tipo piezoeléctricos.

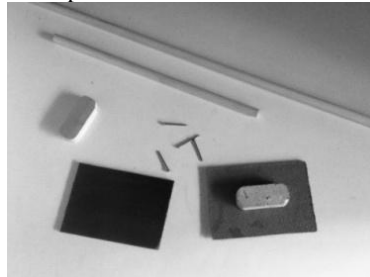
B. SELECCIÓN DE INSTRUMENTACIÓN

El criterio de selección de la instrumentación es decisivo para realizar la mejor elección posible y mejorar el funcionamiento del sistema; por lo que basaremos la selección de la instrumentación en la comparación de sus características estáticas y de diseño, siempre tomando en cuenta el precio del producto y el respaldo que brinda la empresa.

Como primer paso se debe conocer cuál es el máximo valor de la fuerza de arrastre y sustentación que nos proporciona el túnel de viento que se estará utilizando, para así poder seleccionar un instrumento que nos brinde la capacidad de medir en dicho rango. Para ello se decidió realizar dos diferentes mecanismos; cada uno de ellos se realizó con el objetivo de permitir la medición fuerza en una dirección específica.

Los mecanismos fueron construidos con materiales encontrados en el hogar y en cualquier librería, entre los cuales podemos mencionar varillas de madera, retazos de plywood, cartón y clavos. Véase la Fig. 26.

Figura 26. Materiales para construcción de sistema de medición



Para realizar la medición de la fuerza se utilizó una balanza de resorte conectada a ambos sistemas; esta se puede observar en la Figura 27. Para validar sus resultados de la mismas, también se realizaron mediciones con contra pesos.

Figura 27. Balanza de resorte



Los mecanismos construidos para la medición de fuerza de arrastre y de sustentación se describen a continuación.

1. Mecanismo para medición de fuerza de sustentación. El diseño del mecanismo estuvo constituido en un par de varillas de madera, alineadas a una distancia específica con la intención de simular un riel y permitir el desplazamiento vertical de cualquier perfil sometido a cierta fuerza en el eje “Y”. Para fijar el sistema se utilizó un pequeño cubo de plywood unido a un segmento de cartón piedra que evitaría el desbalance. Las pruebas se realizaron en dos modelos distintos, los cuales fueron una esfera y un disco. Para realizar la medición de la fuerza de sustentación se conectó una punta de hilo de nylon al modelo y la otra a una balanza de resorte. Ambas pruebas de medición de fuerza pueden observarse en las figuras 28 y 29.

Figura 28. Medición de fuerza de sustentación

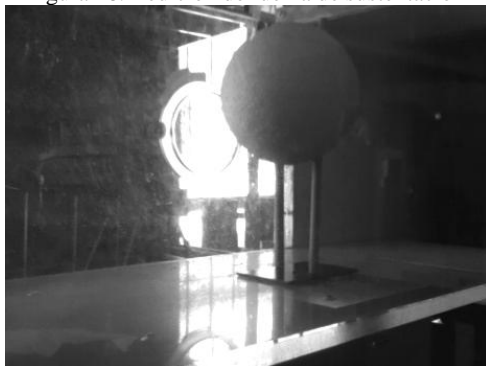


Figura 29. Medición de fuerza de sustentación



Cuadro 13. Resultados de fuerza de sustentación

Modelo	Fuerza (Libras)
Esfera	3.35
Disco	3.15

Como se observa en el Cuadro 13, la máxima magnitud de fuerza obtenida en los resultados fue de 3.35 libras para la sustentación se decidió que la instrumentación electrónica a seleccionar debe poseer como requisito primordial una capacidad de 10 libras ya que está será capaz de cubrir el rango obtenido por nuestro túnel de viento. Se decidió por 10 libras debido a que las 3.35 libras pueden variar por diferentes factores; estos serán discutidos posteriormente.

2. Mecanismo para medición de fuerza de arrastre. Este mecanismo se realizó con el objetivo de permitir la medición de fuerza en el eje “X” y poder determinar el rango de trabajo de la fuerza de arrastre que se tendrá el túnel de viento. Para poder realizar la medición en el eje respectivo se tuvo que cambiar la dirección de medición del sistema de balanza de resorte por medio de una pequeña polea de plástico, la cual pasaba a convertir el movimiento del modelo estudiado en el eje “Y” al eje “X” que es donde se desarrolla la fuerza de arrastre. La fijación del sistema se realizó igual a la del mecanismo de medición de la fuerza de sustentación. Para la medición de la fuerza se conectó hilo de nylon al modelo el cual se hacía pasar por la polea hasta llegar a conectarse a la balanza de resorte. La prueba para determinar el rango máximo se realizó sobre una esfera de duroport.

Figura 30. Medición de fuerza de arrastre



Cuadro 14. Resultados de fuerza de arrastre

Modelo	Fuerza (Libras)
Esfera	2.8

La fuerza máxima obtenida para el arrastre en el túnel de viento fue de 2.8 libras. Debido a la inexactitud del sistema de medición y a que el modelo no se encontraba en la parte central de la sección de pruebas se decidió que la instrumentación debería de poseer una capacidad mínima de 10 libras para evitar alguna sobrecarga.

Para seleccionar la instrumentación más idónea se tomaron en cuenta las especificaciones de cada sensor, por lo que se realizó una tabla de comparación en la cual se evaluó y se calificó las diferentes cualidades en base al que tenga la mejor especificación. Se calificó en un rango de uno a diez. Por ejemplo, el elemento que presente el menor costo poseerá una nota de 10 puntos, mientras que el que posea el coste más elevado tendrá la calificación de uno. La ponderación de los elementos que se encuentran dentro del mínimo y el máximo puntaje será determinada por medio de interpolación de datos. La instrumentación que posea la mejor ponderación en el promedio de sus resultados será la seleccionada. Esto se realizará ya que la instrumentación seleccionada debe poseer las mejores cualidades para obtener resultados más apegados a la realidad. Véase la evaluación en el Cuadro 15.

Cuadro 15. Comparación con base a notas y promedio de la instrumentación electrónica propuesta

Especificación	LCF300	SMTM	LSB200	FSH01070
Precio	10	6.75	8.5	1
No linealidad	1	10	10	10
No repetibilidad	10	10	10	1
Factor de sobrecarga	1	10	10	1
Histéresis	6.65	10	10	1
Tamaño	5.3	10	10	1
Promedio	5.66	9.45	9.66	2.5

La calificación para el precio en los instrumentos LCF300, SMTM y LSB200 fue determinada multiplicando su precio individual por dos, debido a que se necesitarán dos elementos para medir las fuerzas requeridas a comparación del modelo FSH01070.

El instrumento electrónico que permitirá el desarrollo del área de medición de fuerzas de la investigación será la celda de carga LSB200 desarrollada por la compañía FUTEK a consecuencia de que obtuvo el mejor promedio gracias a las altas cualidades que presenta su diseño. Para conocer sus características físicas con mayor detalle véase la Figura 31.

Figura 31. Celda de carga



C. DISEÑO DE MÓDULO DE ADQUISICIÓN DE DATOS

El módulo de adquisición de datos se desarrolló por medio del diseño de tres diferentes módulos. Entre los cuales tenemos las siguientes:

1. Sensores: la instrumentación electrónica encargada de convertir los parámetros físicos de la fuerza en señales eléctricas son las celdas de carga SLB200 de la marca Futek. Estas son capaces de medir fuerzas de compresión y tensión, sin embargo, solo se utilizarán para medir fuerzas de tensión.

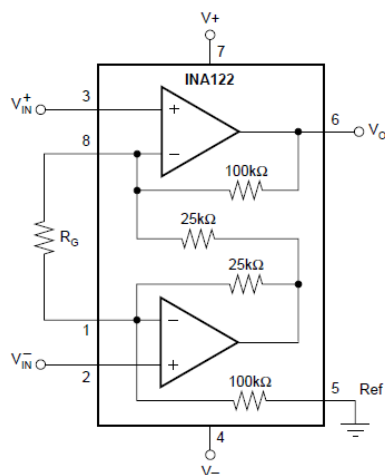
2. Etapa de amplificación: Es la encargada de elevar los niveles de voltaje de la señal de entrada buscando que sus cambios puedan ser detectados por un microcontrolador para realizar la conversión de la señal analógica a señal digital en base al nivel del voltaje. Se buscará normalizar el rango de voltaje del sensor en niveles de 0V a 5V; a consecuencia de que el convertidor de análogo a digital utilizará como referencia su alimentación de 5V por lo que al amplificar nuestro valor máximo estaremos recibiendo los máximos valores digitales sin fijar una referencia distinta en el microcontrolador.

Como primer paso de la amplificación se realizó una investigación acerca de que elementos eran capaces de realizar la amplificación de manera eficiente. Entre ellos encontramos los amplificadores de instrumentación los cuales están diseñados para tener una alta impedancia de entrada y un alto rechazo al modo común. Pueden encontrarse como circuitos integrados encapsulados o construirse a partir de amplificadores operacionales. La operación que estos realizan es la multiplicación de la resta de sus dos entradas por un factor específico.

Entre los amplificadores de instrumentación más comunes tenemos el AD620, el INA122 y el INA337. Los tres mencionados ofrecen características muy similares como su excelente rendimiento con baja corrientes, bajo ingreso de ruido, alta precisión e ideales para sistemas de mediciones de adquisición de datos, sin embargo, fue seleccionado el INA122 debido a su fácil acceso y la disponibilidad de tiempo que se tenía.

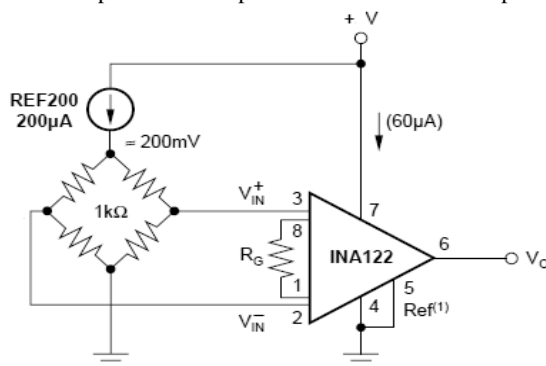
El diagrama de los pines del INA122 puede observarse en la Figura 32

Figura 32. Diagrama de pines de amplificador de instrumentación INA122



El diagrama del circuito amplificador se obtuvo de la hoja de datos del producto ya que es utilizado comúnmente para amplificar señales provenientes del circuito del puente de Wheatstone. Véase el circuito en la Figura 33.

Figura 33. Circuito amplificador con puente de alimentación simple con INA122



La ganancia del circuito es configurada por medio de la conexión de R_G entre el pin 8 y el pin 1 del INA122; esta ganancia se encuentra definida por la expresión de la ecuación 13.

$$G = 5 + \frac{200K\Omega}{R_G} \quad (\text{Ec. 13})$$

Debido a que nuestro sensor entrega 2mV/V y utilizaremos una fuente de alimentación de 10V, al multiplicar estos dos parámetros se obtiene que el voltaje máximo de salida en la celda de carga es de 20mV. Para normalizar el voltaje, estos 20mV deben ser llevados a 5V; ya que 5V/20mV es igual a 250, el circuito amplificador debe configurarse para obtener dicho factor de ganancia. Por lo tanto se realizó la solución de la siguiente operación.

$$250 = 5 + \frac{200K\Omega}{R_G} \quad (Ec. 14)$$

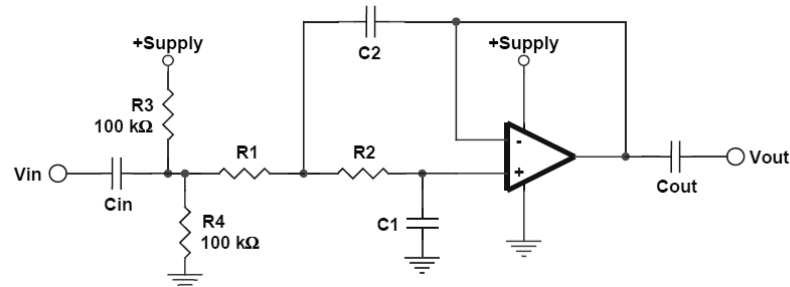
Despejando para R_G , se obtiene que:

$$R_G = 816.33 \Omega$$

Por lo tanto se tiene que el circuito amplificador con el INA122 necesita una resistencia de 816.33 Ω .

3. Etapa de filtrado. es utilizada para eliminar el ruido de la señal o las frecuencias que no contienen información relevante para el sistema. Para ello se realizó una investigación acerca de qué tipo de filtro era el más utilizado obteniendo que era el filtro de tipo pasa bajas debido a que las frecuencias altas que ingresan en el sistema suelen ser de ruido. Para realizar el diseño del filtro pasa bajas primero que todo nos basamos en que el circuito fuera alimentado únicamente con voltajes positivos debido a las limitantes que tenía la fuente que iba a suministrar la alimentación. Por lo que para su elaboración se utilizará el amplificador operacional LM358. El filtro pasa bajas que proporcionaba la capacidad de alimentarse únicamente con voltajes positivos fue encontrado en el documento Filter Design in Thirty Seconds. El diagrama del circuito puede observarse en la Figura 34.

Figura 34. Filtro pasa bajas con simple alimentación



Para determinar el rango de la frecuencia de corte del filtro pasa bajas se debe definir el valor de todos los componentes en base a lo que indica el archivo Filter Design in Thirty Seconds; el valor de cada componente debe de cumplir las siguientes condiciones:

$$C2=2*C1 \quad (\text{Ec. 15})$$

$$R1= R2=\frac{1}{2\sqrt{2}\pi*C1*Frequency} \quad (\text{Ec. 16})$$

Para C1 se propuso un capacitor de 10nF, debido que para C2 se necesita el doble de C1 y no existe un capacitor comercial con este valor se utilizarán dos capacitores de 10nF en paralelo.

De la ecuación que define los valores de R1 y R2 se puede deducir que entre más aumente el valor de la frecuencia de corte más se reduce el valor de las resistencias del circuito para un determinado valor de C1. Al realizar mediciones en el circuito amplificador se obtuvo que este poseía ruido con una frecuencia mayor a 800 Hertz por lo tanto se definió que se iba a utilizar un filtro pasa-bajar para eliminarlo. Este filtro se diseñó con una frecuencia de corte de 150 Hertz, lo cual eliminaría el ruido y no afectaría las mediciones si estas tienen una alta frecuencia de muestreo. Para ello se propuso utilizar resistencias 82KΩ. Despejando de la ecuación No. 15 se tiene que la frecuencia de corte es:

$$Frequency = \frac{1}{82k\Omega * 2 * \sqrt{2} * \pi * 10nF} = 137.243 \text{ Hertz}$$

Debido a que los 137.243 Hertz son muy cercanos a los 150 Hertz requeridos se acepta este valor de resistencias. Los elementos necesarios con sus valores respectivos para implementar el circuito del filtro pasa bajas con las especificaciones pueden observar en la siguiente tabla.

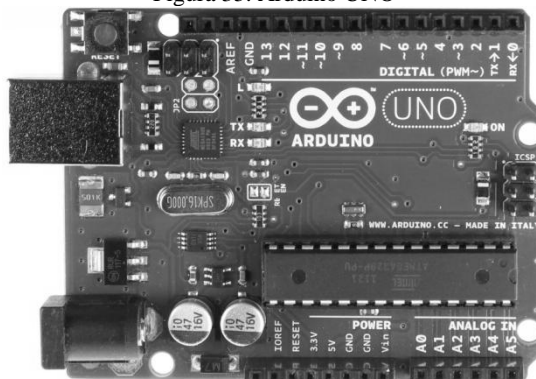
Cuadro 16. Componentes de filtro pasa bajas

Elemento	Cantidad	Especificación
Resistencias	4	100KΩ
Capacitores	3	10nF
Amplificador operacional	1	LM358

Seguido de tener la señal amplificada, normalizada y filtrada esta se conectará a la plataforma de Arduino la cual realizará la conversión de la señal analógica a digital.

4. Recolección de datos. Esta etapa es la encargada de convertir la señal amplificada, normalizada y filtrada a datos que puedan ser leídos con mayor facilidad por una computadora. Para esto se utilizará una placa electrónica basada en el microcontrolador ATmega 328 conocida como Arduino UNO, mostrado en la Figura 35.

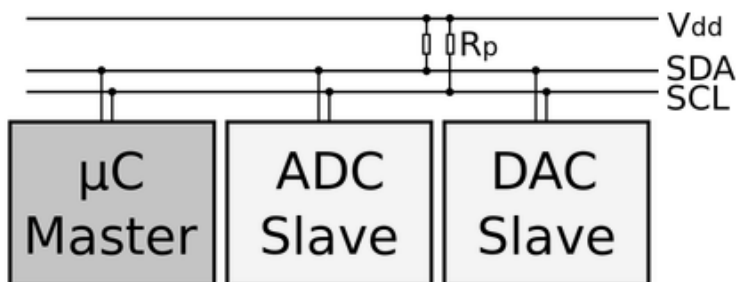
Figura 35. Arduino UNO



El Arduino UNO permitirá la conversión de las señales analógicas entregadas por las celdas de carga a señales digitales, y así poder trabajar con la señal de entrada modificándola de manera a que se obtenga el resultado más exacto.

Seguido de obtener los datos que representen los valores reales con mayor exactitud estos serán enviados por medio del protocolo I2C. Esto se realizará configurando al Arduino UNO que posee los datos de la conversión de la señal como esclavo y enviando los datos cada vez que un circuito máster los requiera. La explicación del circuito máster puede encontrarse en el documento Implementación de la Interfaz de Usuario para el Túnel de Viento de la Universidad del Valle de Guatemala y el área donde se muestran los resultados en la interfaz puede observarse en la sección de Anexos.

Figura 36. Diagrama de conexión de los sistemas esclavos con el máster



D.CONSTRUCCIÓN DE MÓDULO DE ADQUISICIÓN DE DATOS

La construcción del sistema se realizó por medio de la realización de diferentes pasos ordenados que iban asegurando el funcionamiento correcto de cada módulo. Los pasos realizados y sus resultados son los siguientes:

1. Se realizó la conexión de las celdas de carga a protoboard para la realización de pruebas con pesos específicos para comprobar si estas realizaban un funcionamiento correcto. Las pruebas se realizaron para ambos sensores SLB200; el método de su realización se puede observar en la Figura 37. Para identificar cada sensor, estos fueron nombrados con dos diferentes códigos; el primero con 522295 y el segundo 552296. Los resultados de este paso pueden observarse en los cuadros 17 y 18.

Figura 37. Sistema de realización de pruebas

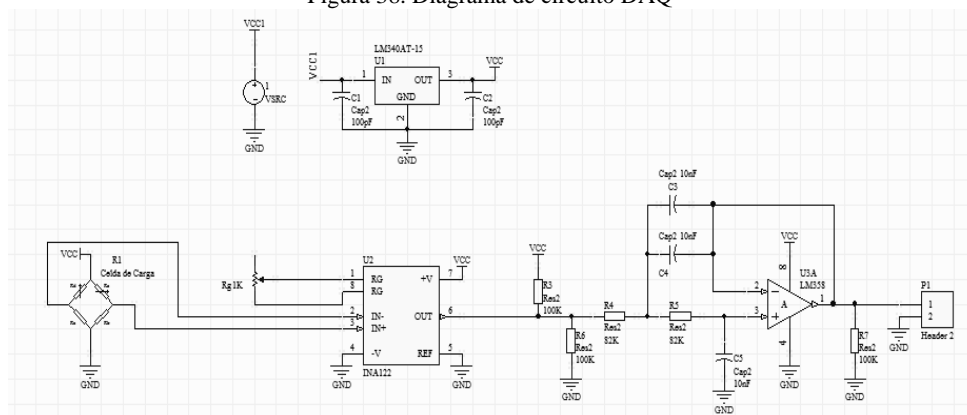


2. Se ensambló el circuito amplificador de voltaje mostrado en la Fig. 33 y se verificó que este estuviera funcionando adecuadamente y amplificara la señal por un factor aproximado a 250. En los cuadros 19 y 20, presentados en el área de resultados se pueden observar los datos obtenidos en la evaluación de su funcionamiento.

3. Se construyó el filtro pasa bajas y se verificó que este eliminará el ruido contenido en su señal de entrada. Su resultado se muestra en los cuadros 21 y 22.

4. Se conectaron todos los circuitos para obtener la señal de la celda de carga amplificada, normalizada y filtrada. El diagrama final se muestra en la Figura 38.

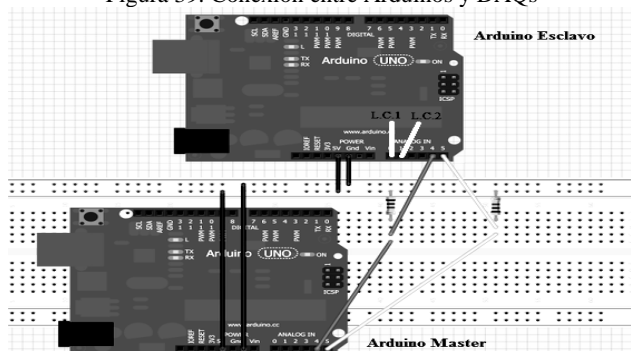
Figura 38. Diagrama de circuito DAQ



El pin1 del Header2 será la salida del circuito, la cual se conectará a la plataforma Arduino. Cada celda de carga debe poseer su circuito de adquisición de datos. Para su conexión se debe interconectar las tierras del Arduino UNO con el circuito del DAQ para evitar el ruido en el sistema; esto se realizará por medio del pin2 del Header2.

5. Se escribió el código para el Arduino UNO que realizará la conversión de la señal analógica a digital, asignará al circuito como esclavo y enviará los datos por medio del protocolo I2C. La dirección para el esclavo es la número 2 y la fuerza de arrastre como la sustentación serán enviadas en un byte cada una. La conexión entre el Arduino esclavo con el máster y las salidas de los módulos de adquisición de datos se muestra en la Figura 39.

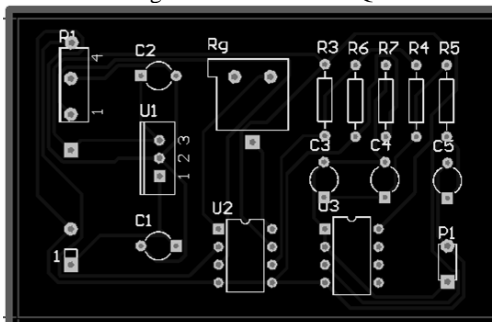
Figura 39. Conexión entre Arduinos y DAQs



Los resultados de la conversión de valores analógicos a para ambos circuitos se muestran en los cuadros 21 y 22.

6. Seguido de comprobar el funcionamiento de ambos sistemas de adquisición de datos, se prosiguió a realizar el diseño de su circuito impreso en el software Altium Designer Release 10. El diseño de la placa se muestra en la Figura 40.

Figura 40. PCB del DAQ



Posterior a realizar el diseño del circuito impreso de la placa, se realizó la manufactura de la misma y se soldaron los componentes en sus posiciones respectivas. El resultado puede observarse en las figuras 45 y 46.

E. PROPUESTA DE SISTEMA DE MEDICIÓN

Anteriormente se mencionó que las balanzas de fuerzas son los instrumentos más utilizados para realizar la medición de fuerzas en varios componentes en el túnel de viento. Es por ello que se decidió crear un diseño específico para realizar dicha medición. La característica más importante del diseño debe ser que tiene que poseer la capacidad de permitir la medición en dos componentes, los cuales son el eje “X” y el eje “Y” donde se presentan las fuerzas de arrastre y sustentación.

Entre los balances de fuerzas que se pueden diseñar tenemos el interno y el externo. El segundo puede colocarse fuera del sistema para reducir la interferencia, pueden diseñarse a un bajo costo y permiten la realización de pruebas en diferentes modelos mientras que los primeros son relativamente costosos y deben ser diseñados para un modelo específico. Debido a estas características se elimina la posibilidad de utilizar un balance de fuerzas interno y pasamos a seleccionar que tipo de balance externo se va a utilizar.

Entre los balances de fuerzas externos tenemos el piramidal y el de medición directa con celdas de carga. El balance piramidal permite medir seis componentes y su estructura cuenta con un diseño complejo y de alto costo, mientras que el balance de medición directa se puede diseñar según los alcances que se deseen.

Debido a que solo se realizarán mediciones en dos componentes no es necesario un diseño muy complejo, solamente se necesita un diseño con un conjunto de pequeños eslabones que puedan descomponer las fuerzas aerodinámicas requeridas.

A consecuencia del bajo costo y la facilidad de diseño del balance de medición de fuerzas directas se decidió la utilización de este tipo de balance. Este instrumento podrá ser utilizado para realizar diferentes pruebas y deberá entregar resultados muy precisos.

F. DISEÑO DE SISTEMA DE BALANCE

El diseño del sistema de balance deberá estar constituido por una serie de eslabones que permitan medir hasta dos componentes, ya que las fuerzas a analizar son únicamente las fuerzas de arrastre y de sustentación. Para realizar la medición de la primera fuerza se debe de medir la fuerza sobre el eje X, mientras que para la segunda se debe de obtener la fuerza aplicada sobre el eje Y.

Los requerimientos básicos de un balance aerodinámico son la alta sensibilidad, repetibilidad, linealidad y bajo peso. Sin embargo, no solamente se buscará cumplir con estos requerimientos sino que también se buscará reducir la fricción en el mecanismo por medio de bujes de cobre en el área que presenta movimiento en el sistema de balance.

Con el fin de reducir el peso del sistema, este será creado con aluminio. Para la linealidad y repetibilidad, se realizará un conjunto de elementos integrados de manera sólida, para que no exista desplazamiento entre los componentes, excepto aquellos causados por la deformación entre el modelo y el sistema de balance.

Otros factores que tienen alta relevancia en el sistema son la linealidad y la repetibilidad, esto se garantizará por medio de una conexión co-lineal entre la instrumentación que realizará la medida y el eje donde se descompone la fuerza.

Una de las características que se debe tomar en cuenta es la rigidez entre los componentes que realizan la medición en cierta componente y alta rigidez en las componentes que no se deseen medir. La baja rigidez garantizará la obtención de la mayor parte de la fuerza.

El sistema de balance estará conformado por los siguientes componentes:

1. Mecanismo de cambio de ángulo
2. Sistema mecánico de descomposición de los diferentes componentes de fuerzas.
3. Soporte para modelo
4. Contra peso para calibración.

Con base en los requerimientos anteriores, se realizó el diseño del sistema mecánico para la descomposición de las fuerzas y la colocación del contrapeso. El soporte para el modelo y el mecanismo de cambio de ángulo de ataque es explicado en el documento *Motricidad de la Base Para el Modelo de Experimentación e Instrumentación Electrónica para Medición de Presión del Túnel de Viento Modelo 303A* de la Universidad del Valle de Guatemala. Los planos de los elementos que integran el mecanismo se encuentran adjuntos en el área de anexos.

G.FUNCIONAMIENTO DE SISTEMA DE BALANCE DE FUERZAS

Para demostrar si el sistema de balance de fuerzas directas funcionaba adecuadamente y obtener las causas de sus posibles errores se decidió realizar una prueba para determinar si existían variaciones en la toma de datos y cuál era su causa. La prueba consistió en dos diferentes pasos. En el primer paso fue obtener los valores de ambos sensores con el motor del túnel de viento apagado. En el segundo paso se prosiguió a extraer las piezas del sistema de balance de fuerzas que se encuentran dentro de la sección de pruebas del túnel de viento, buscando que el

flujo generado no tuviera impacto en el sistema de medición. Seguido de ellos se encendió el túnel de viento y se obtuvo los datos medidos por los ambos sensores.

La idea de esta prueba es comparar los valores del sistema de medición cuando el túnel de viento se encontraba encendido pero sin ningún elemento del sistema de balance de fuerzas dentro de la sección de pruebas con los valores que presenta el sistema de medición cuando el túnel se encuentra apagado. Si los resultados de ambas pruebas permanecen iguales se atribuirá que la causa de la variación es el comportamiento del flujo, sin embargo, si los resultados varían se atribuirá que la causa de la variación en la toma de datos es la vibración o algún factor externo.

H. CALIBRACIÓN

La calibración se realizará por medio de dos fases independientes. La Primera consistirá en la calibración del circuito de adquisición de datos y la segunda será la calibración del balance de fuerzas.

1. Calibración de circuito de adquisición de Datos.

- a. Verificar que los componentes de los dos circuitos se encuentre en el rango de valores calculados en el diseño del sistema.
- b. Compruebe que la amplificación de la señal sea aproximadamente de 250.
- c. Verifique el correcto funcionamiento de ambos filtros pasa bajas.
- d. Obtenga los valores de salida de los circuitos para diferentes de cargas conocidas.
- e. Determinar la curva de ambos circuitos.
- f. Despejar las ecuaciones para dejar el valor de la carga respecto al valor de las señales de salida del circuito.
- g. Ingresar las ecuaciones respectivas al código del Arduino que determinará el valor de las fuerzas.

2. Calibración del sistema de balance de fuerzas.

- a. Verificar que el sistema se encuentre lo más centrado posible en la sección de pruebas.
- b. Comprobar la linealidad de la conexión de los eslabones que descomponen las fuerzas con las celdas de carga.
- c. Situar la conexión entre las celdas de carga y los eslabones de descomposición de fuerza de manera que estos sean capaces de reaccionar a la mínima fuerza.
- d. Situar el contra-peso hasta la esquina libre para crear ciertas fuerzas en las celdas de carga cuando el túnel de viento se encuentre apagado.
- e. Obtener la diferencia entre las fuerzas obtenidas cuando el sistema se encuentra apagado y las fuerzas obtenidas cuando el sistema se encuentra funcionando con determinados parámetros. Esta resta representará el valor final de las fuerza de arrastre y de sustentación.

VI. RESULTADOS

A. CIRCUITO DE ADQUISICIÓN DE DATOS

Los resultados de las diferentes etapas realizadas para la conexión del sistema de adquisición de datos son presentados a continuación. Los cuadros serán presentados según el orden en cómo se fue realizando la conexión.

Los cuadros 17 y 18 muestran a comprobación del funcionamiento de ambas celdas de carga. El voltaje teórico se obtiene por medio de la información de la celda de carga ya que esta teóricamente debe proporcionar 2mV/libras, mientras que V_s se obtuvo por medio de la medición de voltaje en la salida de la celda de carga por medio de un multímetro.

Cuadro 17. Datos de celda de carga 522295

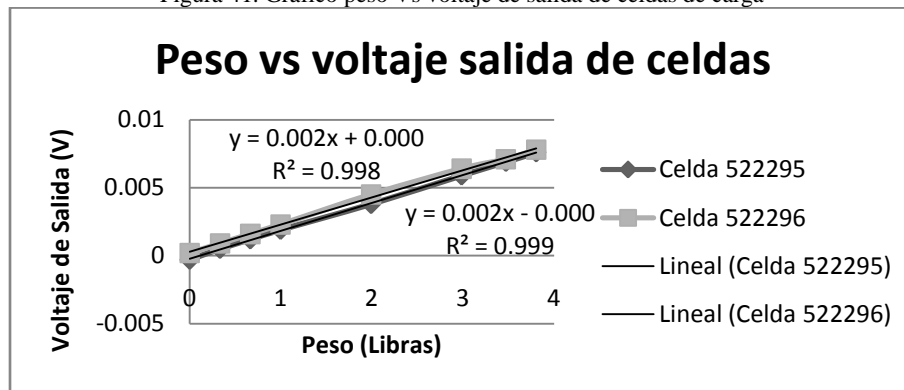
Peso (libras)	$V_{teórico}$ (V)	V_s (V)	% Error (%)
0	0	-0.0003	-
0.33268	0.00066536	0.0005	24.85271131
0.66518	0.00133036	0.0012	9.798851439
0.99768	0.00199536	0.0019	4.779087483
1.99148	0.00398296	0.0038	4.593568602
2.98528	0.00597056	0.0059	1.181798692
3.47208	0.00694416	0.0069	0.635930048
3.80458	0.00760916	0.0076	0.120381225

Cuadro 18. Datos de celda de carga 522296

Peso (libras)	$V_{teórico}$ (V)	V_s (V)	% Error (%)
0	0	0.0002	-
0.33268	0.00066536	0.0009	35.2651196
0.66518	0.00133036	0.0016	20.2681981
0.99768	0.00199536	0.0023	15.2674204
1.99148	0.00398296	0.0045	12.9813003
2.98528	0.00597056	0.0064	7.19262515
3.47208	0.00694416	0.0071	2.24418792
3.80458	0.00760916	0.0078	2.5080298

Para evaluar el comportamiento de las dos celdas de cargas se graficaron sus valores de salida respecto el valor de fuerza de entrada, estos se presentan en la Figura 41.

Figura 41. Gráfico peso Vs voltaje de salida de celdas de carga



A continuación en los cuadros 19 y 20, se presentan los resultados de los circuitos amplificadores conectados a las diferentes celdas de carga. El voltaje teórico presentado en los cuadros 19 y 20 indica el nivel de voltaje de salida del amplificador al multiplicar el voltaje de salida de las celdas de carga para cierta carga por una ganancia de 250; el valor V_s presenta los niveles de voltaje obtenidos al realizar la medición de la salida del amplificador por medio de un multímetro.

Cuadro 19. Datos de circuito amplificador de celda de carga 522295

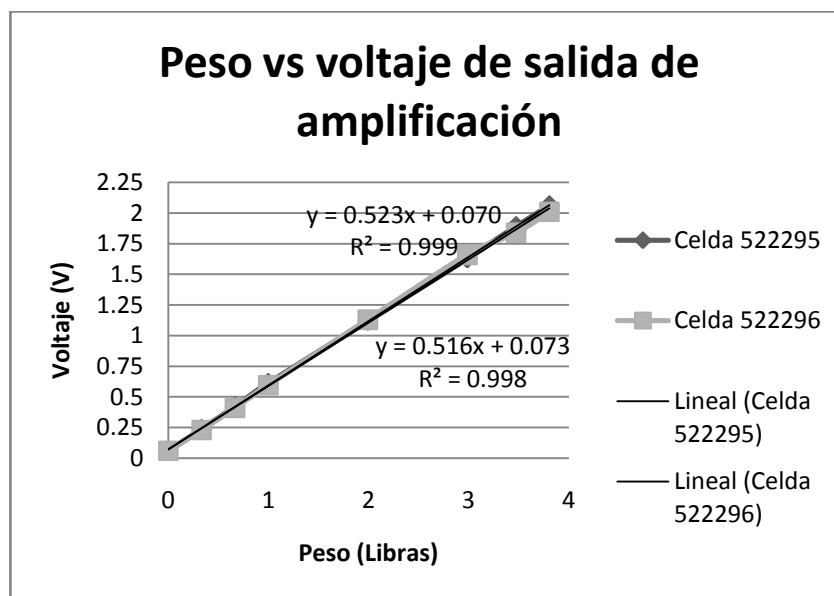
Peso (libras)	$V_{\text{teórico}}$ (V)	V_s (V)	% Error (%)
0	0	0.061	-
0.33268	0.16634	0.237	42.47925935
0.66518	0.33259	0.421	26.58227848
0.99768	0.49884	0.612	22.68462834
1.99148	0.99574	1.12	12.47916123
2.98528	1.49264	1.63	9.202486869
3.47208	1.73604	1.89	8.868459252
3.80458	1.90229	2.06	8.290534041

Cuadro 20. Datos de circuito amplificador de celda de carga 522296

Peso (libras)	$V_{\text{teórico}}$ (V)	V_s (V)	% Error (%)
0	0	0.0626	-
0.33268	0.16634	0.231	38.8721895
0.66518	0.33259	0.412	23.876244
0.99768	0.49884	0.597	19.6776522
1.99148	0.99574	1.13	13.4834395
2.98528	1.49264	1.66	11.2123486
3.47208	1.73604	1.84	5.98834128
3.80458	1.90229	2.01	5.66212302

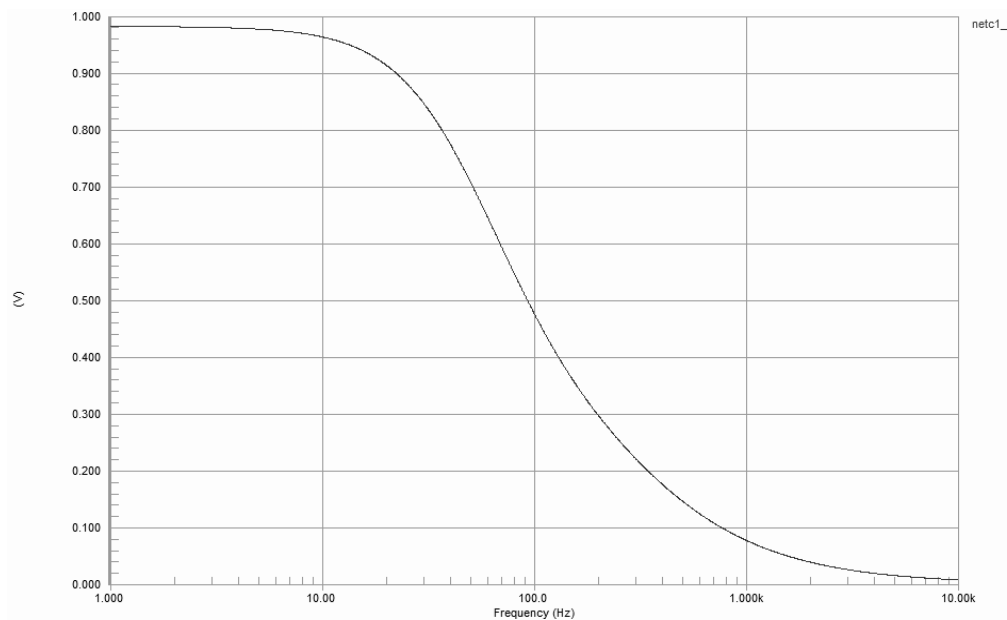
Igualmente que el paso anterior se graficaron sus resultados para comprobar que el circuito continuará reaccionando de manera lineal. Véase la Figura 42.

Figura 42. Gráfico peso vs voltaje de salida de amplificación



Seguido de obtener los resultados de la conexión entre las celdas de carga y sus circuitos amplificadores, se prosiguió a evaluar el funcionamiento del filtro pasa-bajas. Este puede observarse en la Figura 43.

Figura 43. Resultado de filtros pasa-bajas



Al comprobar el funcionamiento de los circuitos se prosiguió a conectarlos con el convertidor de valores analógicos a digitales. Los resultados obtenidos se muestran el cuadro 21 y 22.

Cuadro 21. Datos de ADC de celda de carga 552295

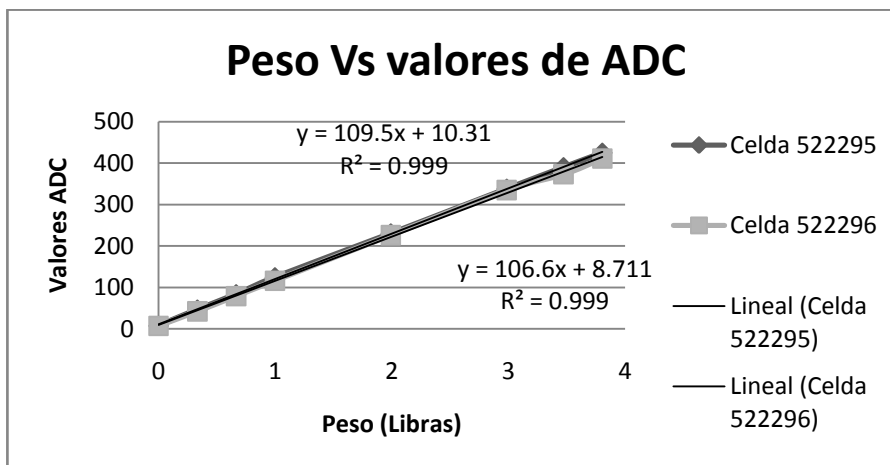
Peso (libras)	Valor Adc Teórico	Valor Adc Experimental	% Error (%)
0	0	7	-
0.33268	37	46	25.578
0.66518	73	83	13.324
0.99768	110	124	12.879
1.99148	219	230	4.890
2.98528	329	338	2.829
3.47208	382	390	2.014
3.80458	419	425	1.453

Cuadro 22. Datos de ADC de celda de carga 522296

Peso (libras)	Valor Adc Teórico	Valor Adc Experimental	% Error (%)
0	0	7	-
0.33268	37	42	14.658
0.66518	73	79	7.863
0.99768	110	116	5.597
1.99148	219	226	3.066
2.98528	329	335	1.916
3.47208	382	373	2.433
3.80458	419	411	1.889

Para obtener finalmente el comportamiento del circuito de adquisición de datos se gráfico el comportamiento de los dos convertidores de valores analógicos a digitales.

Figura 44. Gráfico peso Vs valores de ADC



Al verificar el correcto funcionamiento de todo el circuito se elaboraron sus placas respectivas. Estas pueden observarse en la figura 45y 46.

Figura 45. Primer circuito de adquisición de datos

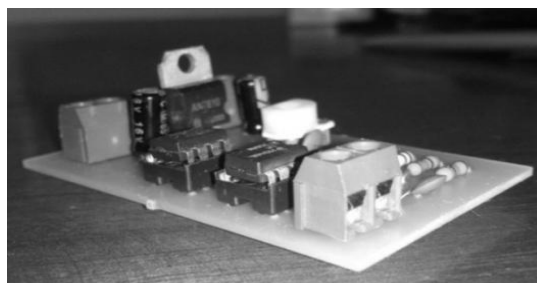
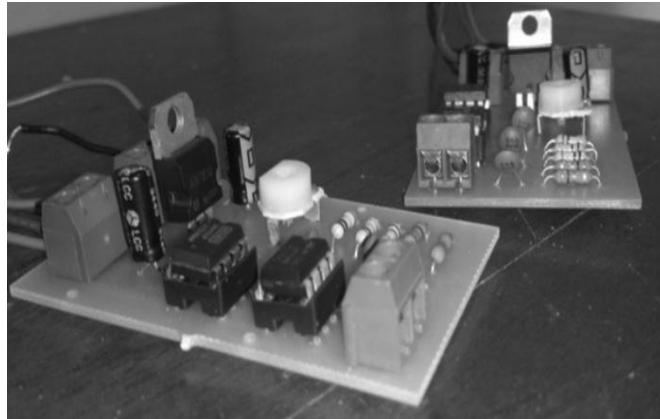


Figura 46. Circuitos de adquisición de datos



B. CALIBRACIÓN DE CIRCUITO DE ADQUISICIÓN DE DATOS

Seguido de realizar todos los pasos de la calibración de los circuitos de adquisición de datos, se obtuvo el comportamiento de los mismos por medio de la obtención de sus respectivas expresiones. Como se explicó en el proceso de calibración se despejó la ecuación característica de cada circuito en las pruebas de peso vs valores de ADC y se obtuvo la fuerza en términos de los valores de salida de los circuitos. Para medir la fuerza de sustentación se utilizará la celda de carga con código 522295 por lo tanto su ecuación es:

$$F_{sustentación} = 0.009132 * Valor_{ADC} - 0.094155 \quad (Ec. 17)$$

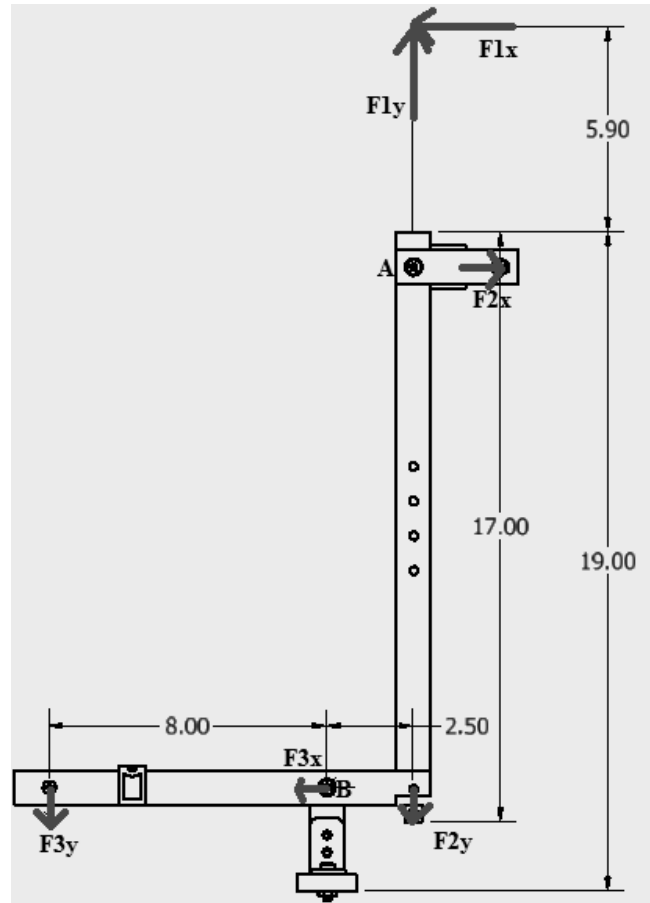
Por lo tanto, la ecuación para la fuerza de arrastre se determinará por medio de la ecuación característica de la celda de carga 522296.

$$F_{arrastre} = \frac{1}{1.347} (0.009381 * Valor_{ADC} - 0.081718) \quad (Ec. 18)$$

C. SISTEMA DE BALANCE

A continuación se presentan los cálculos realizados para garantizar la validez del sistema de balance de fuerzas. El análisis se realizó por medio de sumatorias de fuerzas y sumatorias de momentos.

Figura 47. Diagrama de cuerpo libre de sistema de balance



Como primer paso se analizarán las fuerzas en "X"; la ecuación 19 presenta la sumatoria de fuerzas en "X" y la ecuación 21 la sumatoria de momentos en el punto A.

$$\sum F_x = 0 \quad F_1 - F_2 + F_3 = 0 \quad (\text{Ec. 19}) \quad \sum M_A = 0 \quad L_1 F_1 = L_2 F_3 \quad (\text{Ec. 21})$$

$$F_2 = F_1 + F_3 \quad (\text{Ec. 20})$$

$$F_3 = \frac{L_1 F_1}{L_2} \quad (\text{Ec. 22})$$

Sustituyendo la ecuación 22 en la ecuación 20 se obtuvo la expresión mostrada en la ecuación 23.

$$F_2 = F_1 \left(1 + \frac{L_1}{L_2} \right) \quad (\text{Ec. 23})$$

Al igualar L_1 a 5.9 pulgadas y L_2 a 17 pulgadas se obtiene que la medición de arrastre está definida por la expresión 24.

$$F_2 = F_1 \left(1 + \frac{5.9 \text{ pulgadas}}{17 \text{ pulgadas}} \right) = 1.3470 * F_1 \quad (\text{Ec. 24})$$

Seguido de determinar la expresión para la fuerza de arrastre se prosiguió a definir la fuerza de sustentación. El resultado se muestra a continuación:

$$\sum F_y = 0 \quad F_1 + F_2 - F_3 = 0 \quad (\text{Ec. 25})$$

$$F_3 = F_1 + F_2 \quad (\text{Ec. 26})$$

$$\sum M_B = 0 \quad L_1(F_1 + F_2) = -L_2 F_3 \quad (\text{Ec. 27})$$

$$F_3 = -\frac{L_1}{L_2}(F_1 + F_2) \quad (\text{Ec. 28})$$

Sustituyendo la ecuación 28 en la 26 y despejando se obtiene que la fuerza de sustentación está definida por la ecuación 29.

$$\begin{aligned} -\frac{L_1}{L_2}(F_1 + F_2) &= F_1 + F_2 \\ -L_1(F_1 + F_2) &= L_2(F_1 + F_2) \\ -L_1F_1 - L_2F_1 &= L_2F_2 + L_1F_2 \\ -F_1(L_1 + L_2) &= F_2(L_1 + L_2) \end{aligned}$$

$$F_2 = -F_1 \quad (\text{Ec. 29})$$

El resultado del ensamble del sistema de balance de fuerzas se muestra en las figuras siguientes. La Figura 48 muestra la celda de carga conectada a la barra que transmite la fuerza de sustentación e igualmente se puede observar el elemento que balancea el sistema. Mientras que en la Figura 49 se presenta la celda de carga conectada horizontalmente; esta permite la medición de la fuerza de arrastre.

Figura 48. Medición de fuerza de sustentación y elemento de balance

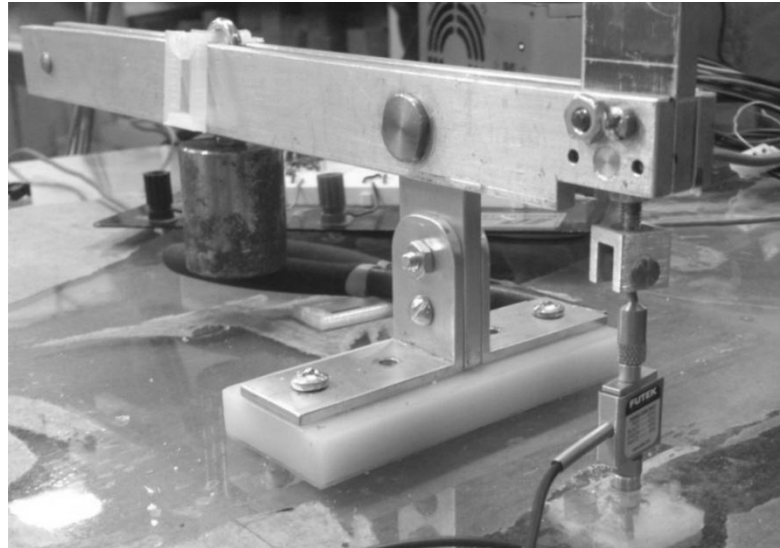
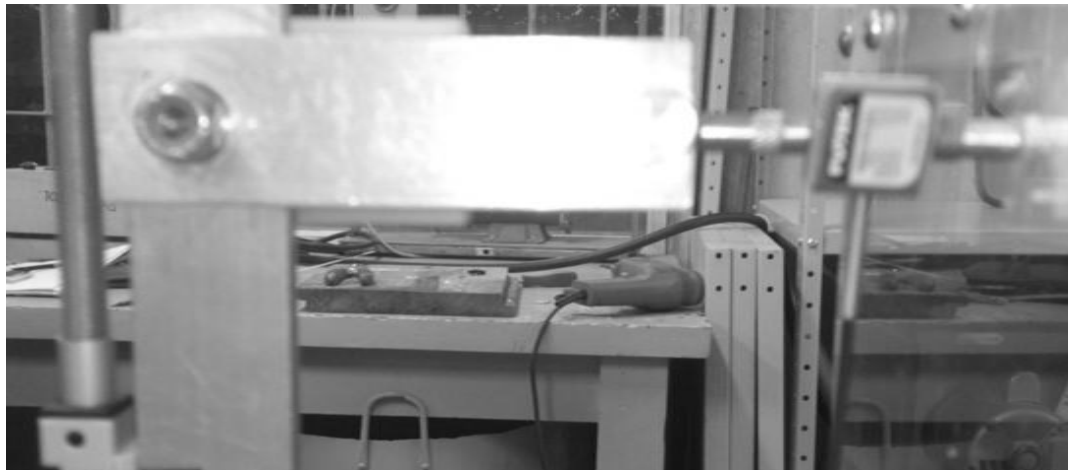


Figura 49. Medición de fuerza de arrastre



El sistema de balance de fuerzas completamente armado se muestra en la Figura 50.

Figura 50. Sistema de balance de fuerzas



D.PRUEBA DE SISTEMA DE TOMA DE DATOS

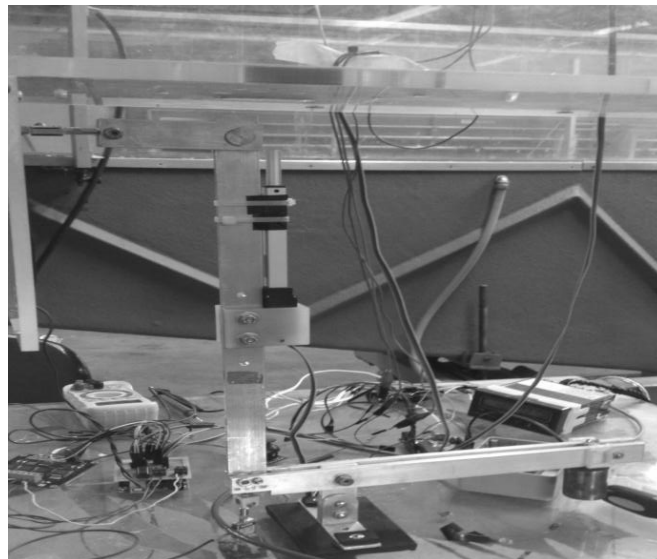
En esta prueba se busco determinar el correcto funcionamiento del sistema de balance de fuerzas y las causas del posible ruido presentada de la toma de datos. El Cuadro 23 muestra los valores de la fuerzas de arrastre y sustentación cuando el sistema se encuentra apagado.

Cuadro 23. Datos de fuerza con túnel de viento apagado

Número de medición	Fuerza de arrastre (Libras)	Fuerza de sustentación (Libras)
1	0.05	0.87
2	0.055	0.88
3	0.05	0.88
4	0.05	0.875
5	0.06	0.88

En la Figura 51 se muestra el sistema de balance de fuerzas sin las piezas dentro de la sección de pruebas, esto para que el flujo no tenga efectos sobre su medición.

Figura 51. Método utilizado para obtener medidas de vibración



Los resultados del comportamiento de los datos obtenidos con el túnel de viento encendido y sin componentes que puedan ser afectados por el flujo producido pueden observarse en las figuras 52 y 53. El número de datos obtenidos en la prueba fue de 328.

Figura 52. Comportamiento de datos en transductor de fuerza de arrastre

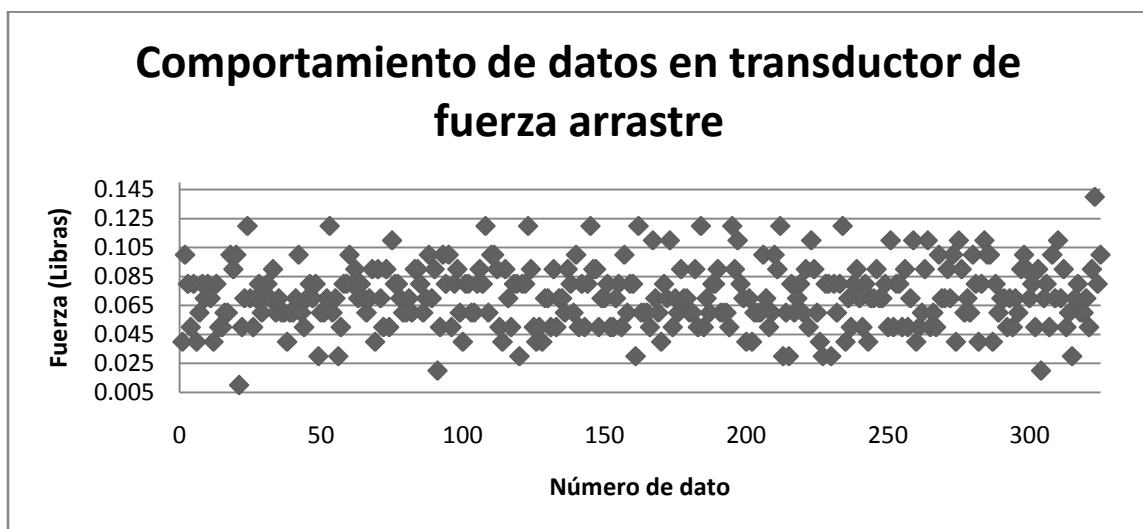
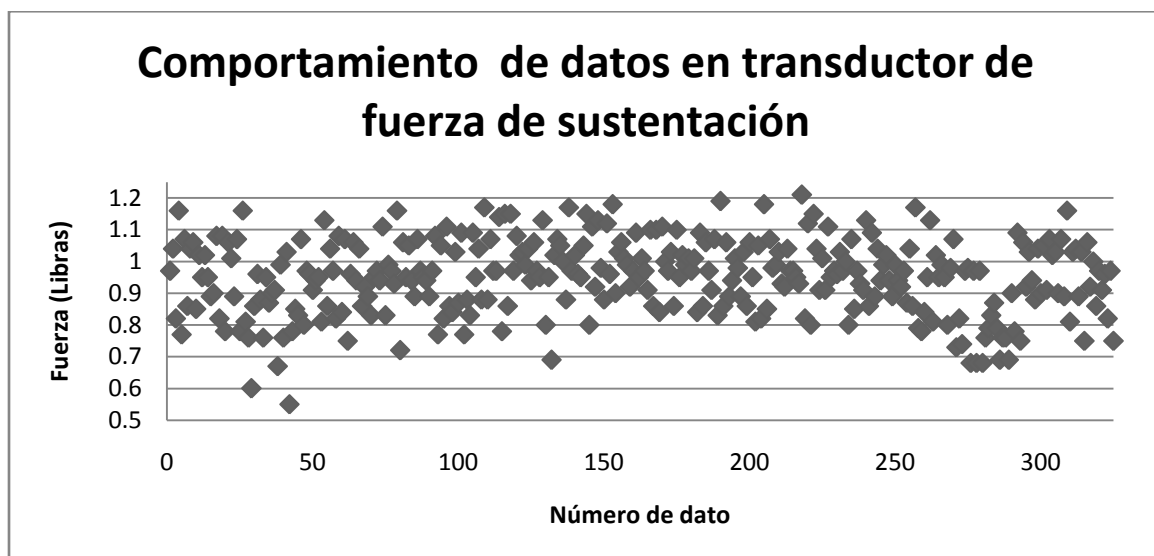


Figura 53. Comportamiento de datos en transductor de fuerza de sustentación



En busca de una solución para corregir las variaciones en las mediciones se realizó un análisis estadístico de los comportamientos. Los resultados del análisis se presentan en los cuadros 24 y 25.

Cuadro 24. Datos estadísticos de transductor de fuerza de sustentación

Parámetro	Valor (Libras)
Media	0.94838415
Error típico	0.00653753
Mediana	0.96
Moda	0.97
Desviación estándar	0.11839967

Cuadro 25. Datos estadísticos de transductor de fuerza de arrastre

Parámetro	Valor (Libras)
Media	0.07131098
Error típico	0.0012127
Mediana	0.07
Moda	0.07
Desviación estándar	0.02196301

Para determinar la naturaleza de las causa en las variación de los datos se obtuvo la distribución de los mismos. La Figura 54 y la Figura 55 muestran la distribución de los datos que afectan la medición en las celdas de carga que miden la fuerza de sustentación y fuerza de arrastre.

Figura 54. Distribución de datos en celda de carga de fuerza de sustentación

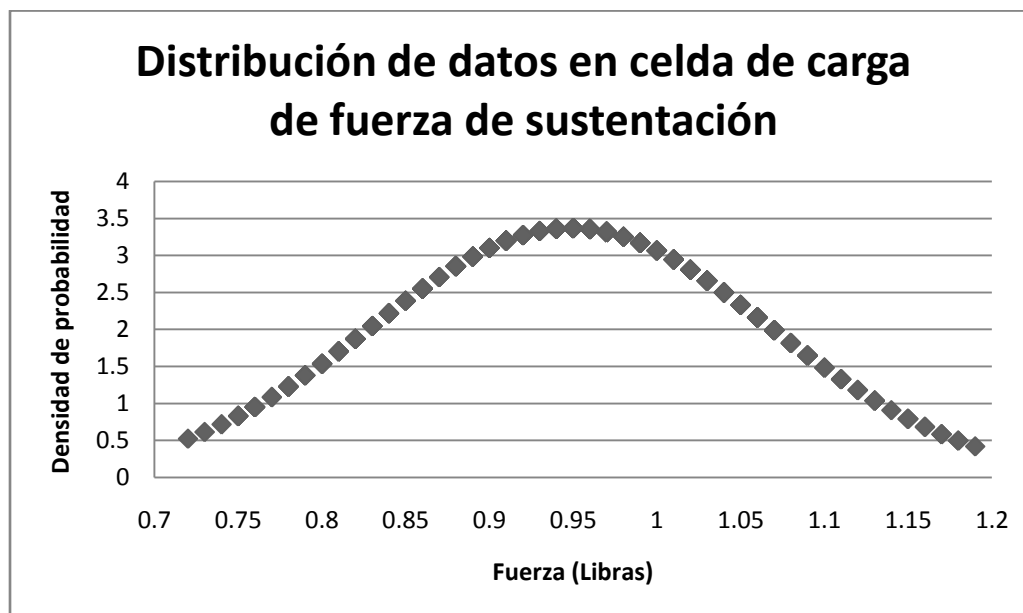
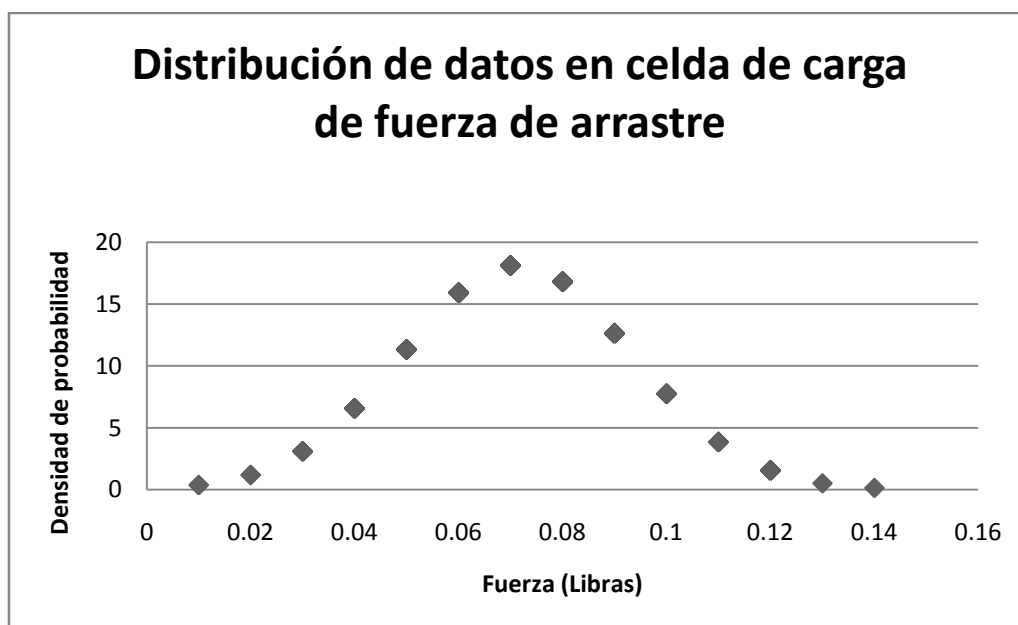


Figura 55. Distribución de datos en celda de carga de fuerza de arrastre



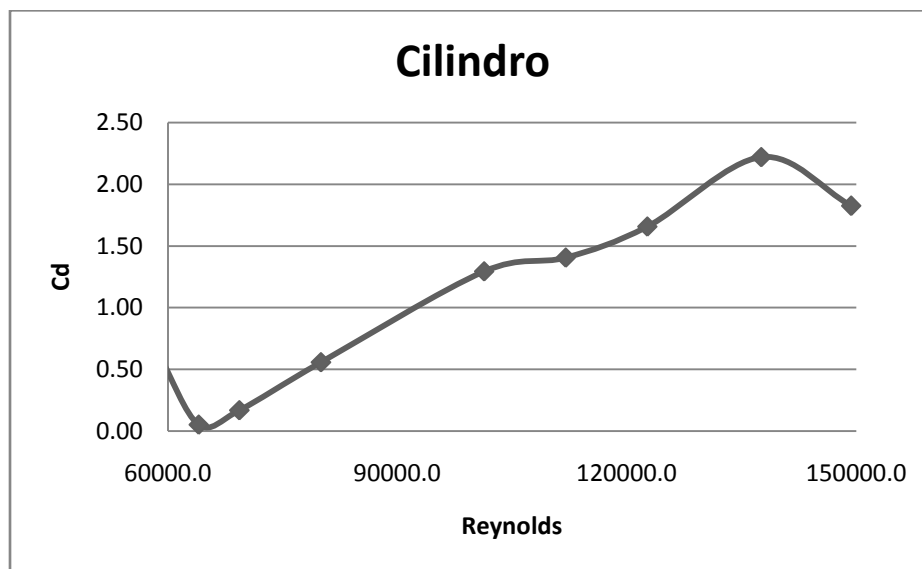
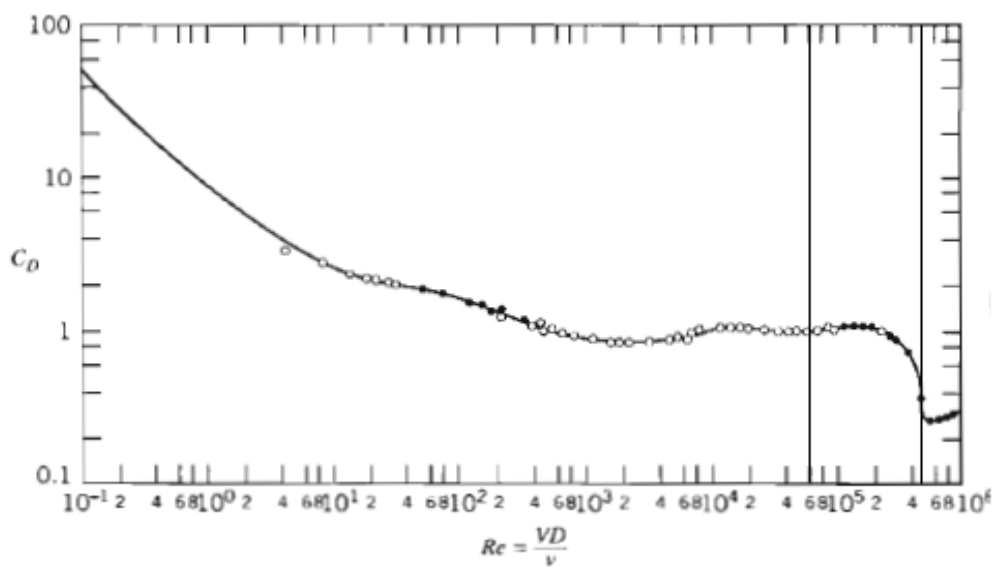
E. PRUEBAS EN MODELOS

Los cuadros 26 y 27 muestran los resultados de la medición de la fuerza de arrastre y el cálculo de su coeficiente respectivo. Las pruebas se realizaron sobre una esfera y un cilindro. En las pruebas se realizó un barrido de la velocidad del flujo de viento para poder comparar los coeficientes de arrastre experimentales con los teóricos. Todos los resultados que no especifican como se obtuvo la medición de los datos, fueron obtenidos por medio de un promedio de una muestra de medidas .

Cuadro 26. Prueba de fuerza de arrastre en cilindro

Arrastre (libras)	μ	D(m)	V (m/s)	Reynolds	$C_{d, \text{fricción}}$	Arrastre (N)	$C_{d, \text{presión}}$	$C_{d, \text{total}}$
0.9	1.50E-05	0.08	28	149333.3	0.16	4.00	1.67	1.82
0.93	1.50E-05	0.08	25.8	137600.0	0.19	4.14	2.03	2.22
0.5518	1.50E-05	0.08	23	122666.7	0.14	2.45	1.51	1.66
0.39	1.50E-05	0.08	21	112000.0	0.12	1.73	1.28	1.41
0.2941	1.50E-05	0.08	19	101333.3	0.11	1.31	1.18	1.29
0.079	1.50E-05	0.08	15	80000.0	0.05	0.35	0.51	0.56
0.018	1.50E-05	0.08	13	69333.3	0.01	0.08	0.15	0.17
0.0048	1.50E-05	0.08	12	64000.0	0.00	0.02	0.05	0.05
0.04846	1.50E-05	0.08	11	58666.7	0.06	0.22	0.58	0.64

Figura 56. Gráfico prueba en cilindro

Figura 57. Gráfico teórico de coeficiente de arrastre en cilindro²¹

Para comprender como se obtuvieron los resultados del coeficiente de arrastre sobre el cilindro véase el ejemplo 2 mostrado en la sección de fuerzas aerodinámicas del marco teórico.

²¹ Figura por Merle Potter y David Wiggert tomada de:
Mecánica de Fluidos

Cuadro 27. Prueba de fuerza de arrastre en esfera

F. Arrastre (libras)	μ	Diámetro (m)	Velocidad (m/s)	Reynolds	F. Arrastre (N)	$C_{d, \text{fricción}}$	$C_{d, \text{presión}}$	$C_{d, \text{total}}$
0.8727	1.50E-05	0.076	28	141866.7	2.99230414	0.34	1.37924607	1.72
0.5632	1.50E-05	0.076	26	131733.3	2.50522624	0.33	1.33922127	1.67
0.5591	1.50E-05	0.076	24	121600.0	2.48698862	0.39	1.56028308	1.95
0.54	1.50E-05	0.076	22	111466.7	2.402028	0.45	1.79343148	2.24
0.5471	1.50E-05	0.076	21	106400.0	2.43361022	0.50	1.99418073	2.49
0.5134	1.50E-05	0.076	20	101333.3	2.28370588	0.52	2.06315693	2.58
0.3774	1.50E-05	0.076	18	91200.0	1.67875068	0.47	1.8723769	2.34
0.2831	1.50E-05	0.076	17	86133.3	1.25928542	0.39	1.57462962	1.97
0.2926	1.50E-05	0.076	16	81066.7	1.30154332	0.46	1.83726053	2.30
0.2045	1.50E-05	0.076	14	70933.3	0.9096569	0.42	1.67715666	2.10
0.1126	1.50E-05	0.076	13	65866.7	0.50086732	0.27	1.07099656	1.34
0.0915	1.50E-05	0.076	12	60800.0	0.4070103	0.26	1.02139797	1.28
0.07391	1.50E-05	0.076	11	55733.3	0.32876646	0.25	0.98187052	1.23
0.0633	1.50E-05	0.076	10	50666.7	0.28157106	0.25	1.01751331	1.27
0.0547	1.50E-05	0.076	9	45600.0	0.24331654	0.27	1.08552217	1.36
0.005925	1.50E-05	0.076	7	35466.7	0.02635559	0.05	0.19436974	0.24

Figura 58. Gráfico prueba en esfera

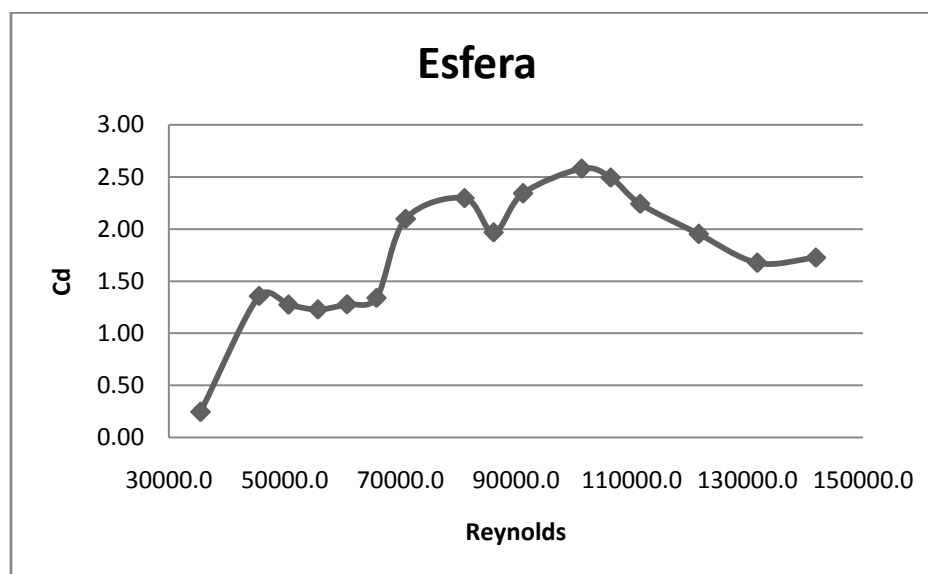
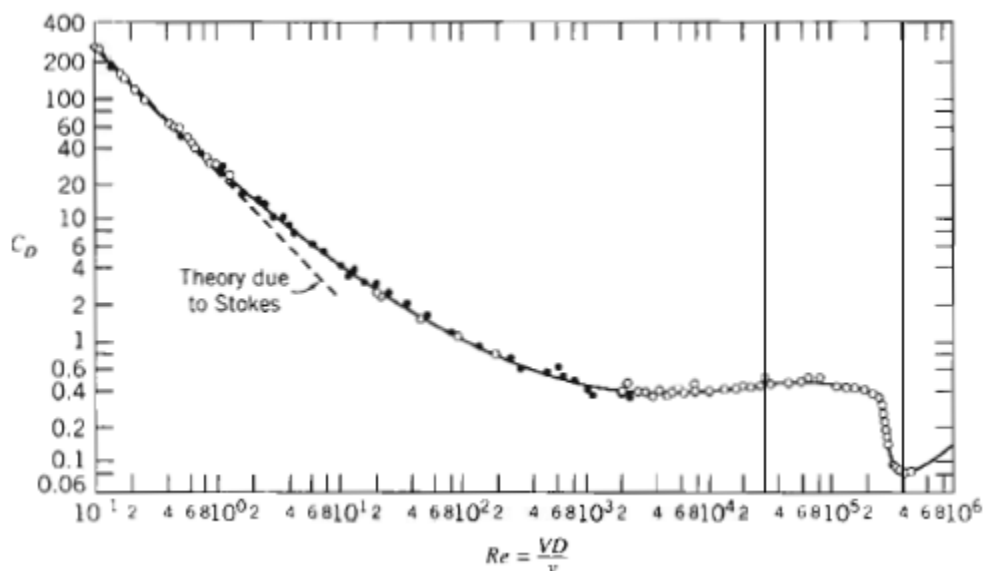


Figura 59. Gráfico teórico de coeficiente de arrastre en esfera²²

Para comprender como se obtuvieron los resultados del coeficiente de arrastre sobre la esfera véase el ejemplo 1 mostrado en la sección de fuerzas aerodinámicas del marco teórico.

Los cuadros 28 y 29 muestran los resultados de la medición de fuerza de sustentación en un perfil alar con diferentes ángulos de ataque. Las pruebas se realizaron con el flujo velocidad constante. Para el cálculo del coeficiente de sustentación se utilizó el área vista en planta con un valor de 0.012903 m^2 y una velocidad de 23 m/s . El alerón utilizado en la prueba se muestra en la Figura 58 y su coeficiente de sustentación respecto a su ángulo de ataque se muestra en la Figura 57.

Cuadro 28. Primera prueba en alerón

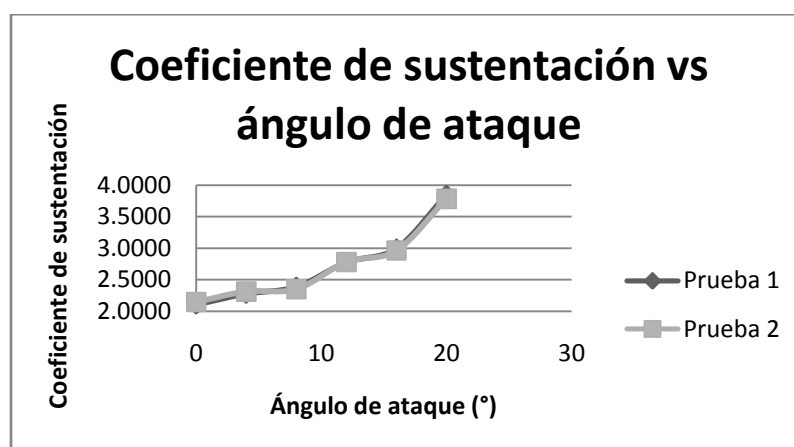
Grados	Fuerza sustentación (Libras)	Fuerza sustentación (Newtons)	Coefficiente de sustentación
0	1.97000	8.7630	2.1046
4	2.13000	9.4747	2.2755
8	2.23000	9.9195	2.3824
12	2.59790	11.5560	2.7754
16	2.80300	12.4683	2.9945
20	3.60000	16.0135	3.8460

²² Figura por Merle Potter y David Wiggert tomada de: *Mecánica de Fluidos*

Cuadro 29. Segunda prueba en alerón

Grados	Fuerza sustentación (Libras)	Fuerza sustentación (Newtons)	Coficiente de sustentación
0.000	2.010	8.941	2.147
4.000	2.164	9.626	2.312
8.000	2.198	9.777	2.348
12.000	2.603	11.579	2.781
16.000	2.773	12.337	2.963
20.000	3.542	15.757	3.784

Figura 60. Coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque



Para comprender como se obtuvieron los resultados del coeficiente de sustentación sobre el alerón NACA 7525 véase el ejemplo 3 mostrado en la sección de fuerzas aerodinámicas del marco teórico.

Las pruebas de sustentación se realizaron dos veces, como se muestra en los cuadros 28 y 29, esto fue para comprobar la repetibilidad de la prueba. Sin embargo, para determinar la repetibilidad del sistema también se hicieron cinco pruebas sometida cada una de ellas a las mismas condiciones; entre las condiciones tenemos un ángulo de ataque de cero grados y una velocidad de flujo constante. De las pruebas se obtuvo 350 datos para fuerza de arrastre y fuerza de sustentación. Para poder garantizar la repetibilidad se realizó un análisis estadístico de ambos datos véase los resultados en los cuadros 30 y 31.

Cuadro 30. Pruebas de repetibilidad de fuerza de arrastre en esfera

Parámetros	Valor (Libras)
Media	0.87964
Desviación estándar	0.011167497
Rango	0.0295
Mínimo	0.8655
Máximo	0.895

Cuadro 31. Pruebas de repetibilidad de fuerza de sustentación en esfera

Parámetros	Valor (Libras)
Media	0.442
Desviación estándar	0.023374666
Rango	0.0555
Mínimo	0.42
Máximo	0.4755

Para verificar si la repetibilidad del sistema variaba al cambiar el ángulo de ataque de cualquier modelo, se realizaron diferentes pruebas en el cilindro posicionado con un ángulo de ataque de 16 grados y un flujo de viento a 23 m/s. Estas pruebas proporcionaron 200 datos de fuerza de arrastre y sustentación, los cuales fueron analizados estadísticamente. Véase los resultados en los cuadros 32 y 33.

Cuadro 32. Pruebas de repetibilidad de fuerza de arrastre en cilindro

Parámetros	Valor(Libras)
Media	0.67423581
Desviación estándar	0.0066857
Rango	0.03
Mínimo	0.66
Máximo	0.69

Cuadro 33. Pruebas de repetibilidad en fuerza de sustentación en cilindro

Parámetros	Valor(Libras)
Media	2.28222707
Desviación estándar	0.05895152
Rango	0.16
Mínimo	2.22
Máximo	2.38

Para determinar el umbral del sistema se realizó un barrido de la velocidad del flujo de viento, moviéndose de menor a mayor magnitud, con la intención de detectar cual es el valor mínimo de velocidad de entrada que produce un cambio detectado en la salida del sistema. Véase Cuadro 34.

Cuadro 34. Resultados de prueba de umbral

Velocidad (m/s)	Fuerza de arrastre (Libras)	Fuerza de sustentación (Libras)
2	0.1	0.55
3	0.1	0.55
4	0.11	0.545
5	0.09	0.55
6	0.12	0.58

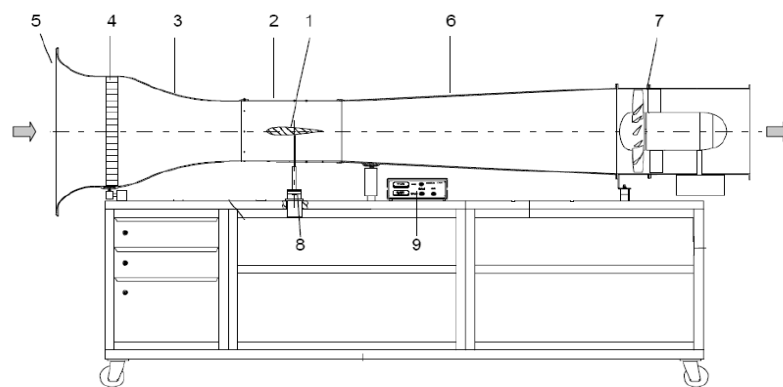
F. PRÁCTICA DE LABORATORIO

Objetivos

- Obtener la fuerza de arrastre y de sustentación para diferentes velocidades de viento.
- Calcular los coeficientes de arrastre y sustentación a cierta velocidad específica.
- Comparar el coeficiente de sustentación contra el ángulo de ataque.

Reconocimiento de equipo

La práctica de laboratorio se realizará por medio del manejo del equipo del túnel aerodinámico subsónico 303A. Ese consistirá en el montaje de dos diferentes perfiles para realizar el cálculo de la fuerza de arrastre y sustentación.



- | | |
|----------------------------------|---------------------------|
| 1. Modelo | 6. Difusor |
| 2. Sección de pruebas | 7. Ventilador |
| 3. Tobera | 8. Transductor de fuerza |
| 4. Malla correctora de corriente | 9. Fuente de alimentación |
| 5. Tolva de carga | |

Parte 1.

- Coloque el perfil alar y verifique que el sistema de balance se encuentre centrado y paralelo a las paredes de la sección de pruebas.
- Asegúrese que el contrapeso se encuentre situado en el extremo libre del sistema de balance.

- c. Obtenga el valor de fuerza de las celdas de cargas con el sistema apagado y verifique que este sea guardado por medio de la opción de calibración presentado en el software.
- d. Encienda el túnel de viento y lentamente ajuste la velocidad de flujo deseada.
- e. Complete el Tabla 1.
- f. Discuta los resultados

Tabla No. 1

Ángulo de ataque (°)	Velocidad de flujo (m/s)	Fuerza de sustentación (N)	Coeficiente de sustentación
0			
5			
10			
15			
20			
25			
30			

Parte 2.

- a. Realice el procedimiento desde a. hasta c. de la parte 1, sin embargo, en vez de un perfil alar coloque una esfera como modelo.
- b. Coloque el modelo a un ángulo de ataque de cero.
- c. Encienda el túnel de viento y lentamente ajuste a cierto valor de velocidad.
- d. Obtenga el valor de fuerza de arrastre y fuerza de sustentación para la velocidad esta velocidad específica.
- e. Varíe el valor de la velocidad del flujo y vuelva a medir ambos valores de fuerza.
- f. Realice el procedimiento d. y e. las más veces posibles.
- g. Complete el Tabla 2.
- h. Discuta los resultados.

Tabla No. 2

Velocidad de flujo (m/s)	Fuerza de arrastre (N)	Coeficiente de arrastre	Fuerza de sustentación (N)	Coeficiente de sustentación

VII. DISCUSIÓN

El primer paso de la realización de la investigación fue determinar la instrumentación electrónica más idónea para medir la componente de arrastre y de sustentación de la fuerza aerodinámica ejercida por un flujo sobre un modelo. Para ello se compararon las características de diferentes instrumentos propuestos.

Los resultados del procedimiento de comparación entre los instrumentos electrónicos presentados en el Cuadro 15 muestran que los instrumentos con las mejores características son las celdas de carga SMTM y LSB200. Estas dos presentaban las mismas características en cuanto a linealidad, repetibilidad, factor de sobre carga, tamaño e histéresis. Por lo que el factor determinante para la selección de la instrumentación fue su costo. La celda LSB200 poseía un costo de \$110.00 menor a las SMTM; por lo que finalmente se decidió seleccionar como las celdas de carga LSB200 de la compañía FUTEK. La celda de carga LSB200 proporciona una no linealidad al sistema de $\pm 0.1\%$ de su salida nominal lo que permitirá tener una desviación muy pequeña en la medida respecto a su valor real, logrando así obtener una medida válida.

Para comprobar que la instrumentación era la más adecuada se obtuvo diferentes medidas experimentales de voltaje de salida respecto a ciertas cargas conocidas en las celdas de carga LSB200, seguido de ello se compararon contra el voltaje teórico que estas debían presentar. En el Cuadro 17 se observa que los resultados en la celda de carga con código 552295 presentan un porcentaje de error de hasta 25% y el Cuadro 18 muestra que los valores experimentales de la celda de carga con código 552296 poseen un porcentaje de error de hasta 35%. Dichos resultados se deben a que el porcentaje de error se reduce cuando el nivel de la señal de entrada aumenta en ambas celdas de carga. Por lo que la posible causa del error fue la utilización de un método equivoco en la toma de mediciones, ya que este introducía al sistema una ligera impedancia que afectaba significativamente el valor de la señal de entrada cuando esta era muy pequeña, sin embargo cuando aumentaba el nivel del voltaje de entrada en las celdas de carga la impedancia añadida dejaba de ser significativa para el sistema y el error se reducía.

Para garantizar que la instrumentación elegida era la más idónea se comprobó la linealidad de los resultados experimentales en las celdas de carga. La Figura 41 indica que ambas poseen

una linealidad aproximadamente de 99.9% por lo que la instrumentación brinda una medición directamente proporcional a su valor de entrada y cumplirá con los requerimientos establecidos.

Para poder obtener el valor de la fuerza medida, las señales de salida de los transductores se hicieron pasar por un circuito amplificador y un filtro pasa-bajas; la amplificación se debe a que el voltaje de referencia para realizar la conversión de análogo a digital en la plataforma Arduino es de 5 Volts por lo que las señales de salida de las celdas de carga necesitan ser acondicionadas ya que están entregando un máximo de 20 mili Volts para su carga máxima de 10 libras. El objetivo del filtro pasa-bajas será eliminar el ruido de alta frecuencia que pudiera entrar al circuito.

Seguido de que las celdas de carga pasaran satisfactoriamente sus pruebas estas se conectaron al circuito amplificador. El circuito amplificador se diseñó para multiplicar la señal por un factor de 250 de ganancia y así lograr los 5 Volts a partir de las 20 mili Volts máximo de las celdas de carga. Sin embargo, los resultados del cuadro 19 muestran que para el circuito de la celda de carga con código 522295, el porcentaje de error de la amplificación varió desde 8% hasta 42%. Mientras que los resultados para el circuito de la celda de carga con código 522296 mostrados en el Cuadro 20 presentan variaciones en sus porcentajes de error que van aproximadamente desde 5% hasta el 38%. Los porcentajes de error del circuito amplificador poseen el mismo comportamiento que los porcentajes obtenidos en las pruebas realizadas en los transductores. Esto es debido a que la impedancia agregada en la toma de medición y el ruido de la fuente seguían afectando los valores cuando la señal de entrada era muy pequeña.

Al comparar los porcentajes de error de la etapa de amplificación con los obtenidos anteriormente se observa que este aumentó, por lo que existen otros factores que afectan al circuito, entre los otros factores que influenciaron a que la amplificación no fuera exacta podemos mencionar la tolerancia de los componentes y el offset de voltaje agregado por el amplificador de instrumentación. El primer factor es causado debido que los componentes que integran el circuito poseen una tolerancia de $\pm 5\%$ causando que su valor varíe respecto a los valores de diseño, mientras que el segundo es inherente al uso del INA122 ya que este agrega al circuito un offset de voltaje de ± 250 micro-volts. A pesar de los altos porcentajes de error, al analizar el comportamiento de los circuitos amplificadores mostrados en la Figura 42 se observa que la linealidad del sistema se conserva, por lo que el circuito sigue siendo satisfactorio.

Seguido de determinar el comportamiento de la amplificación se analizó los resultados del filtro pasa-bajas. El funcionamiento de los filtros se comprobó por medio de su diagrama de Bode; este puede observarse en la Figura 43. Luego de la conexión entre todas las etapas se mantuvo una linealidad aproximada de 99.9%. Por lo tanto, los circuitos de adquisición de datos son satisfactorios y pueden ser utilizados para obtener mediciones.

Finalmente se realizó la conversión de análogo a digital para cada celda de carga. La Figura 44 muestra los comportamientos que tendrán las celdas de carga. Los valores de fuerza de arrastre y sustentación se determinarán despejando las ecuaciones del comportamiento de las celdas de carga vs peso y dejando la fuerza como variable dependiente del valor ADC lo cual permitirá corregir los errores presentados en todas las etapas anteriores y obtener el resultado más exacto como se muestra en la sección de calibración. Este procedimiento es válido debido a que el comportamiento de la conversión de análogo a digital se determinó con todos los circuitos conectados, por lo que la medida consideró los errores en las etapas anteriores. Los porcentajes de error de la prueba en la celda de carga, la amplificación y el filtrado son respecto al valor teórico de cada etapa y no respecto al valor de salida del circuito de adquisición de datos.

El método seleccionado para medir las fuerzas generadas en un modelo por el flujo del viento fue el sistema de balance de medición de fuerzas directas ya que era la solución más simple para lograr descomponer la componente de arrastre y sustentación de la fuerza aerodinámica y era el método de menor costo. El sistema de balance de medición de fuerzas directas se muestra en las figuras 48, 49 y 50. Al realizar un análisis matemático del sistema para determinar si este era válido se obtuvo que la medición de fuerza de arrastre multiplica por un factor 1.347 la fuerza de arrastre real; para solucionar este problema la fuerza obtenida por medio del circuito de adquisición de datos será dividida por el factor de 1.347, lo que hará nuestra medición sea correcta y respecto a la fuerza de sustentación se determinó que la fuerza medida por el sistema de balance es igual a la fuerza de sustentación real; por lo tanto, nuestro sistema de medición es válido. Sin embargo, su funcionamiento no es completamente ideal por lo que puede ingresarle a las mediciones errores de linealidad, repetibilidad, sensibilidad y de excentricidad.

El error de sensibilidad puede ser causado por el ajuste entre la conexión de los sensores y los eslabones del balance o el comportamiento del material a las variaciones de temperatura del ambiente. El error de repetibilidad puede ser causado debido al estado de la balanza y a la inercia del sistema; si el balance no presenta una buena lubricación en los ejes que permiten el

movimiento con el paso del tiempo la fuerza de fricción para vencer la inercia del sistema será mayor por lo que el dato medido cambiará. El error de linealidad puede ser causado por factores externos como la vibración del sistema, para eliminar este error se colocó hule de neopreno en la base del sistema y en las bases de la conexión de las celdas de carga con los eslabones. Sin embargo, la vibración no se logró reducir de manera significativa por lo que se convierte un factor que tiene alto impacto en la toma de datos. Otra fuente posible de error en los resultados puede ser la excentricidad entre el sistema y la conexión de las celdas de carga, por lo que se buscó que estas estuvieran colocadas de manera que midieran las fuerzas en el centro del eslabón encargado de descomponer las diferentes componentes de la fuerza aerodinámica.

Para comprobar el funcionamiento del balance de fuerzas se obtuvo los datos con el sistema apagado. El resultado para la fuerza de arrastre fue de 0.055 libras y para la sustentación fue de 0.88 libras. Esto puede observarse en el Cuadro 23. Al encender el túnel de viento sin tener ninguna parte del sistema de balance de fuerzas dentro de la sección de pruebas, la medición de los datos presentó variación por lo que no se iba a tener una medición exacta.

Para analizar una solución se determinó el comportamiento de las variaciones en ambos instrumentos. En base a los comportamientos presentados en la Figura 52 y 53 se pudo observar que las variaciones tenían un movimiento casi uniforme. Debido a la uniformidad se prosiguió a calcular diferentes parámetros estadísticos que pueden observarse en los Cuadros 24 y 25. La media para la variación de datos en la celda de carga que mide la fuerza de sustentación fue de 0.94 libras y la media para la celda de carga que mide la fuerza de arrastre fue de 0.071 libras; por lo que se pudo observar que ambas medias estaban muy cercanas a los valores obtenidos con el sistema apagado que fueron de 0.88 libras en la celda de carga que mide la fuerza sustentación y 0.055 libras en la celda de carga encargada de medir la fuerza de arrastre. Debido a esto, se propuso como solución la obtención del promedio de la variación de los datos obtenidos. Sin embargo, para garantizar que el promedio es una medida válida y justificar la causa de la variación se realizó la distribución de los datos, encontrando que la distribución para ambas variaciones de datos es de tipo normal, dichas campanas pueden observarse en las figuras 54 y 55. Debido a que la mayoría de fenómenos naturales se ajustan a una distribución Gaussiana y conociendo que la variación no es causada por el efecto del flujo de viento sobre el sistema podemos afirmar que las variaciones en la toma de datos son causadas por la vibración.

Corroborando que los datos asociados a las vibraciones se distribuyen de forma normal (Campana de Gauss) se comprueba que las medias de los datos son representativas asociándolas con desviaciones estándares bajas. Las desviaciones de los vibraciones son de 0.11 libras para la celda que mide la fuerza de sustentación y 0.02 libras para la celda de carga que mide la fuerza de arrastre como se indica en los cuadros 24 y 25. Y comparando los valores de la instrumentación con el sistema apagado con la media de los datos de las vibraciones, se observa que estos poseen menos de una desviación estándar de diferencia obteniendo que estas no son significativas, por lo tanto se prueba que el promedio de los datos es representativo.

Las pruebas en los modelos presentan variaciones con los resultados teóricos tanto en los valores de los coeficientes como en el comportamiento de los mismos. Esto se puede observar comparando la Figura 56 con la Figura 57, la Figura 58 con la Figura 59 y la Figura 60 con la 12. La variación en los resultados puede deberse a diferentes causas las cuales se discuten a continuación. La primera causa es el ruido ocasionado en la sección de pruebas ya que en túneles de poco tamaño las condiciones del flujo simuladas no son tan realistas como en túneles de mayor tamaño para un modelo de las mismas dimensiones, puesto que el efecto en las paredes introducen errores en el flujo que no aparecen en la vida real. Es decir que el flujo simulado no es exactamente igual al de la vida real según Isaac Prada. Como segunda causa; Prada, Fox y McDonald presentan los problemas derivados del análisis dimensional, esta técnica estudia las condiciones que se deben de cumplir para que los resultados obtenidos con un prototipo se puedan determinar a partir de los que se obtienen con un modelo a escala del prototipo. Para hacer coincidir los ensayos realizados con el prototipo de tamaño real y el modelo escala se exige que una serie de números adimensionales coincidan en ambas pruebas, el principal problema con estos parámetros adimensionales en los experimentos en el túnel de viento, radica en la dificultad de que el número de Reynolds de la prueba con el modelo a escala coincida con el de la prueba del prototipo.

Con base en la investigación *El Túnel de Viento como Herramienta de Ensayo* de Isaac Prada se presentan que otros factores que afectan los resultados son la instalación del modelo en la sección de pruebas y la influencia del modelo en la sección de pruebas. En cuanto al segundo punto, las paredes deben estar lo más alejado posible del modelo para que el flujo sea más similar al real, puesto que la obstrucción que representa el modelo al paso del flujo de viento, provoca un flujo poco realista el cual introduce errores en las mediciones, ya que la obstrucción provoca mayores velocidades de flujo entre las paredes y el modelo por lo que los coeficientes de arrastre

y sustentación estimados se desvían de los reales. La instalación del modelo en la sección de pruebas introduce errores en las medidas a causa del gran tamaño y la forma que presenta el elemento que fija los diferentes modelos de la sección. Los errores provienen del hecho de que la corriente del flujo no puede apegarse al perfil del modelo debido a que el área del fijador le rompe su continuidad.

Entre otros posibles factores que afectaron los resultados podemos mencionar la mala aproximación de velocidad y el cambio de viscosidad y densidad del flujo dentro del túnel de viento lo cual no se tomó en cuenta al realizar los cálculos debido a que no se contaba con la instrumentación para obtener este tipo de datos. La última causa de error en los resultados es la equivocada comparación de los datos teóricos con los experimentales. Las figuras 57 y 59 presentan el comportamiento para modelos lisos, aunque se desconoce el estándar que define a un modelo como tipo liso por lo que no se garantiza que el modelo sea exactamente igual al prototipo que se utilizó para graficar el comportamiento teórico de estos modelos específicos, por lo que no se cumple la similitud geométrica y física según Fox y McDonald ya que se creó incertidumbre en el tipo de superficie de los modelos utilizados para las pruebas.

Para conocer más acerca del sistema de medición se realizó una prueba de repetibilidad. Los resultados se muestran en los cuadros 30, 31. Se realizó cinco diferentes pruebas en cada modelo para garantizar la repetibilidad del sistema, ya que un alto número de pruebas otorga una medida más significativa. En los resultados observados en el cuadro 30 y 31 se obtuvo una media de fuerza de 0.8796 libras y 0.442 libras en su respectivo orden. Los datos de fuerza de arrastre mostrados en el Cuadro 30 presentan una desviación estándar de 0.011 libras, mientras que los datos de fuerza de sustentación mostrados en el Cuadro 31 presentan una desviación estándar de 0.02333 libras. Debido a que las desviaciones estándares en ambas mediciones son bajas y no son significativas respecto a las medias se comprueba que el sistema garantiza proximidad de concordancia entre los resultados de mediciones sucesivas del mismo dato y bajo las mismas condiciones de medición.

En el Cuadro 34, se presentan los resultados de la prueba de umbral. En estos se observó que el sistema empieza a percibir fuerzas cuando el ventilador del túnel de viento

genera un flujo mínimo de 6 m/s, esto pudo ser ocasionado debido a que la fuerza aerodinámica capaz de vencer la fricción estática en el sistema de medición se obtiene hasta que se produce un flujo de 6 m/s dentro del túnel de viento.

VIII. CONCLUSIONES

- La instrumentación electrónica más idónea para la medición de fuerzas aerodinámicas en el túnel de viento de la Universidad del Valle de Guatemala es la celda de carga LSB200 de la compañía Futek debido a su bajo costo y características de repetibilidad y linealidad.
- Se diseñó un sistema de balance de fuerzas directo con celda de carga para la recolección de datos de fuerzas debido a su reducido costo de manufactura, la sencillez que presenta para obtener los componentes de fuerza de arrastre y fuerza de sustentación, tanto como por las características de repetibilidad y sensibilidad que entrega este tipo de sistemas.
- Se documentó un proceso de calibración del sistema electrónico y del sistema de medición debido a la necesidad de obtener los resultados más exactos y eliminar las posibles causas de error.
- Se realizó un acondicionamiento de las señales de los transductores de fuerza para poder obtener un nivel adecuado de señal que permita que esta sea leída correctamente. Para ello se amplificó la señal por un factor de 250 lo cual permitió que esta fuera comparada con los 5 V de señal de referencia del Arduino que realizará la lectura.
- Se documentó una práctica que contiene dos experimentos básicos los cuales usan el sistema de medición de fuerzas directas con las celdas de carga para obtener datos experimentales los cuales proporcionarían un mayor entendimiento del efecto de las fuerzas aerodinámicas sobre diferentes perfiles.
- Los resultados experimentales obtenidos de coeficientes de arrastre y sustentación varían respecto a los resultados teóricos por factores como el ruido en el sistema, variación en los parámetros de similitud, al flujo poco realista dentro del túnel de viento y a la geometría que presenta el elemento que fija los modelos dentro de la sección de pruebas.

IX. RECOMENDACIONES

1. Situar el sistema de balance de fuerza de manera que este no se vea afectado por factores externos como la vibración o al contacto.
2. Crear un sistema de medición de temperatura y humedad del viento para determinar la densidad del mismo y de esta forma mejorar los resultados del cálculo del coeficiente de arrastre y del coeficiente de sustentación.
3. Realizar un modelo matemático para determinar los valores de velocidades sobre el modelo de manera más eficiente.
4. Modificar la fijación de los modelos dentro de la sección de prueba de manera que esta introduzca el menor ruido posible.

X. BIBLIOGRAFÍA

Aero Lab. *Force balance*. <http://www.aerolab.com/index.html>. [Fecha de Consulta: 25/07/2013]

Bensom, Tom. *Internal Force Balance*. National Aeronautics and Space Administration.
<http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/tunbalint.html>.
[Fecha de Consulta: 29/07/2013]

Chicas, Francisco. 2012. *Diseño y construcción de un túnel de viento*. Trabajo de Graduación Universidad Centroamericana José Simeón Cañas. 170 págs.

González, Miguel, et al. 2011. *Components of a wind tunnel balance: design and calibration*. Investigación Universidad Politécnica de Madrid. España. 134 págs.

Hansen, Arthur. 1982. *Mecánica de fluidos*. “Regímenes basados en el número de Mach”. México. Editorial Limusa. 575 págs.

Instrumentación. *Ensayos de Túnel Aerodinámico*.
<http://bibing.us.es/proyectos/abreproy/3718/fichero/Parte+I%252FCapitulo+5.pdf>
[Fecha de consulta: 28/07/2013]

McDonald, Alan y Fox Robert. 1995. *Introducción a la mecánica de fluidos*. 4ª ed. México.: McGraw-Hill. 916 págs.

Marín, Victor. 2007. *Túnel de Viento*.
<http://fluidos.eia.edu.co/hidraulica/articulos/es/flujodegases/tuneldeviento/tuneldeviento.html>. [Fecha de Consulta: 05/08/2013]

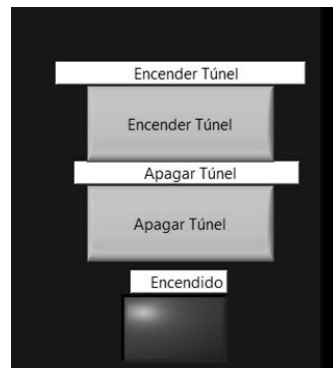
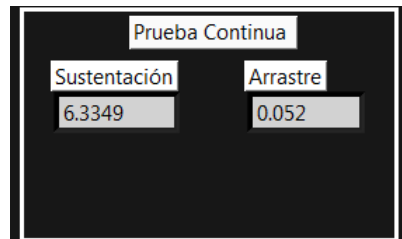
Martínez, David y Baraza, Carlos. *Protocolo I2C/TWI*. <http://www.quadruino.com/guia-2/sensores/protocolo-i2c-twi>. [Fecha de consulta: 11/08/2013].

Martínez, Julián. 2007. *Mecánica de Fluidos y Flujo Externo*. Escuela Politécnica Superior de Ingeniería de Gijón. 19 págs.

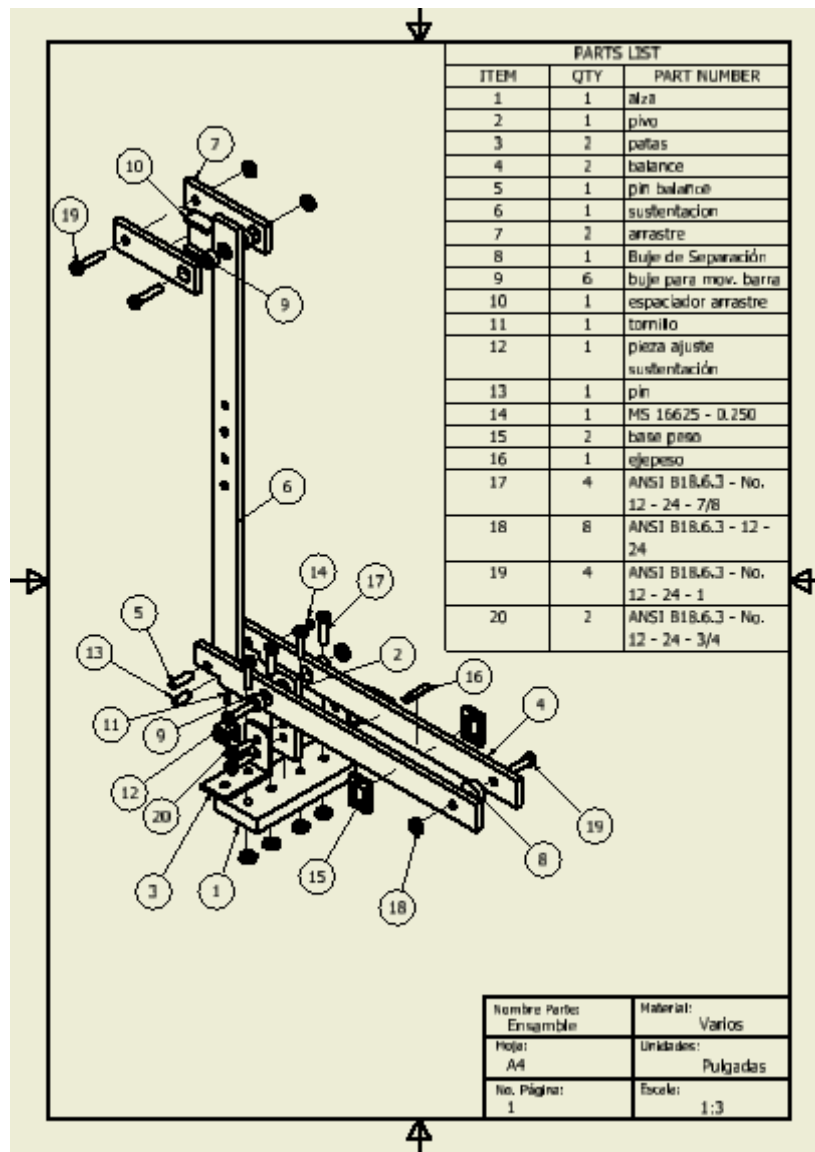
- Morris, Martin y Post, Scott. 2003. *Force balance design for educational wind tunnels*. Bradley University. 10 págs.
- Mott, Robert L. 2006. *Mecánica de fluidos*. 6ª ed. México, D.F.: Pearson Educación. 644 págs.
- Muñoz, Miguel. *Principios básicos de aerodinámica*.
<http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV12.html>. [Fecha de consulta: 20/07/2013].
- Pallás, Areny. 2005. *Sensores y acondicionadores de señal*. 4ª ed. Editorial Marcombo. 494 págs.
- Planas,Jaime. *Introducción a la instrumentación*.
<http://informatica.uv.es/iiguia/INS/material/inst01.pdf>.
[Fecha de consulta: 05/08/2013]
- Potter,Merle y Wiggert, David. 1998. *Mecánica de fluidos*. 3ª ed. México, D.F.: Prentice Hall. 776 págs.
- Prada, Isaac. 2006. *El túnel de viento como herramienta de ensayo*. Investigación Escuela Técnica superior de Ingeniería. España. 14 págs.
- Programación de Microcontroladores. *Protocolo del bus I2C*.
<http://www.cursomicros.com/avr/bus-i2c/protocolo-bus-i2c.html>.
[Fecha de consulta: 10/08/2013]
- Roncero, Sergio. 2011. *Aerodinámica*. Departamento de Ingeniería Aeroespacial. Reporte Universidad de Sevilla. España.95 págs.

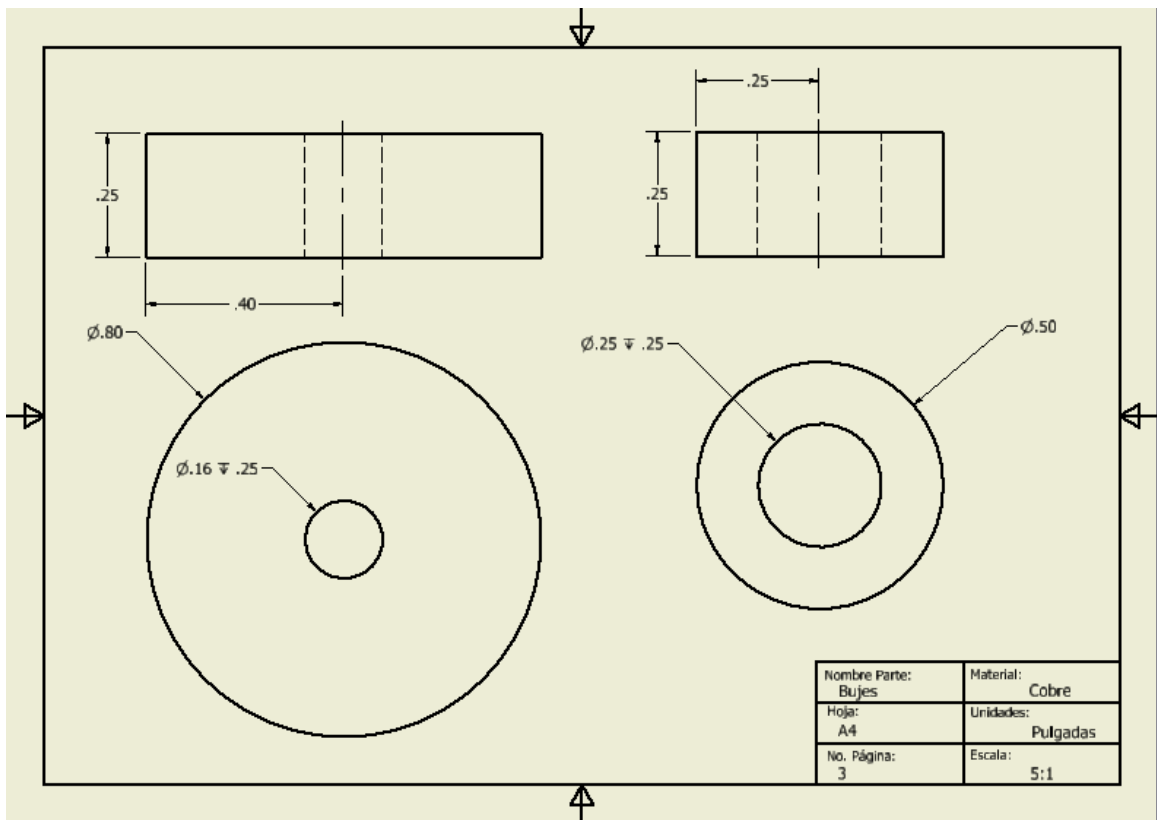
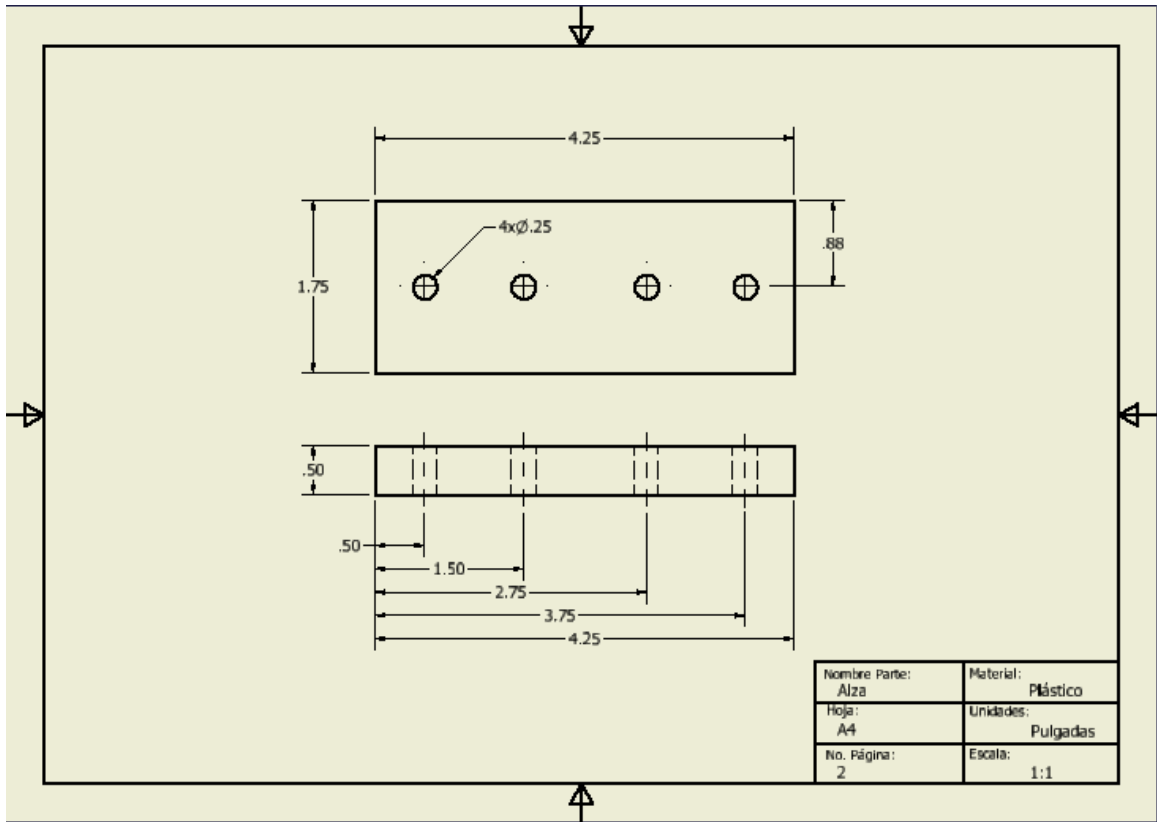
XI. ANEXOS

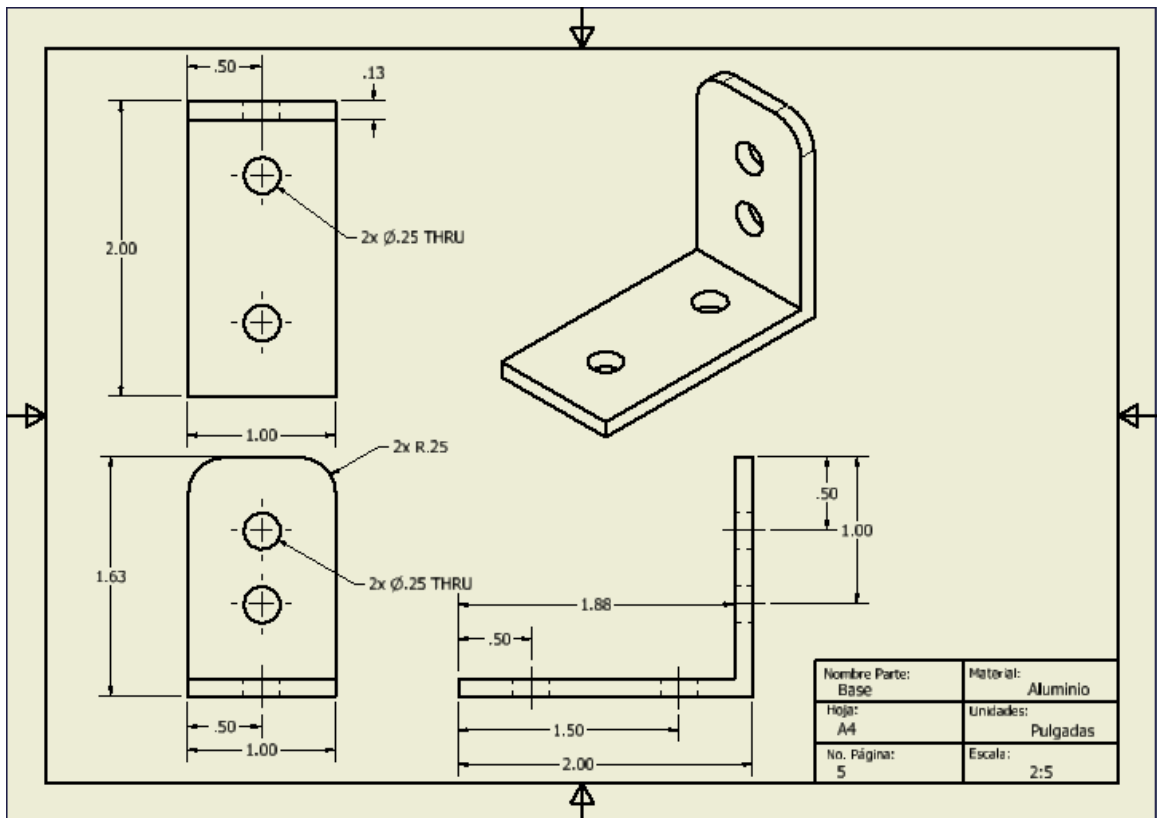
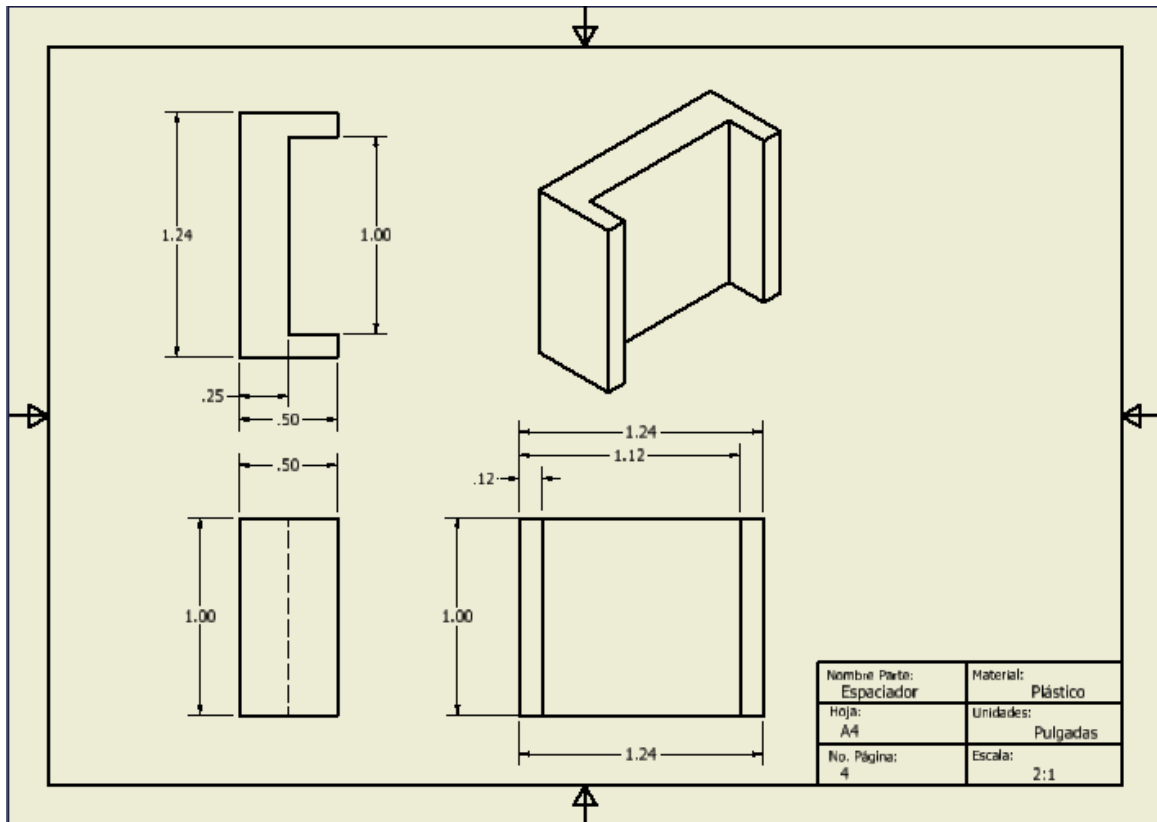
A. RESULTADOS EN INTERFAZ

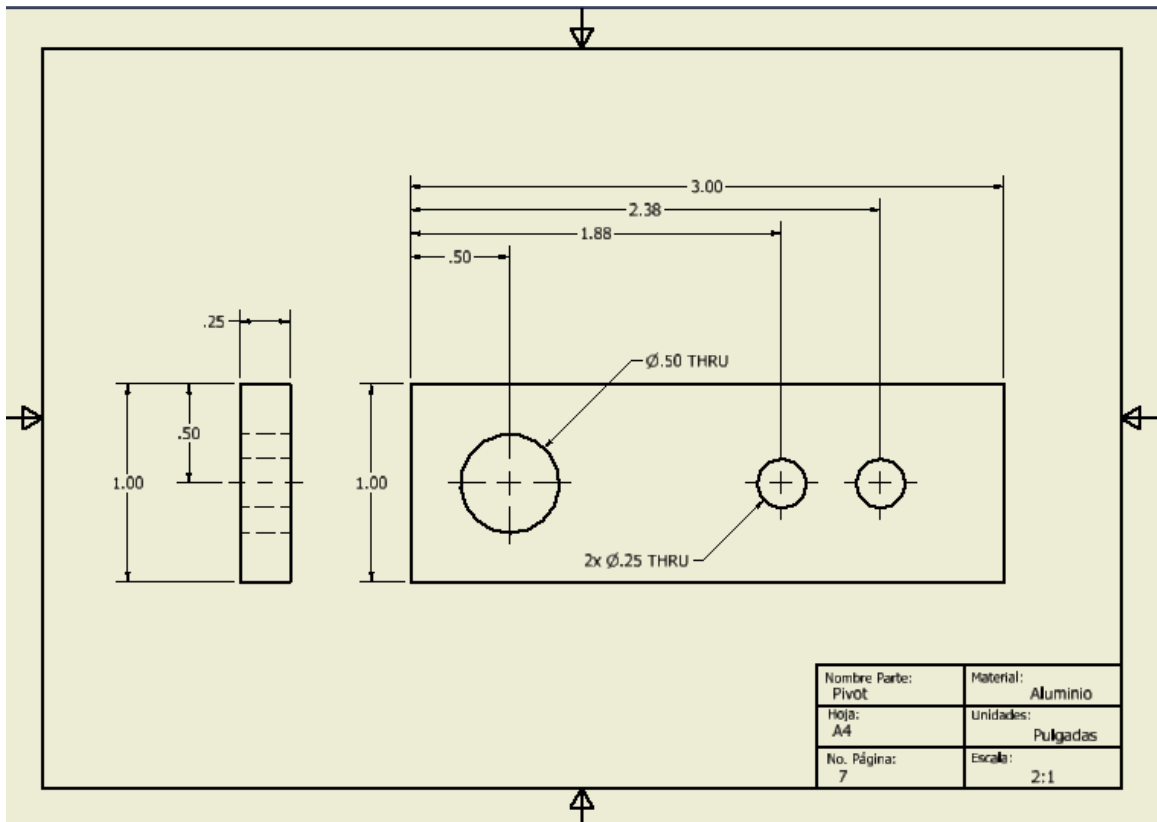
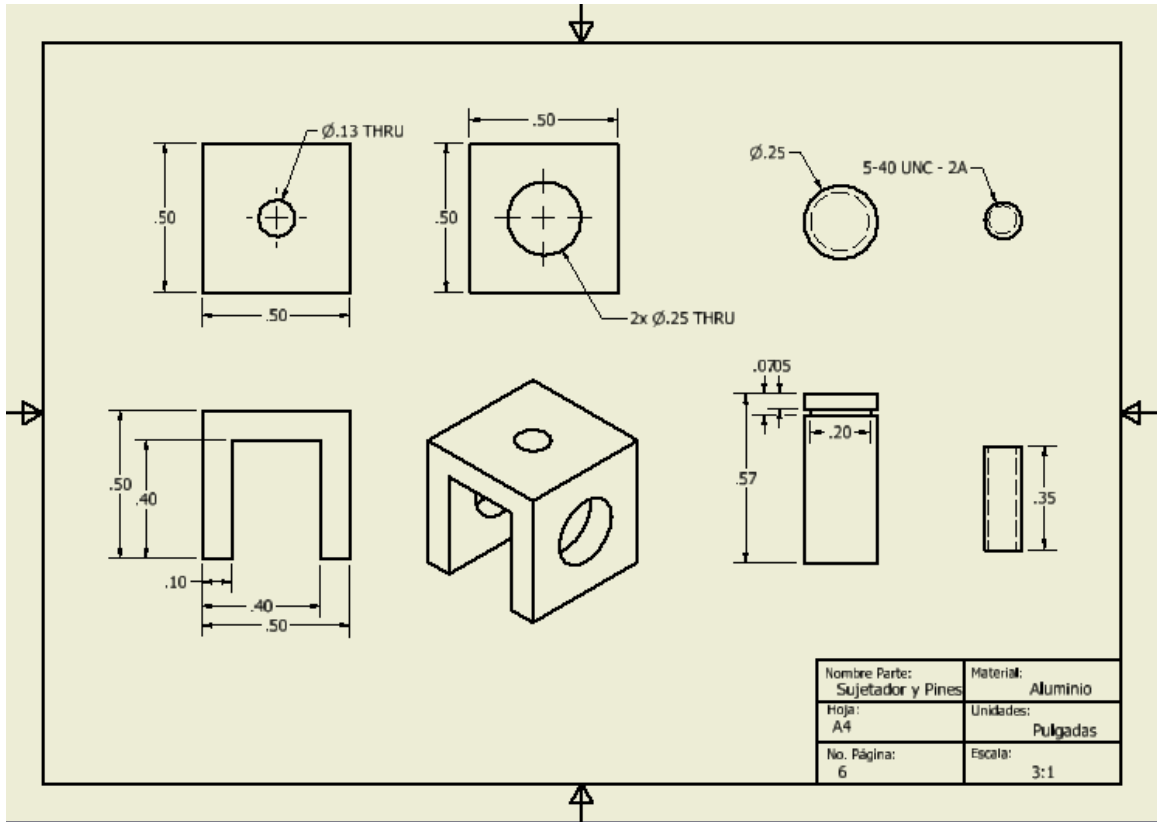


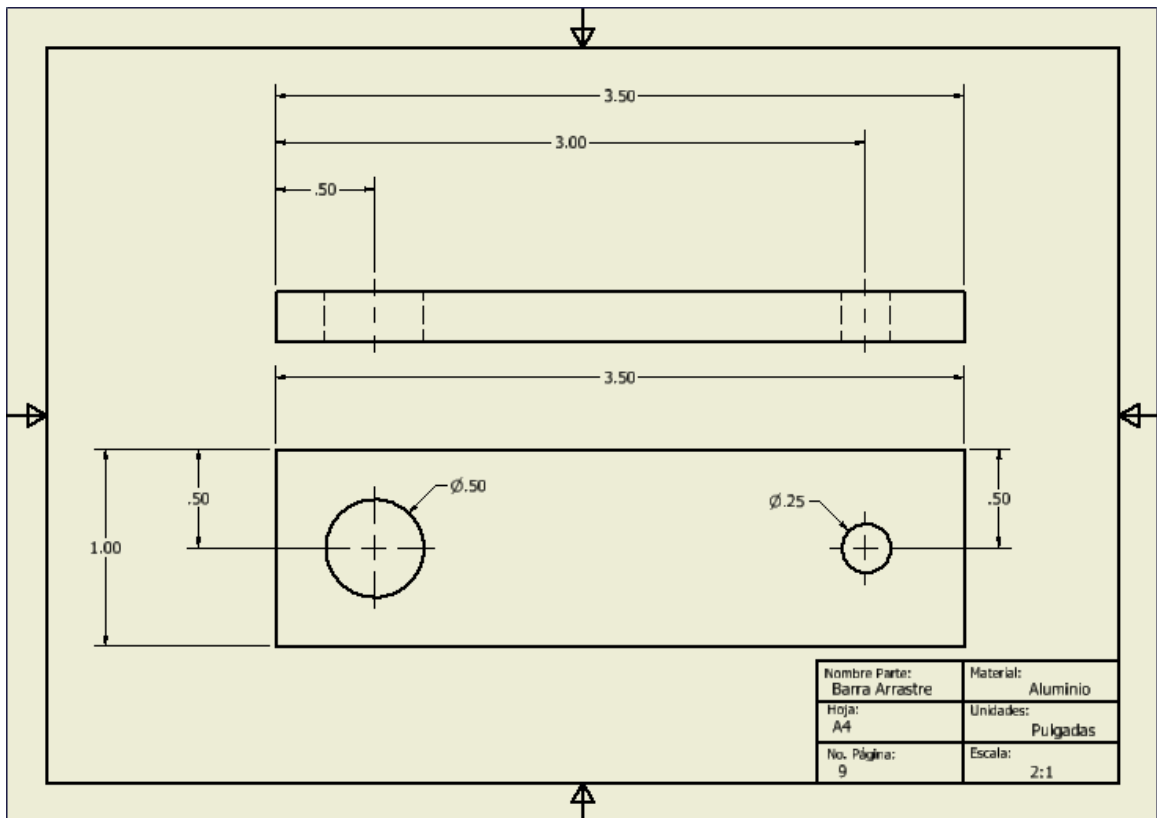
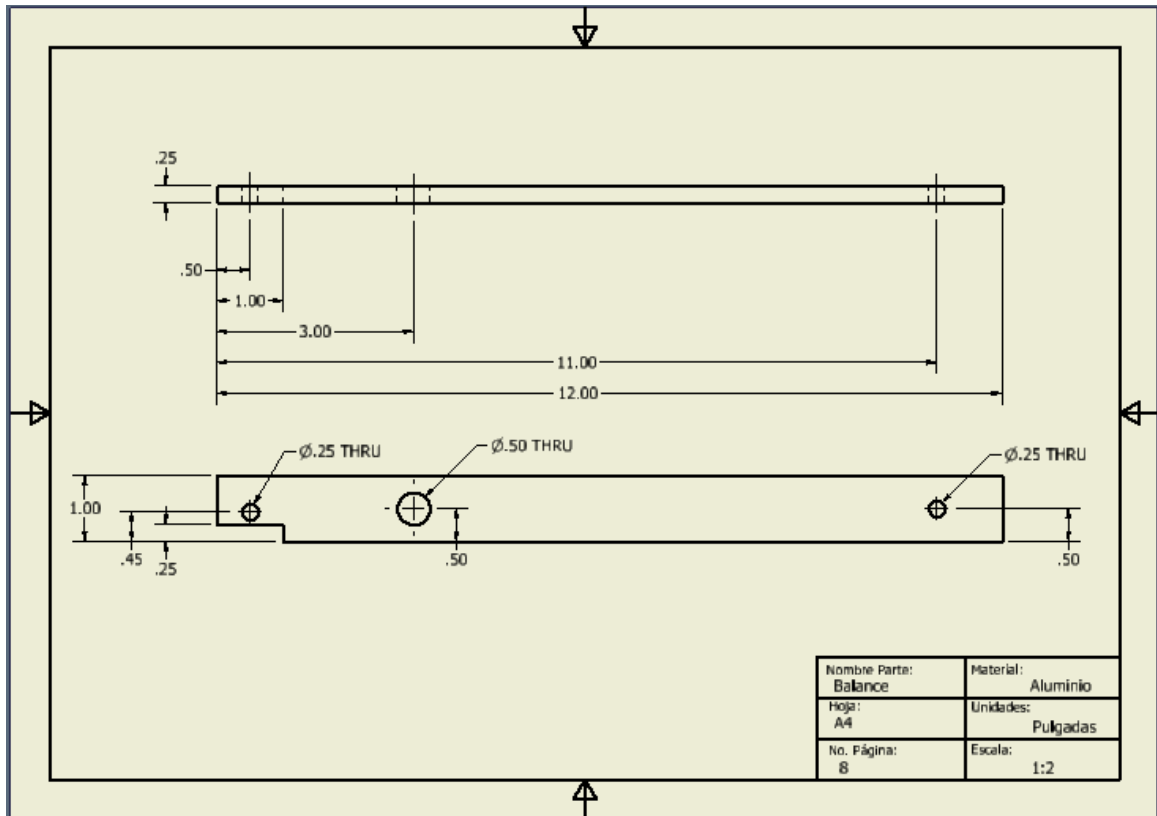
B. PLANOS DE SISTEMA DE BALANCE DE FUERZAS

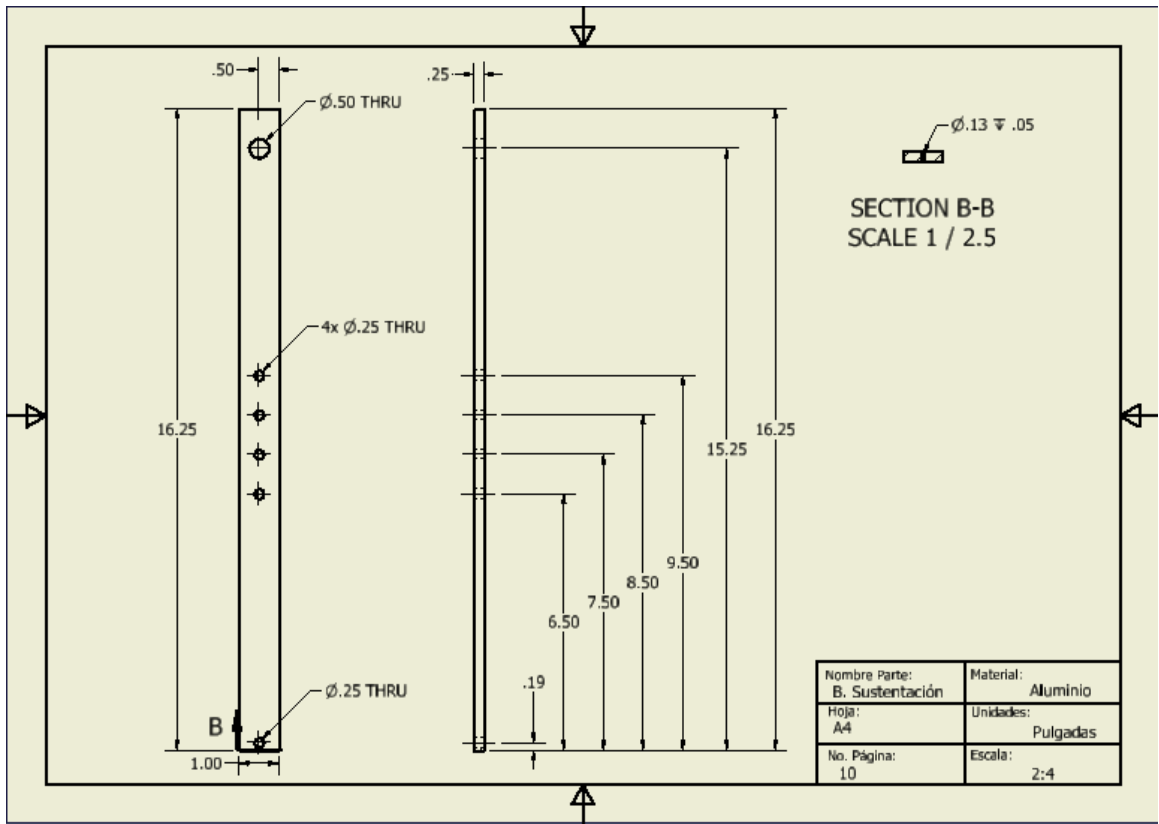












C. HOJA DE DATOS DE CELDAS DE CARGA LSB200

FUTEK MODEL LSB200 (L2357)

Drawing Number: F11041-D

INCH [mm] R.O.= Rated Output

WIRING CODE (NC1)			
+Excitation	-Excitation	+Signal	-Signal
RED	BLACK	GREEN	WHITE
SHIELD			
FLOATING			

S-BEAM JUNIOR LOAD CELL

DESIGNED FOR INLINE LOADING IN TENSION & COMPRESSION
AVAILABLE IN #4-40 AND M3x0.5 METRIC THREADS

+OUTPUT (TENSION) ↑
-OUTPUT (COMPRESSION) ↓

FUTEK LABEL

S/N, #
CAPACITY

SPECIFICATIONS:

RATED OUTPUT	SEE CHART
SAFE OVERLOAD	1000% of R.O.
ZERO BALANCE**	200% of R.O. Tension Only (50-100 lb)*
EXCITATION (VDC OR VAC)	±3% of R.O., ±5% of R.O. (10-20g)
BRIDGE RESISTANCE	SEE CHART
NONLINEARITY	±0.1% of R.O.
HYSTERESIS	±0.1% of R.O.
NONREPEATABILITY	±0.05% of R.O.
TEMP. SHIFT ZERO	±0.01% of R.O./°F (0.018% of R.O./°C)
TEMP. SHIFT SPAN	±0.02% of LOAD/°F (0.036% of LOAD/°C)
COMPENSATED TEMP.	60 to 180°F (15 to 72°C)
OPERATING TEMP.	-60 to 200°F (-60 to 93°C)
MATERIAL	ALUMINUM (10g-10lb), STAINLESS STEEL (25-100lb)
WEIGHT	0.3 or 0.9 g
DEFLECTION	0.003-0.005 (0.07-0.13)
IP RATING	IP40

CABLE: #25 AWG, 4 Conductor, Spiral Shielded Silicone Cable, 5 ft (1.5 m) Long

ACCESSORIES AND RELATED INSTRUMENTS AVAILABLE

CALIBRATION (STD) 5 µl TENSION; SEE CHART FOR SHUNT CAL VALUE.

CALIBRATION (AVAILABLE) COMPRESSION

CALIBRATION TEST EXCITATION 5 VDC

*SENSOR STRUCTURE CAN HANDLE HIGH OVERLOADS BUT #4-40 and M3x0.5 THREADS MAY LIMIT OVERLOAD AT HIGHER CAPACITY

** ZERO BALANCE IS BASED ON LAYING SENSOR ON ITS SIDE (THREADS HORIZONTAL)

Stock #	Capacity (lb)	Thread Size	R.O. (nom.)	BRIDGE RESISTANCE	SHUNT CAL. VALUE
FSH02534	10g	#4-40	0.5 mV/V	1000 Ω nom.	301K Ω
FSH02319	(0.1)	M3x0.5			
FSH02988	20g	#4-40	1 mV/V	1000 Ω nom.	150K Ω
FSH02967	(0.2)	M3x0.5			
FSH02535	50g	#4-40	2 mV/V	350 Ω nom.	60.4K Ω
FSH02963	(0.5)	M3x0.5			
FSH02538	100g	#4-40	2 mV/V	350 Ω nom.	60.4K Ω
FSH02964	(1.0)	M3x0.5			
FSH02902	250g	#4-40	2 mV/V	350 Ω nom.	60.4K Ω
FSH02965	(2.5)	M3x0.5			
FSH00091	1	#4-40	2 mV/V	350 Ω nom.	60.4K Ω
FSH00101	(4.5)	M3x0.5			
FSH00092	2	#4-40	2 mV/V	350 Ω nom.	60.4K Ω
FSH00102	(8.9)	M3x0.5			
FSH00093	5	#4-40	2 mV/V	350 Ω nom.	60.4K Ω
FSH00103	(22.2)	M3x0.5			
FSH00095	10	#4-40	2 mV/V	350 Ω nom.	60.4K Ω
FSH00104	(44.5)	M3x0.5			
FSH00096	25	#4-40	2 mV/V	350 Ω nom.	60.4K Ω
FSH00105	(111)	M3x0.5			
FSH00097	50	#4-40	2 mV/V	350 Ω nom.	60.4K Ω
FSH00106	(222)	M3x0.5			
FSH00098	100	#4-40	2 mV/V	350 Ω nom.	60.4K Ω
FSH00107	(445)	M3x0.5			

ADVANCED SENSOR TECHNOLOGY, INC.

This device is warranted only for the intended and exclusive use of the original customer. It is not to be distributed, reworked or used by any third party without the prior written permission of FUTEK.

10 THOMAS
IRVINE, CA 92618 USA
1-800-23-FUTEK (38835)

INTERNET:
<http://www.futek.com>

D. CERTIFICADO DE CALIBRACIÓN DE CELDAS DE CARGA LSB200

FUTEK <small>ADVANCED SENSOR TECHNOLOGY, INC.</small>	<small>10 Thomas, Irvine, CA 92618 USA Tel: (949) 445-0900 Fax: (949) 445-0905 Toll Free: 1-800-23-FUTEK</small>
---	---

Certificate of Calibration

Certificate Number: 1305240015

Sensor Info:	
SIN: 522295	Model: LSB200
Item #: FSH01888	Capacity: 10 lb
Description: LSB200, 10 lb, JR S-Beam Load Cell, Standard, Material - 2024-T4, #4-40-Thread, Overload Protection, 28 Awg 4 Conductor Spiral Shielded Silicone Cable, 10 ft Long, "No Risk Life Time Warranty"	

Calibration Procedure OP1000

CALIBRATION EQUIPMENT USED

Digital Multimeter:
 HP Model: Agilent 34401A, SIN: US36133125



Dead Weights:
 1-10 lb, Traceability No: 3177.01

This certifies that the following sensor has been calibrated using equipment traceable to NIST. Supporting documentation relative to traceability is on file and is available for examination upon request. This certificate shall not be reproduced except in full, without the written approval of FUTEK.

Calibration Technician: Eric Tapia
Issue Date: 5/24/2013
Re-Calibration Date: One Year After Issue Date

Page 1 of 3

Sensor Solution Source
 Load - Torque - Pressure - Multi Axis - Calibration - Instruments - Software
 www.futek.com

Certificate Number: **1305240015**
Single Channel Item
CALIBRATION DATA

Test Temp: 76 °F (25 °C)	Relative Humidity: 33 %	Excitation: 4.99 Vdc
Input Resistance: 351 Ω	Output Resistance: 352 Ω	Zero Balance: 0.0109 mV/V

Tension

Load (lb)	Output (mV/V)	Non-Linear Error (% R.O.)
0	0.0000	0.000
2	0.4374	0.004
4	0.8748	0.007
6	1.3121	0.006
8	1.7493	0.001
10	2.1866	0.000
0	-0.0005	


Compression

Load (lb)	Output (mV/V)	Non-Linear Error (% R.O.)
0	0.0000	0.000
2	-0.4371	0.007
4	-0.8744	0.024
6	-1.3113	0.022
8	-1.7479	0.006
10	-2.1847	0.000
0	0.0006	



Page 2 of 3

Certificate Number: **1305240015***Single Channel Item****SHUNT CALIBRATION***

Direction	Shunt Value (KΩ)	Shunt Connection	Output Value (mV/V)	Equivalent Load (lb)
Tension	60.4	(-Exc) & (-S)	1.4559	7
Compression	60.4	(-Exc) & (-S)	1.4559	7

Page 3 of 3

Certificate of Calibration

Certificate Number: **1305240016**

Sensor Info:

S/N: 522296

Model: LSB200

Item #: FSH01888

Capacity: 10 lb

Description: LSB200, 10 lb, JR 8-Beam Load Cell, Standard, Material - 2024-T4, #4-40-Thread, Overload Protection, 29 Awg 4 Conductor Spiral Shielded Silicone Cable, 10 ft Long, "No Risk Life Time Warranty"

Calibration Procedure :..... OP1000

CALIBRATION EQUIPMENT USED

Digital Multimeter:

HP Model: Agilent 34401A, S/N: US36133125

Dead Weights:

1-10 lb, Traceability No: 3177.01

This certifies that the following sensor has been calibrated using equipment traceable to NIST. Supporting documentation relative to traceability is on file and is available for examination upon request. This certificate shall not be reproduced except in full, without the written approval of FUTEK.

Calibration Technician: **Eric Tapia**

Issue Date: 5/24/2013

Re-Calibration Date: One Year After Issue Date

Page 1 of 3

Certificate Number: **1305240016**
Single Channel Item
CALIBRATION DATA

Test Temp: 76 °F (25 °C)	Relative Humidity: 33 %	Excitation: 4.99 Vdc
Input Resistance: 351 Ω	Output Resistance: 352 Ω	Zero Balance: -0.0141 mV/V

Tension

Load (lb)	Output (mV/V)	Non-Lin. Error (% R.O.)
0	0.0000	0.000
2	0.4364	0.011
4	0.8726	0.013
6	1.3086	0.006
8	1.7448	0.007
10	2.1808	0.000
0	-0.0009	


Compression

Load (lb)	Output (mV/V)	Non-Lin. Error (% R.O.)
0	0.0000	0.000
2	-0.4361	0.029
4	-0.8726	0.077
6	-1.3081	0.079
8	-1.7428	0.044
10	-2.1773	0.000
0	0.0010	



Page 2 of 3

Certificate Number: 1305240016
Single Channel Item
SHUNT CALIBRATION

Direction	Shunt Value (KΩ)	Shunt Connection	Output Value (mV/V)	Equivalent Load (lb)
Tension	60.4	(-Exc) & (-S)	1.4563	7
Compression	60.4	(-Exc) & (-S)	1.4563	7

Page 3 of 3

E. MANUAL DE CELDAS DE CARGA LSB200



MINIATURE S-BEAM JR. LOAD CELL

LSB200 MANUAL



PREFACE

For specifications, dimension, and capacities, please refer to the LSB200 spec sheet:
<http://www.futek.com/files/pdf/Product%20Drawings/lbs200.pdf>

PRECAUTIONS

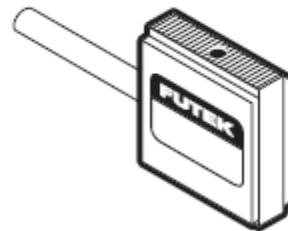
Remove the shunt before applying any load.

Make sure the cover is not touching the measuring end of the load cell.

Install the LSB200 in a dry, clean environment for optimum performance and to prevent short circuiting the sensor.

MEASURING END

The top of the sensor is the measuring end.



DISCLAIMER

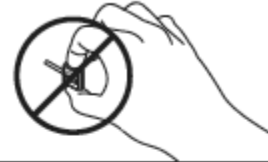
This documentation was generated and completed to the best ability of FUTEK's Engineering Team. The information and recommendations on this document are presented in good faith and believed to be correct however, FUTEK Advanced Sensor Technology makes no representations or warranties as to the completeness or accuracy of the information.

DO NOT USE these products as safety or emergency stop devices, or in any other application where failure of the product could result in personal injury. Failure to comply with these instructions could result in death or serious injury.



INSTALLATION GUIDE

When handling the sensor, do not pinch the ends where the load is applied.



When installing the sensor, connect it to an instrument and monitor the output to prevent possible overload.



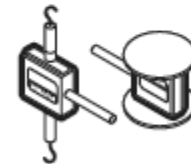
Do not apply excessive torque or create a torque through the sensor when attaching the fixtures.



In an environment with a high amount of moisture or humidity, create a drip loop on the cable to prevent any water from flowing into the sensor.



For compression, install the sensor right side up for best results (reference the label). For tension, install the sensor upside down so the load is being applied to the measuring end.



When routing the cable to an instrument, you want to create a service loop in the cable so it is not taut or stretched. (Cable bend radius of 0.80" should be maintain where possible.)





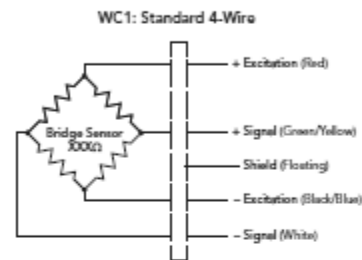
TROUBLESHOOTING GUIDE

NO OUTPUT

If there is no output or the output isn't changing when applying a load, check the following points to troubleshoot the sensor.

Is the sensor wired properly?

Make sure the power is applied between red and black, and the signal is measured between green and white.



Is there any sign of damage to the cable?

Any damage to the cable can lead to discontinuity in the wire. Carefully check the cable to make sure no damage has been done. If the cable will experience continuous flexing, please consider a cable bend radius at least 10x the cable diameter for bend relief. Examples of possible ways the cable can be damaged are listed here:

- Cuts/nicks
- Sharp bends
- Excessive twisting
- Too much tension
- Crushed under weight

ZERO SHIFT

If the zero has an offset before applying any load, check the following points to troubleshoot the sensor.

Is the load cell mounted upside down?

The load cell has been calibrated in its optimal direction and has taken into account the measurement end. Reference the label when mounting the sensor. (see Installation guide)

Is the sensor preloaded in either direction?

Having a preload, such as a fixture weight, on the sensor will create an offset in the zero. This will reduce the load that can be applied. Ex. If a 10 lb sensor is mounted with 2 lb fixtures, the remaining weight that can be applied is 8 lbs. Even if the instrument is tared to zero, the sensor cannot take more than a 10 lb load.

Does the sensor respond to a shunt?

A load can be simulated on the sensor through the use of an external resistor connected on the -Signal and -Excitation wires. Shunting can provide for a way to test a sensor's functionality. Note that a shunt is performed with no load on the sensor. You can find a Shunt calculator online at <http://www.futek.com/shuntcalc.aspx>.

Does the bridge need to be rebalanced?

The zero balance calculator can be used to compensate for this high zero by selecting a resistor to be used as a zero shunt. <http://www.futek.com/zerocalc.aspx>



TROUBLESHOOTING GUIDE

INCORRECT OUTPUT

If the output of the sensor is incorrect when applying a known load, check the following points to troubleshoot the sensor.

Is there any sign of damage to the load cell?

Any damage to the load cell can lead to an incorrect output or even no output at all. Carefully check the load cell to make sure no damage has been done. Examples of possible ways the load cell can be damaged are listed here:

- Overloading
- Fractures
- Collapsed

Is the cover making contact with the load cell?

If the cover is touching the active end of the load cell, it could affect the accuracy of the output. The active end of the load cell is defined as the end where the load is applied, or the top in reference to the label (see installation guide). Make sure the cover is not pinched in or making any contact with the inside of the load cell.

Is the sensor hot?

An excessively high excitation voltage will heat up the sensor. This may damage the sensor's bridge. Check the excitation voltage to make sure it is set properly.

Is the bridge resistance correct?

Check the resistance between +E and -E to make sure it is correct compared to the value on the info sheet. <http://www.futek.com/files/pdf/Product%20Drawings/lb200.pdf>

Have any of the settings on the instrument changed?

Check the instrument that the load cell is connected to, to make sure the settings have been set correctly and nothing has been changed unintentionally.

Has there been any power surge to the instrument?

A power surge to the instrument may damage it leading to incorrect readings of the signal from the load cell.

Has the load cell been subjected to any type of water or spray?

If the load cell has been in contact with any conductive fluids, the bridge may be subject to short circuiting. Make sure to work in a dry environment to prevent short circuiting.

Is the load cell in a dusty or harsh environment?

If the load cell is being used in dirty or harsh environments, there could be residual build up on the load cell or in the overload protection circuit that may prevent the load cell from being loaded properly. Keep the load cell in a clean environment for optimal performance.

Has the load cell been subjected to a high change in temperature?

The LSB200 has a temp. shift zero of $\pm 0.01\%$ of R.O./°F, and a temp. shift span of $\pm 0.02\%$ of Load/°F. If the temperature in the testing environment has a high fluctuation, this may lead to unstable readings. To get stable readings, keep the load cell in an environment with a steady temperature.

Is the load cell properly aligned/mounted to the fixture?

Misaligning the load cell can cause an off center load. For accurate readings, make sure the load cell is properly mounted.

Has the sensor been damaged during installation or handling?

Make sure to follow the installation guide to prevent any damage to the sensor. Also make sure to handle the sensor with care. The lower the capacity, the more susceptible the sensor is to being damaged.



TROUBLESHOOTING GUIDE

INCORRECT OUTPUT

If the output of the sensor is incorrect when applying a known load, check the following points to troubleshoot the sensor.

Has the wiring and power to the sensor been confirmed?

Check to ensure the sensor wiring pattern from page 4 has been observed and that power is on to the sensor. It can be helpful to confirm the power supply to the sensor with an instrument such as a multi-meter.

Has the sensor been tested outside of the application on its own?

A lot of items can be eliminated in the troubleshooting by completely removing the sensor from the application, and fixtures, and test the sensor on its own with an instrument such as a multi-meter. The output is specified with a mV/V rating found on the sensor's calibration certificate. This means the output of the load cell at full capacity will be the sensor's mV/V rating for every volt supplied to the sensor. Here expect to see a linear output range from about zero millivolts to your full mV output as the sensor is loaded from zero to full capacity.

F. HOJA DE DATOS DE AMPLIFICADOR OPERACIONAL INA122

INA122

**Single Supply, *MicroPower*
INSTRUMENTATION AMPLIFIER**

FEATURES

- LOW QUIESCENT CURRENT: 60µA
- WIDE POWER SUPPLY RANGE
Single Supply: 2.2V to 36V
Dual Supply: -0.3V to ±18V
- COMMON-MODE RANGE TO (V₋)-0.1V
- RAIL-TO-RAIL OUTPUT SWING
- LOW OFFSET VOLTAGE: 250µV max
- LOW OFFSET DRIFT: 3µV/°C max
- LOW NOISE: 60nV/√Hz
- LOW INPUT BIAS CURRENT: 25nA max
- 8-PIN DIP AND SO-8 SURFACE-MOUNT

APPLICATIONS

- PORTABLE, BATTERY OPERATED SYSTEMS
- INDUSTRIAL SENSOR AMPLIFIER:
Bridges, RTD, Thermocouple
- PHYSIOLOGICAL AMPLIFIER:
ECG, EEG, EMG
- MULTI-CHANNEL DATA ACQUISITION

DESCRIPTION

The INA122 is a precision instrumentation amplifier for accurate, low noise differential signal acquisition. Its two-op-amp design provides excellent performance with very low quiescent current, and is ideal for portable instrumentation and data acquisition systems.

The INA122 can be operated with single power supplies from 2.2V to 36V and quiescent current is a mere 60µA. It can also be operated from dual supplies. By utilizing an input level-shift network, input common-mode range extends to 0.1V below negative rail (single supply ground).

A single external resistor sets gain from 5V/V to 1000V/V. Laser trimming provides very low offset voltage (250µV max), offset voltage drift (3µV/°C max) and excellent common-mode rejection.

Package options include 8-pin plastic DIP and SO-8 surface-mount packages. Both are specified for the -40°C to +85°C extended industrial temperature range.

International Airport Industrial Park • Mailing Address: PO Box 11400, Tucson, AZ 85734 • Street Address: 6730 S. Tucson Blvd., Tucson, AZ 85706 • Tel: (520) 746-1111 • Telex: 910-962-1111
 Internet: <http://www.burr-brown.com/> • FAX: (520) 548-4133 (US/Canada Only) • Cable: BURBROPC • Telex: 098-6491 • FAX: (520) 899-1910 • Inno edate Product Info: (520) 548-4132

©1997 Burr-Brown Corporation

FDG-1383D

Printed in U.S.A. October, 1997

SPECIFICATIONS

At $T_A = +25^\circ\text{C}$, $V_S = +5\text{V}$, $R_G = 20\text{k}\Omega$ connected to $V_S/2$, unless otherwise noted.

PARAMETER	CONDITIONS	INA122P, U			INA122PA, UA			UNITS
		MIN	TYP	MAX	MIN	TYP	MAX	
INPUT								
Offset Voltage, RTI	$V_S = +2.2\text{V to }+3\text{V}$		± 100	± 250		± 150	± 500	μV
vs Temperature			± 1	± 3	*	*	± 5	$\mu\text{V}/^\circ\text{C}$
vs Power Supply (PSRR)				10	30	*	*	100
Input Impedance			$10^{10} \parallel 3$			*	*	$\Omega \parallel \text{pF}$
Safe Input Voltage	$R_G = 0$ $R_G = 10\text{k}\Omega$	(V-) -0.3 (V-) -40		(V+) +0.3 (V+) +40	*	*	*	V
Common-Mode Voltage Range		0		3.4	*	*	*	V
Common-Mode Rejection	$V_{CM} = 0\text{V to }3.4\text{V}$	83	96		76	90		dB
INPUT BIAS CURRENT			-10	-25		*	-50	nA
vs Temperature			± 40			*		$\text{pA}/^\circ\text{C}$
Offset Current			± 1	± 2		*	± 5	nA
vs Temperature			± 40			*		$\text{pA}/^\circ\text{C}$
GAIN			$G = 5 \text{ to } 10\text{k}$ $G = 5 + 200\text{k}\Omega/R_G$			*		V/V
Gain Equation						*		V/V
Gain Error	$G = 5$		± 0.05	± 0.1		*	± 0.15	%
vs Temperature	$G = 5$		5	10		*	*	$\text{ppm}/^\circ\text{C}$
Gain Error	$G = 100$		± 0.3	± 0.5		*	± 1	%
vs Temperature	$G = 100$		± 25	± 100		*	*	$\text{ppm}/^\circ\text{C}$
Nonlinearity	$G = 100, V_O = -14.85\text{V to }+14.9\text{V}$		± 0.005	± 0.012		*	± 0.024	%
NOISE (RTI)						*		
Voltage Noise, $f = 1\text{kHz}$			60			*		$\text{nV}/\sqrt{\text{Hz}}$
$f = 100\text{Hz}$			100			*		$\text{nV}/\sqrt{\text{Hz}}$
$f = 10\text{Hz}$			110			*		$\text{nV}/\sqrt{\text{Hz}}$
$f_b = 0.1\text{Hz to }10\text{Hz}$			2			*		$\mu\text{V}/\text{p-p}$
Current Noise, $f = 1\text{kHz}$			80			*		$\text{fA}/\sqrt{\text{Hz}}$
$f_b = 0.1\text{Hz to }10\text{Hz}$			2			*		$\text{pA}/\text{p-p}$
OUTPUT						*		
Voltage, Positive	$V_S = \pm 15\text{V}$	(V+) -0.1	(V+) -0.05		*	*		V
Negative	$V_S = \pm 15\text{V}$	(V-) +0.15	(V-) +0.1		*	*		V
Short-Circuit Current	Short-Circuit to Ground		+3/-30		*	*		mA
Capacitive Load Drive			1		*	*		nF
FREQUENCY RESPONSE						*		
Bandwidth, -3dB	$G = 5$		120			*		kHz
	$G = 100$		5			*		kHz
	$G = 500$		0.9			*		kHz
Slew Rate			$+0.08/-0.16$			*		V/ μs
Settling Time, 0.01%	$G = 5$		360			*		μs
	$G = 100$		450			*		μs
	$G = 500$		1.8			*		ms
Overload Recovery	50% Input Overload		3			*		μs
POWER SUPPLY						*		
Voltage Range, Single Supply		+2.2	+5	+36	*	*	*	V
Dual Supplies		-0.9/+1.3		± 18	*	*	*	V
Current	$I_Q = 0$		60	85		*	*	μA
TEMPERATURE RANGE						*		
Specification		-40		+85	*		*	$^\circ\text{C}$
Operation		-55		+85	*		*	$^\circ\text{C}$
Storage		-55		+125	*		*	$^\circ\text{C}$
Thermal Resistance, θ_{JA}						*		$^\circ\text{C}/\text{W}$
8-Pin DIP			150			*		$^\circ\text{C}/\text{W}$
SO-8 Surface-Mount			150			*		$^\circ\text{C}/\text{W}$

* Specification same as INA122P, INA122U.

APPLICATION INFORMATION

Figure 1 shows the basic connections required for operation of the INA122. Applications with noisy or high impedance power supplies may require decoupling capacitors close to the device pins.

The output is referred to the output reference (Ref) terminal which is normally grounded. This must be a low-impedance connection to ensure good common-mode rejection. A resistance of 10Ω in series with the Ref pin will cause a typical device to degrade to approximately 80dB CMR.

SETTING THE GAIN

Gain of the INA122 is set by connecting a single external resistor, R_G , as shown:

$$G = 5 + \frac{200k\Omega}{R_G} \quad (1)$$

Commonly used gains and R_G resistor values are shown in Figure 1.

The 200kΩ term in equation 1 comes from the internal metal film resistors which are laser trimmed to accurate absolute values. The accuracy and temperature coefficient of these resistors are included in the gain accuracy and drift specifications of the INA122.

The stability and temperature drift of the external gain setting resistor, R_G , also affects gain. R_G 's contribution to gain accuracy and drift can be directly inferred from the gain equation (1).

OFFSET TRIMMING

The INA122 is laser trimmed for low offset voltage and offset voltage drift. Most applications require no external

offset adjustment. Figure 2 shows an optional circuit for trimming the output offset voltage. The voltage applied to the Ref terminal is added to the output signal. An op amp buffer is used to provide low impedance at the Ref terminal to preserve good common-mode rejection.

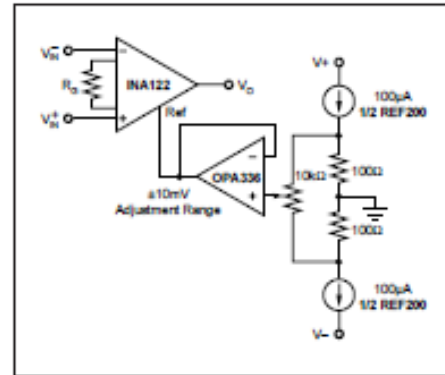


FIGURE 2. Optional Trimming of Output Offset Voltage.

INPUT BIAS CURRENT RETURN PATH

The input impedance of the INA122 is extremely high—approximately $10^{10}\Omega$. However, a path must be provided for the input bias current of both inputs. This input bias current is approximately -10nA (current flows out of the input terminals). High input impedance means that this input bias current changes very little with varying input voltage.

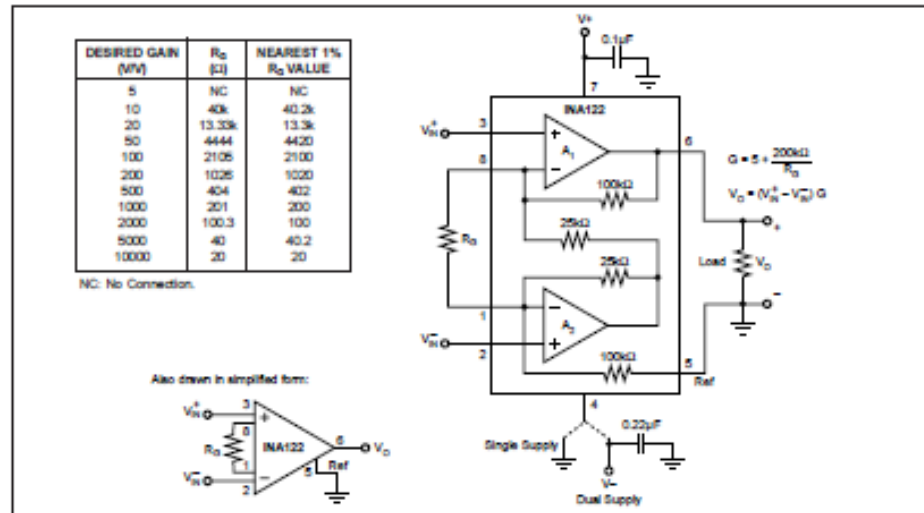


FIGURE 1. Basic Connections.

TYPICAL PERFORMANCE CURVES (CONT)

At $T_A = +25^\circ\text{C}$ and $V_{CC} = \pm 5\text{V}$, unless otherwise noted.

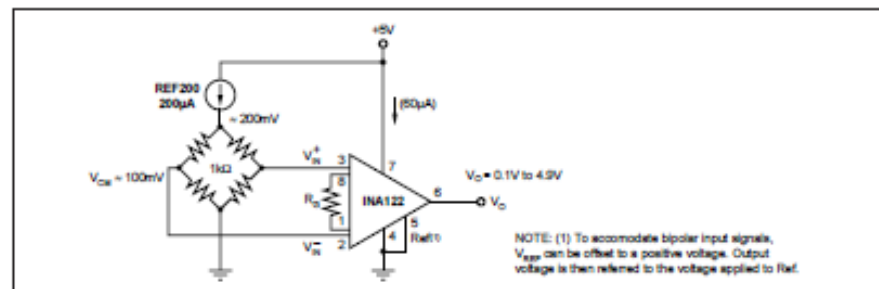
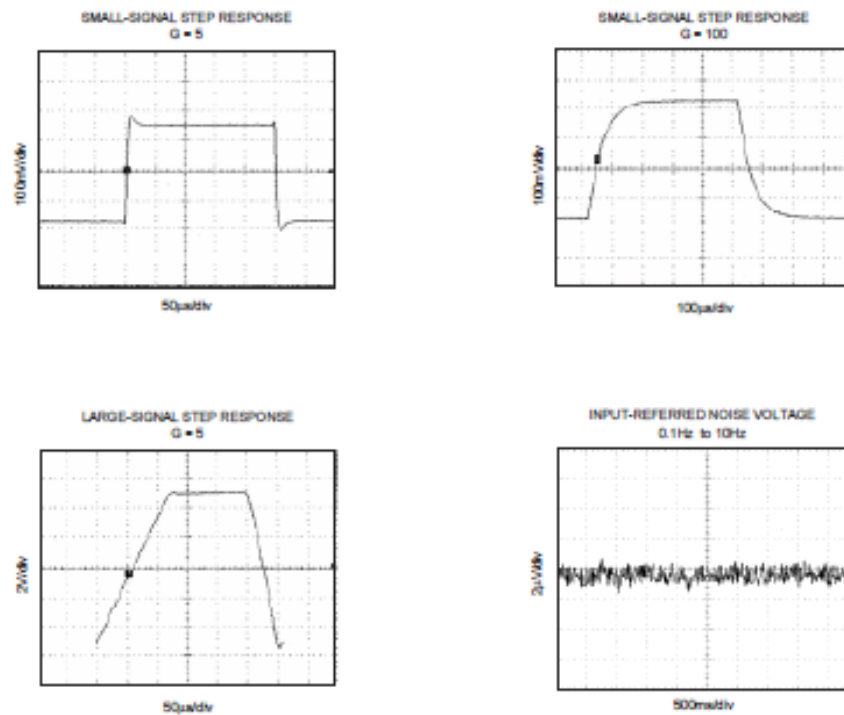


FIGURE 5. Micropower Single Supply Bridge Amplifier.

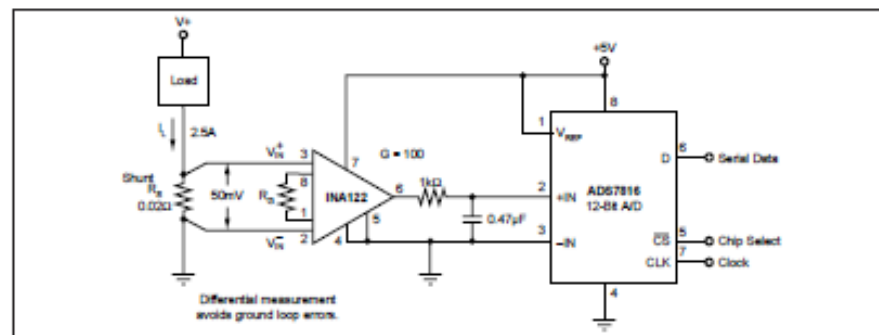


FIGURE 6. Single-Supply Current Shunt Measurement.

G. DISEÑO DE FILTROS EN TREINTA SEGUNDOS

SLOA003



1 Introduction

This document is intended for designers that do not have the time to check filter theory in old college textbooks—and try to translate transfer equations into something that can be put into production. This is like looking at the back of the textbook for the answer. Speaking of the back of the book—Appendix B contains a brief introduction to the filter circuits given here, and the limitations of this quickie approach to design.

To design a filter, four things must be known in advance:

- The power supplies available: positive / negative—or only positive (single supply)
- The frequencies that need to be passed, and those that need to be rejected.
- A transition frequency, the point at which the filter starts to work—or—a center frequency around which the filter is symmetrical.
- An initial capacitor value—pick one somewhere from 100 pF for high frequencies to 0.1 μF for low frequencies. If the resulting resistor values are too large or too small, pick another capacitor value.

Ready? Let's design the filter. Pick the filter type from one of the following 6 options that represents the frequencies to be passed (shaded area):

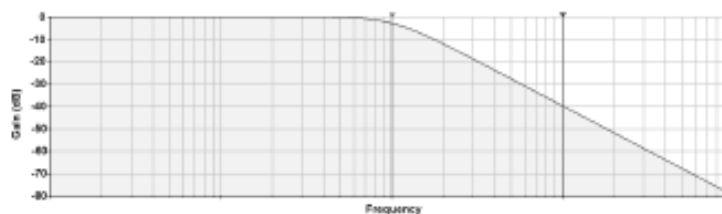


Figure 1. Low Pass Filter—Go to Section 2

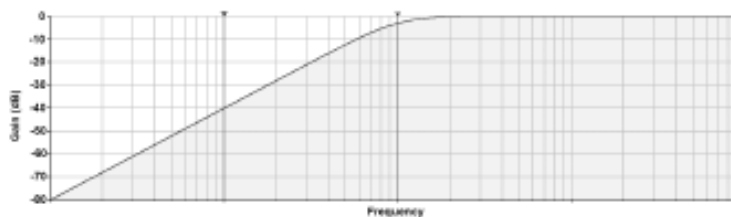


Figure 2. High Pass Filter—Go to Section 3

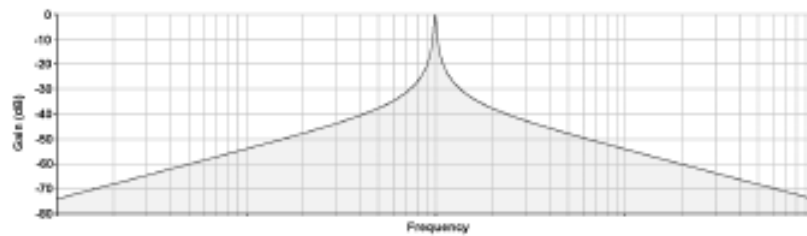


Figure 3. Narrow (Single Frequency) Band Pass—Go to Section 4

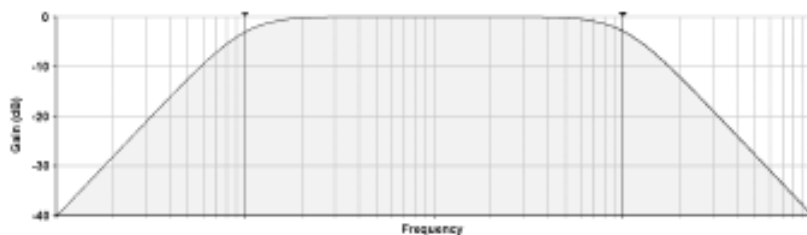


Figure 4. Wide Band Pass —Go to Section 5

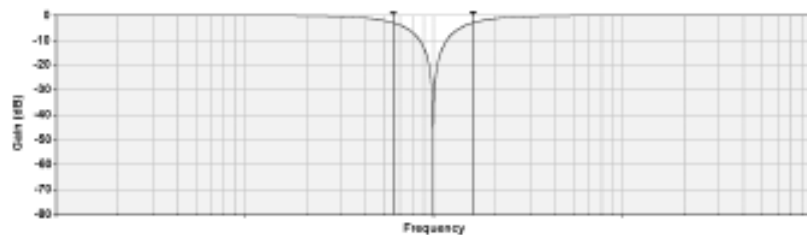


Figure 5. Notch Filter—Single Frequency Rejection

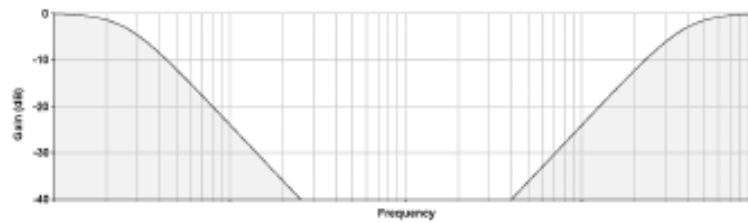


Figure 6. Band Reject Filter

2 Low Pass Filter

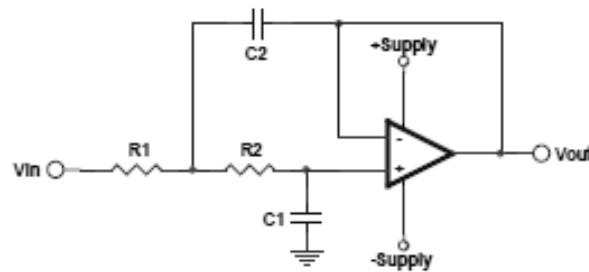


Figure 7. Low Pass Filter for ± Supplies

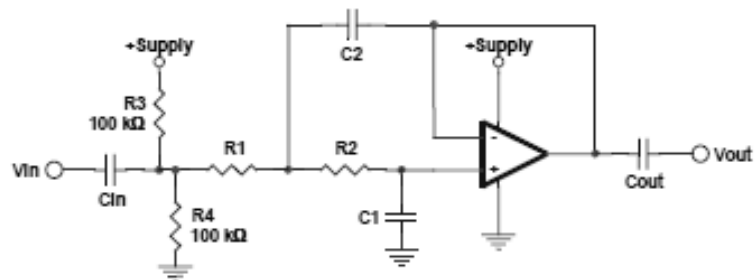


Figure 8. Low Pass Filter for a Single Supply

Design Procedure:

- Pick C1: _____
- Calculate $C2 = C1 * 2$: _____
- Calculate R1 and R2 = $\frac{1}{2\sqrt{2} * \pi * C1 * \text{Frequency}}$: _____ (pick a standard value from Appendix A).

For the single supply case only:

- Calculate $Cin = Cout = 100$ to 1000 times C1 (not critical): _____

DONE

XII. GLOSARIO

ADC: Sistema que realiza la transcripción de señales analógicas a digitales

Aerodinámica: Ciencia que estudia el movimiento del aire y de las acciones que ejerce sobre los cuerpos inmersos en el

Amplificador de instrumentación: Es un dispositivo creado a partir de amplificadores operacionales. Está diseñado para tener una alta impedancia de entrada y un alto rechazo al modo común.

Amplificador operacional: Es un circuito integrado, que tiene dos entradas y una salida. La salida es la diferencia de las dos entradas multiplicada por un factor de ganancia.

Ángulo de ataque: Ángulo formado por el viento relativo y la cuerda.

Arduino: Es una plataforma de hardware libre, basada en una placa con un microcontrolador y un entorno de desarrollo, diseñada para facilitar el uso de la electrónica en proyectos multidisciplinarios

Arrastre: Es la componente de la fuerza paralela a la corriente libre de aire

Cuerda: Línea recta que une el borde de ataque de un perfil alar con el borde de salida

Fuerza aerodinámica: Fuerza resultante de todas las fuerzas que actúan sobre un perfil inmerso en un flujo.

I2C: Protocolo de comunicación serial. Su nombre viene de Inter-Integrated Circuits.

Microcontrolador: Circuito integrado programable, capaz de ejecutar las órdenes grabadas en su memoria.

Sensor: Dispositivo capaz de detectar magnitudes físicas o químicas, llamadas variables de instrumentación, y transformarlas en variables eléctricas.

Sustentación: Es la componente de la fuerza perpendicular a la corriente de aire libre.

Transductor: Dispositivo capaz de transformar o convertir un determinado tipo de energía de entrada, en otra diferente a la salida.

Túnel de viento: Herramienta desarrollada para ayudar en el estudio de los efectos del movimiento del aire alrededor de perfiles de sólidos.

Viscosidad: Propiedad de los fluidos por la que presentan resistencia a la velocidad de deformación.