

**INSTRUMENTACION ELECTRONICA DE UN TUNEL DE VIENTO CERRADO
SUBSONICO BAJO, PARA ESTUDIOS DE COEFICIENTES DE SUSTENTACIÓN EN
PERFILES ALARES**

**DIANA PATRICIA FERNÁNDEZ ESPAÑA
JUAN CARLOS MORA FERNANDEZ**

Trabajo de grado para optar el título de ingeniero Físico

**Director, Mario Andrés Córdoba González
Ingeniero Electrónico**

**UNIVERSIDAD DEL CAUCA
FACULTAD DE CIENCIAS NATURALES, EXACTAS Y DE LA EDUCACIÓN
PROGRAMA INGENIERÍA FÍSICA
POPAYÁN, CAUCA**

2013

**INSTRUMENTACION ELECTRONICA DE UN TUNEL DE VIENTO CERRADO
SUBSONICO BAJO, PARA ESTUDIOS DE COEFICIENTES DE SUSTENTACIÓN EN
PERFILES ALARES**

**DIANA PATRICIA FERNÁNDEZ ESPAÑA
JUAN CARLOS MORA FERNANDEZ**

**UNIVERSIDAD DEL CAUCA
FACULTAD DE CIENCIAS NATURALES, EXACTAS Y DE LA EDUCACIÓN
PROGRAMA INGENIERÍA FÍSICA
POPAYÁN, CAUCA**

2013

Nota de Aceptación

Director _____

Ingeniero Electrónico MARIO ANDRES CORDOBA G.

Jurado _____

Ingeniero Mecánico GERMÁN ARTURO BACCA BASTIDAS

Jurado _____

Magister JORGE WASHINGTON CORONEL GARCÍA

Popayán, 16 Abril de 2013

**A mi familia, especialmente a mis
padres Carlos Fernández y Elsy
España y a mi hermana Ana María
por sus consejos y apoyo
incondicional, a mi esposo y mi hijo
mi gran motivación.**

DIANA

**A mi familia en especial a mi
abuela Ernestina Vallejo y a
mis padres, por su
preocupación y constante
apoyo, a mi hijo Juan
Sebastián, mi luz y
motivación, a Dios por su
misteriosa ayuda.**

JUAN

AGRADECIMIENTOS

Agradecemos a Dios por ponernos en el camino a todas aquellas personas que de alguna forma contribuyeron al desarrollo del presente trabajo. A todos nuestros maestros, en especial Jorge Washington Coronel, Servio Tulio Pérez, Mario Andrés Córdoba y Germán Bacca, por sus asesorías y sus sabios consejos, a nuestros familiares por el apoyo constante, en especial Jonathan Jojoa y Carlos Alberto Fernández, a nuestros compañeros por sus buenos deseos, en especial a Juan Prado. A la universidad del Cauca por los conocimientos adquiridos, al señor Camilo Torres, al señor Jaime Solarte, al señor Wilmar Mera y al señor Jimmy Mazabuel, quienes contribuyeron con ayudas para poder llevar a cabo este trabajo de investigación. A quienes toman este trabajo como guía.

SIMBOLOGÍA

Re: Numero de Reynolds.

M: Numero de Mach.

L: Sustentación aerodinámica.

C_L: Coeficiente de sustentación.

μ: Viscosidad dinámica

ρ: Densidad

Q: Caudal.

V: Velocidad.

V_s: Velocidad del sonido.

α: Angulo de incidencia.

ΔK: Energía cinética.

ΔU: Energía potencial.

P: Presión

q: Presión dinámica.

\dot{m} : Flujo másico.

η: Eficiencia.

CONTENIDO

	Pág.
Lista de Tablas	
Lista de Figuras	
Lista de Graficas	
Lista de Anexos	
INTRODUCCION	1
CAPITULO I. Generalidades y conceptos básicos de Fluidos.	3
1.1. Origen y trayectoria.	3
1.2. Aerodinámica.	4
1.3. Fluido como medio continuo.	5
1.4. La ecuación de Bernoulli.	6
1.5. El aire como flujo laminar o turbulento.	6
1.6. Presión atmosférica.	7
1.7. Densidad del aire.	8
1.8. Flujo másico.	9
1.9. Caudal.	9
1.10. Viscosidad.	9
1.10.1. Viscosidad dinámica.	10
1.10.2. Viscosidad cinemática.	11
1.11. Semejanza de los ensayos aerodinámicos.	12
1.12. Coeficientes de fuerzas aerodinámicas.	12
1.13. Sustentación aerodinámica.	12
1.14. Perfil alar.	13
1.15. Túnel de viento.	14
1.15.1. Tipos de túneles de viento.	14

1.15.1.1.	Túnel de viento cerrado.	15
1.15.1.2.	Túnel de viento abierto.	16
CAPITULO II. Diseño y construcción prototipo túnel de viento.		17
2.1.	Parámetros de diseño	17
2.2.	Calculo de la presión atmosférica.	18
2.3.	Calculo de la densidad del aire.	18
2.4.	Calculo de flujo másico.	19
2.5.	Calculo del caudal de aire.	19
2.6.	Calculo de pérdidas y potencia requerida para los motores.	19
2.7.	Diseño prototipo túnel de viento subsónico bajo.	22
2.8.	Partes del túnel de viento.	23
2.9.	Implementación del túnel de viento subsónico bajo.	24
2.9.1.	Construcción de zona de aspirado.	25
2.9.1.1.	Dimensiones motores y hélices.	25
2.9.2.	Construcción Cámara difusora.	26
2.9.3.	Construcción zona de pruebas.	26
2.9.4.	Construcción de mallas laminizadoras de fluido.	26
2.9.5.	Construcción cámara de contracción.	27
2.9.6.	Implementación zona de soplado.	28
CAPITULO III. Diseño instrumentación electrónica para el Túnel de Viento, subsónico bajo.		29
3.1.	Diseño conceptual de la instrumentación electrónica túnel de viento.	29
3.2.	Diseño preliminar instrumentación electrónica túnel de viento.	30
3.2.1.	Descripción del diseño preliminar.	31
3.3.	Dispositivos y software adecuados.	31
3.4.	Caracterización y acondicionamiento de los sensores y del Servomotor.	32
3.4.1.	Caracterización sensor de humedad.	32
3.4.2.	Caracterización sensor de presión diferencial.	33
3.4.3.	Caracterización sensor de temperatura.	35
3.4.4.	Caracterización de Celdas de carga.	36
3.4.4.1.	Caracterización Celda de carga C1.	37

3.4.4.2. Caracterización Celda de carga C2.	37
3.4.4.3. Caracterización Celda de carga C3.	38
3.4.5. Servomotor.	39
3.5. Circuito integrado DSPIC33FJ128MC802.	40
3.6.1. Módulos DSPIC útiles en la instrumentación del túnel del viento.	40
3.6.1.1. Módulo PWM.	41
3.6.1.2. Módulo ADC.	41
3.6.1.3. Modulo comunicación UART.	41
CAPITULO IV. Implementación de instrumentación electrónica para el Túnel de viento subsónico bajo.	42
4.1. Implementación de la instrumentación Electrónica.	42
4.1.1. Implementación de la tarjeta principal.	42
4.1.2. Implementación de la tarjeta de acondicionamiento de sensores.	49
4.1.3. Implementación de la fuente regulada.	52
CAPITULO V. Diseño y construcción balanza aerodinámica.	53
5.1. Diseño de balanza aerodinámica.	53
5.2. Implementación de la balanza aerodinámica.	54
5.2.1. Base soporte para balanza aerodinámica.	54
5.2.2. Sistema de detección de fuerzas Aerodinámicas.	54
5.2.3. Base soporte servomotor.	55
5.3. Descripción construcción de balanza Aerodinámica.	56
5.3.1. Sistema para la determinación de fuerzas Aerodinámicas.	56
CAPITULO VI. Descripción interfaz de usuario implementado con labview.	57
6.1. Descripción implementación interfaz de usuario con Labview.	57
6.2. Prueba de interfaz de usuario.	59
CAPITULO VII. Resultados.	61
7.1. Calculo del número de Reynolds para estudiar el comportamiento de los Perfiles NACA 4415 y CLARK Y con el programa Profili 2.16.	61

7.2. Estudio Teórico del comportamiento del perfil aerodinámico CLARK Y.	62
7.3. Estudio Teórico del comportamiento del perfil aerodinámico NACA 4415.	64
7.4. Obtención experimental de coeficientes de sustentación perfiles NACA 4415 y CLARK Y, para números de Reynolds de 14.000 y 27.000.	65
7.4.1. Resultados perfil CLARK Y para Números de Reynolds de 14.000 y 27.000.	66
7.4.2. Resultados perfil NACA 4415 para Números de Reynolds de 14.000 y 27.000.	70
CAPITULO VIII. Conclusiones y trabajo futuro.	76
8.1. Conclusiones	76
8.2. Trabajo futuro	77
Referencias	78
Anexos	79

Lista de Tablas

Tabla 1.1. Clasificación de la velocidad de vuelo según el número de Mach.	4
Tabla 1.2. Clasificación de los flujos compresibles a partir del número de Mach (M).	5
Tabla 2.1. Dimensiones motores y hélices para la zona de aspirado.	25
Tabla 3.1. Características típicas de operación sensor Honeywell HIH-4000.	32
Tabla 3.2. Características típicas de operación sensor MPXV5004DP.	34
Tabla 7.1. Comparación de números de Reynolds con Profili 2.16 y con los Datos de los perfiles construidos.	62
Tabla 7.2. Datos CL vs Alpha Perfil CLARK Y, correspondientes a la Grafica 7.6.	70
Tabla 7.3. Datos CL vs Alpha Perfil NACA 4415, correspondientes a la Grafica 7.10.	75

Lista de Figuras

Figura 1.1. Viscosidad dinámica.	10
Figura 1. 2. Coeficiente de sustentación vs. Ángulo de ataque.	13
Figura 1.3. Tipos de perfiles alares.	13
Figura 1.4. Esquema general de un túnel de viento.	14
Figura 1.5. Tipos de túnel de viento abierto (superior) y cerrado (inferior) con zona de pruebas abierta.	15
Figura 1.6. Túnel de viento cerrado.	15
Figura 1.7. Túnel de viento abierto.	16
Figura 2.1. Esquema de túnel de viento para cálculo de pérdidas.	19
Figura 2.2. Esquema general para el diseño de prototipo de túnel de Viento.	22
Figura 2.3. Partes del túnel de viento subsónico bajo.	23
Figura 2.4. Prototipo de Túnel de viento subsónico bajo para pruebas de Instrumentación.	24
Figura 2.5. Dimensiones y construcción de la Zona de Aspirado.	25
Figura 2.6. Motor central y hélices para la zona de aspirado.	25
Figura 2.7. Dimensiones y construcción de la Cámara difusora.	26
Figura 2.8. Dimensiones y construcción de la zona de pruebas.	26
Figura 2.9. Malla laminizadora de Flujo.	27
Figura 2.10. Dimensiones e implementación de la cámara de contracción.	27
Figura 2.11. Ventilador centrífugo y hélice de la zona de soplado.	28
Figura 3.1. Diseño conceptual instrumentación electrónica básica para el Túnel de viento	29
Figura 3.2. Diseño preliminar instrumentación electrónica.	30
Figura 3.3. Sensor de Humedad HIH-4000 de Honeywell.	32
Figura 3.4. Sensor de presión diferencial MPXV5004DP.	33
Figura 3.5. Anemómetro Extech para calibración de sensor de Presión.	34

Figura 3.6. Termocupla Tipo K.	35
Figura 3.7. Galga Extensiométrica y celda de carga.	36
Figura 3.8. Servomotor HS-322HD.	39
Figura 3.9. Circuito Integrado DSPIC33fj128mc802 de 28 pines.	40
Figura 3.10. Control de un servomotor mediante el Módulo PWM.	41
Figura 4.1. Diseño esquemático Tarjeta principal.	43
Figura 4.2. Implementación de la tarjeta principal.	43
Figura 4.3. Configuración del oscilador primario DSP Microchip.	44
Figura 4.4. Estabilización de configuración serial DSP Microchip.	45
Figura 4.5. Configuración del Baud Rate para Trasmisión de datos	46
Figura 4.6. Configuración del Baud Rate para Recepción de datos.	46
Figura 4.7. Configuración del registro PxTPER.	47
Figura 4.8. Configuración del módulo PWM.	48
Figura 4.9. Esquema para la habilitación de entradas analógicas.	48
Figura 4.10. Funcionamiento del módulo DMA.	49
Figura 4.11. Diagrama esquemático y Chip para tarjeta FT232RL.	49
Figura 4.12. Diagrama esquemático primera tarjeta de sensores Implementada.	50
Figura 4.13. Vista frontal primera tarjeta de sensores implementada.	50
Figura 4.14. Diagrama esquemático tarjeta de sensores con AD620.	51
Figura 4.15. Implementación tarjeta de sensores con AD620.	52
Figura 4.16. Diseño esquemático fuente regulada	52
Figura 4.17. Implementación de fuente regulada.	52
Figura 5.1. Base soporte para balanza aerodinámica.	54
Figura 5.2. Sistema de detección de fuerzas aerodinámicas.	55
Figura 5.3. Sistema soporte servomotor unido al sistema de detección de Fuerzas aerodinámicas y base soporte perfil aerodinámico.	55
Figura 5.4. Balanza aerodinámica para determinación de perfiles Aerodinámicos.	56
Figura 6.1. Comunicación serial con Labview.	57
Figura 6.2. Configuración para la identificación de variables.	58
Figura 6.3. Control de señal del DSPIC al PC.	58
Figura 6.4. Sistema de almacenamiento de datos.	59
Figura 6.5. Sistema para visualización del ángulo de ataque.	59

Figura 6.6. Interfaz de usuario implementada con Labview.	60
Figura 6.7. Comportamiento de las señales de interfaz de usuario.	60
Figura 7.1. Obtención del Número de Reynolds con el programa Profili 2.16.	61
Figura 7.2. Perfil aerodinámico Clark Y. a. Perfil Tomado de Profili 2.16. b. Perfil Construido.	62
Figura 7.3. Condiciones de Alpha y Número de Reynolds para el perfil Clark Y en el simulador Profili 2.16.	63
Figura 7.4. Perfil aerodinámico NACA 4415. a. Perfil Tomado de Profili. b. Perfil Construido.	64
Figura 7.5. Prueba 2 Perfil CLARK Y, comportamiento sensores con Interfaz de usuario en Labview, $V \approx 8$ m/s.	65
Figura 7.6. Prueba 2 Perfil NACA 4415, comportamiento sensores con Interfaz de usuario en Labview Prueba 2, $V \approx 8$ m/s.	65

Lista de Gráficas

Grafica 3.1.	Voltaje vs Humedad.	33
Grafica 3.2.	Voltaje vs Velocidad.	35
Grafica 3.3.	Voltaje vs Temperatura.	36
Grafica 3.4.	Peso vs Voltaje Celda de carga C1.	37
Grafica 3.5.	Voltaje vs Peso G2.	31
Grafica 3.6.	Voltaje vs Peso Celda de carga C3.	39
Grafica 7.1.	CL vs α CLARK Y con Profili 2.16, a. con $v=4$ m/s, $Re=14.000$. b. $v=8$ m/s, $Re=27.000$.	63
Grafica 7.2.	CL vs α CLARK Y, a. $v=4 .45$ m/s, $Re=15.000$. b. $v=8$ m/s, $Re=27.000$.	64
Grafica 7.3.	CL vs Alpha PERFIL CLARK Y prueba 1, $V=4$m/s.	66
Grafica 7.4.	CL vs Alpha PERFIL CLARK Y prueba 2, $V=4$m/s.	67
Grafica 7.5.	CL vs Alpha PERFIL CLARK Y prueba 3, $V=8$m/s.	68
Grafica 7.6.	CL vs Alpha PERFIL CLARK Y prueba 4, $V=8$m/s.	69
Grafica 7.7.	CL vs Alpha PERFIL NACA 4415 Y prueba 1, $V=4$m/s	71
Grafica 7.8.	CL vs Alpha PERFIL NACA 4415 Y prueba 2, $V=4$m/s.	72
Grafica 7.9.	CL vs Alpha PERFIL NACA 4415 Y prueba 3, $V=8$m/s.	73
Grafica 7.10.	CL vs Alpha Perfil NACA 4415 prueba 4, $V=8$m/s.	74

Lista de Anexos

Anexo A.	Tablas de datos caracterización de sensores utilizados en la Instrumentación electrónica.	79
Anexo B.	Construcción primer prototipo para detección de fuerzas de Sustentación.	83
Anexo C.	Comportamiento instrumentación e interfaz de usuario.	85
Anexo D.	Código fuente programa de Instrumentación electrónica.	87
Anexo E.	Datasheets circuito DSPic, anemómetro y sensores utilizados En la instrumentación.	92

Introducción

En experimentación aerodinámica la instrumentación juega un rol muy importante como lo es el medir fuerzas en un fluido que interactúa con objetos, los sistemas de mayor importancia son aquellos en los que se pueden identificar las fuerzas de sustentación y arrastre. Estos sistemas mecánicos con instrumentación electrónica como es el caso de los túneles de viento actuales, son muy útiles al momento de realizar estudios detallados de objetos aerodinámicos.

El primer registro de túneles de viento se remonta a los hermanos Wright, quienes construyeron un equipo experimental para realizar estudios de sus propias aeronaves. La evolución de los túneles de viento, se ha desarrollado debido a la necesidad de profundizar los estudios en diferentes disciplinas, originando una nueva era en la mejora de las herramientas construidas por el hombre, como lo son vehículos aéreos y terrestres.

Actualmente existen macro túneles como el túnel Aerodinámico de 80 por 120 Pies en el Centro de Investigación NASA Ames [1], el cual tiene la distinción de ser el túnel aerodinámico de pruebas de partes más grande del mundo. Otros tipos de túneles son los de tipo comercial como el caso del C15, comercializado por la empresa Inglesa Armfield, es un túnel de viento para pruebas a pequeña escala, con sección de trabajo visible [2].

En las universidades más destacadas a nivel nacional, como en el caso de la universidad Nacional, han construido un túnel de viento con un enfoque de investigación y experimentación en ámbitos como la agricultura, mecánica, física y arquitectura. El túnel de viento es un sistema que además de realizar estudios en estas disciplinas, también permite certificar diferentes equipos que se utilizan en áreas como la aerodinámica.

A nivel regional la industria aeronáutica de la región suroccidente de Colombia, carece de un túnel de viento, que preste sus servicios para llevar a cabo diseños de aeronaves de mayor calidad y confiabilidad.

La universidad del Cauca, en especial el grupo de ingeniería aeroespacial (G.I.A.), carece de un equipo que permita la realización de estudios aerodinámicos como lo es el caso de un túnel de viento. Debido a esto es de vital importancia llevar a cabo la construcción de un prototipo que permita la experimentación, para de este modo complementar los estudios teóricos y los estudios realizados a partir de programas de simulación aerodinámica, con miras a vincularse con la industria.

El objetivo principal del presente trabajo es el de llevar a cabo el diseño e implementación de una instrumentación electrónica básica, para un túnel de viento subsónico de baja velocidad, para lo cual es necesario la construcción de un prototipo de túnel de viento para de esta forma obtener mediciones de variables como temperatura, presión dinámica, velocidad del aire y coeficientes de sustentación, imprescindibles en el estudio de objetos aerodinámicos, en especial los perfiles alares.

Este trabajo está enfocado de forma didáctica, para demostrar los principios físicos que intervienen en el vuelo de aeronaves, estos efectos son estudiados básicamente en perfiles alares con el sistema túnel de viento, el cual en su forma básica acelera el fluido a través de los ductos con un mínimo de potenciarequerida y de este modo mantiene una velocidad constante en la zona de pruebas.

La propuesta de la instrumentación electrónica para medir los coeficientes de sustentación es una herramienta construida basándose en elementos básicos con el objetivo de encontrar alternativas económicas, facilidad de construcción y sencillez en el momento de manipular el equipo, en este trabajo se construyó un equipo compuesto de cuatro partes: la electrónica, la mecánica de la balanza, el túnel de viento y una interfaz de usuario que en conjunto forman una herramienta necesaria para los estudios en aerodinámica.

CAPITULO I.

GENERALIDADES Y CONCEPTOS BÁSICOS DE FLUIDOS

En el presente capítulo se realiza una descripción de los conceptos básicos de fluidos necesarios para el estudio e implementación de un túnel de viento.

1.1. Origen y trayectoria

Leonardo da Vinci [3] en el siglo XV quien realizó varias contribuciones. Una de las más sobresalientes fue la ecuación de continuidad o principio de conservación de la masa. De esta forma estableció que un fluido incompresible que se mueve en un conducto cumple que:

$$V * A = const. \quad (1.1)$$

Dónde:

A: es la sección transversal del conducto

V: es la velocidad del fluido.

Esta expresión nos muestra como ante un estrechamiento del conducto produce un aumento de velocidad del fluido. En algunos esquemas dibujados por él se muestran diferentes estructuras en remolinos (vortex) [4]. Bien podría decirse que son los primeros ensayos en «túnel de viento». De aquí, Leonardo estableció el famoso principio de reciprocidad donde establecía que es recíproca la fuerza que ejerce el aire al chocar con un objeto en reposo que la que ejerce ese mismo objeto en movimiento contra el aire en reposo.

A lo largo de los siglos XVII y XVIII se fueron realizando diferentes avances como la ley del cuadrado de la velocidad o el principio de Bernoulli que relaciona la presión con la velocidad.

Los experimentos en túneles de viento consisten en la recreación de la realidad a escala mediante maquetas, para posteriormente a través de una serie de sensores colocados en zonas adecuadas poder medir magnitudes como la velocidad del viento, la turbulencia, la carga aerodinámica, etc. También son utilizados en múltiples ocasiones gases trazadores para la visualización del flujo. Los túneles de viento siguen siendo hoy en día muy empleados en todo tipo de estudios sobre fluidos y los datos resultantes de estas experiencias son muy valorados.

En la evolución de los estudios aerodinámicos en túneles de viento, fueron los hermanos Wright los que usaron un primitivo túnel de viento para estudiar el comportamiento de los perfiles de su Flyer I.

Desde entonces diversos tipos de túneles se han ido creando con este objetivo, primero a base de gases comprimidos y posteriormente con la incorporación de motores y compresores para mantener un flujo con velocidad constante en la cámara de ensayos. Hoy en día existen instalaciones aerodinámicas de todo tipo y tamaño, desde pequeños túneles en universidades y otros centros de investigación hasta macro túneles en los que se estudian vehículos de tamaño real. Gracias a ellos se ha optimizado la forma de los vehículos.

1.2. Aerodinámica

La aerodinámica hace uso de la dinámica de gases. Entender el movimiento del aire (campo del flujo) alrededor de un objeto permite el cálculo de las fuerzas y de los momentos que actúan en el objeto.

El **Número Mach (M)**, 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. Dicha relación puede expresarse según la ecuación (1.2). En la tabla 1.1 se observa la clasificación de las velocidades del sonido con respecto al número Mach [5].

$$M = \frac{V}{V_s} \quad (1.2)$$

Dónde:

V : Velocidad de un objeto.

V_s : Velocidad del sonido.

Velocidad de Vuelo	Número de Mach
Subsónico Low speeds flujo incomprensible High speeds flujo comprensible	$M < 0,7$
Transónico	$0,7 < M < 1,2$
Supersónico	$1,2 < M < 5$
Hipersónico	$M > 5$

Tabla 1. 1. Clasificación de la velocidad de vuelo según el número de mach

Los flujos compresibles pueden ser clasificados de varias maneras, una de ellas se observa en la tabla 1.2, la más común usa el número de Mach (M) como parámetro.

Tipo de flujo	Numero Mach	Comportamiento
Prácticamente incompresible:	M < 0.3	En cualquier parte del flujo. Las variaciones de densidad debidas al cambio de presión pueden ser despreciadas. El gas es compresible pero la densidad puede ser considerada constante.
Flujo Subsónico:	M > 0.3	En alguna parte del flujo, no excede 1 en ninguna parte. No hay ondas de choque en el flujo.
Flujo Transónico:	0.8 ≤ M ≤ 1.2.	Hay ondas de choque que conducen a un rápido incremento de la fricción y éstas separan regiones subsónicas de hipersónicas dentro del flujo. Debido a que normalmente no se pueden distinguir las partes viscosas y no viscosas este flujo es difícil de analizar.
Flujo Supersónico:	1.2 < M ≤ 3.	Normalmente hay ondas de choque pero ya no hay regiones subsónicas.
Flujo Hipersónico:	M > 3.	Los flujos a velocidades muy grandes causan un calentamiento considerablemente grande en las capas cercanas a la frontera del flujo, causando disociación de moléculas.

Tabla 1.2. Clasificación de los flujos compresibles a partir del número de Mach (M).

1.3. Fluido como medio continuo

Desde el punto de vista microscópico, el estudio y análisis de fluidos es extremadamente complejo, debido al enorme número de moléculas involucradas. El comprender el comportamiento de cada cuerpo microscópico y sus interacciones demanda de un cálculo computacional muy alto.

Sea L la dimensión característica macroscópica de la región ocupada por el fluido y d es la distancia entre moléculas, el volumen ΔV sobre el que se realiza la medida debe cumplir la siguiente condición:

$$d \ll (\Delta V)^{1/3} < L \quad (1.3)$$

La descripción del comportamiento macroscópico de un fluido, para cálculos en ingeniería se hace mucho más fácil que considerar un modelo discreto “molécula a molécula”.

1.4. La ecuación de Bernoulli

Cuando un fluido se mueve a través de una región donde su velocidad y/o elevación por encima de la superficie de la Tierra, la presión y densidad en el fluido varían con los cambios superficiales. Consideremos un flujo incompresible, estacionario, no viscoso y no rotatorio a lo largo de un tubo[6], entonces se presenta la conservación de la energía:

$$\Delta K = \frac{1}{2}mv_2^2 - \frac{1}{2}mv_1^2 \quad (1.4)$$

$$\Delta U = mgy_2 - mgy_1 \quad (1.5)$$

$$P + \frac{1}{2}\rho v^2 + \rho gy = cte. \quad (1.6)$$

De donde:

ΔK : Energía cinética.

y : Altura.

ΔU : Energía potencial.

P : Presión.

m : Masa.

ρ : Densidad.

v : Velocidad.

g : Gravedad.

El estudio de la dinámica de fluidos es similar al estudio de la dinámica de sólidos, en el cual se usan las ecuaciones que estudian el movimiento bajo la acción de fuerzas aplicadas. Los mismos principios son:

- Conservación de la masa.
- Conservación de momento.
- Conservación de la energía.

1.5. El aire como flujo laminar o turbulento

Cuando entre dos partículas de aire paralelas en movimiento existe un gradiente de velocidad, es decir que una se mueve más rápido que la otra, se desarrollan fuerzas de fricción que actúan tangencialmente a las mismas. Estas fuerzas de fricción introducen perturbaciones a modo de rotación entre las partículas en movimiento. Dependiendo del valor relativo de estas velocidades se pueden producir diferentes estados de flujo[6].

Cuando el gradiente de velocidad es bajo, la fuerza de inercia es mayor que la de fricción, por lo que las partículas se desplazan pero no rotan, o lo hacen pero con muy poca energía, el resultado final es un movimiento en el cual las partículas siguen trayectorias definidas, y todas las partículas que pasan por un punto en el campo del flujo siguen la misma trayectoria. Este tipo de flujos se definen como “**Laminar**” fue identificado por **O. Reynolds**, significando que las partículas se desplazan en forma de capas o láminas.

Al aumentar el gradiente de velocidad se incrementa la fricción entre partículas vecinas al fluido, y estas adquieren una energía de rotación apreciable. Al pasar de unas trayectorias a otras, las partículas chocan entre sí y cambian de rumbo en forma errática. Éste tipo de flujo se denomina "**turbulento**".

De lo anterior se distinguen dos tipos de flujo:

- Laminar: flujo ordenado y predecible, el movimiento se produce en capas o laminas.
- Turbulento: El movimiento de las partículas es aleatorio e impredecible.

1.6. Presión atmosférica

Cuando un cuerpo se sumerge en un fluido, éste ejerce una fuerza perpendicular a la superficie del cuerpo en cada punto de la superficie.

$$P = \frac{F}{A} \quad (1.7)$$

De donde:

P: Presión.

F: Fuerza.

A: Área perpendicular a la fuerza.

La fórmula termodinámica para la presión considera que el aire se comporta como un gas ideal bajo la ley:

$$p = \rho RT \quad (1.8)$$

Se sabe que:

$$dp = -\rho g dz \quad (1.9)$$

Al combinar las dos ecuaciones por medio de la densidad se tiene que:

$$\frac{dp}{p} = \frac{-g}{RT} dz \quad (1.10)$$

Siendo esta la ecuación general de la presión atmosférica, hay que tener en cuenta que todos los cálculos se basan en temperaturas absolutas Kelvin, de aquí se pueden hacer un sin número de suposiciones para resolver la ecuación.

Resolviendo la ecuación:

$$\int_{p_0}^p \frac{dp}{p} = \int \frac{-g}{RT} dz, \quad \ln\left(\frac{p}{p_0}\right) = \frac{-g}{RT} z, \quad e^{\ln\left(\frac{p}{p_0}\right)} = e^{\frac{-g}{RT} z}$$
$$p = p_0 e^{\frac{-gz}{RT}} \quad (1.11)$$

Dónde:

p_0 : es la presión atmosférica al nivel del mar.

g : 9.8 m/s^2

T : Temperatura promedio del aire

R : Constante del aire.

1.7. Densidad del aire

Una de las formas más útiles de caracterizar una sustancia es especificar la cantidad de sustancia por unidad de volumen. Así la densidad de un cuerpo se puede describir como:

$$\rho = \frac{m}{V} \quad (1.12)$$

Dónde:

ρ : Densidad

m : Masa

V : Volumen

Para definir las condiciones necesarias de las dimensiones adecuadas del túnel de viento, es necesario calcular la Densidad (ρ) que tiene el aire en el ambiente, por lo tanto se puede hacer uso de la siguiente ecuación:

$$\rho = \frac{P}{RT} \quad (1.13)$$

Dónde:

ρ : Densidad del aire.

P : Presión atmosférica.

R : Constante del aire.

T : Temperatura ambiente absoluta.

1.8. Flujo másico

El flujo másico es la magnitud que expresa la variación de la masa con respecto al tiempo. Este se mide en Kg/s(SI). Para el cálculo del flujo de aire máximo (\dot{m}) es necesario conocer la velocidad y el área de la sección transversal en la zona de pruebas, puesto que:

$$\dot{m} = \rho v A \quad (1.14)$$

Dónde:

- \dot{m} : Flujo másico.
- v : Velocidad máxima en la sección de pruebas.
- A : Área transversal de la zona de pruebas.
- ρ : Densidad del aire.

1.9. Caudal

En fluidos, el caudal se considera como la cantidad de fluido que avanza en una unidad de tiempo. Se denomina también caudal volumétrico o índice de flujo fluido, y que puede ser expresado en masa o en volumen.

$$Q = \frac{\dot{m}}{\rho} \quad (1.15)$$

Dónde:

- Q : Caudal.
- \dot{m} : Flujo másico.
- ρ : Densidad del aire.

1.10. Viscosidad

Para que exista movimiento de un cuerpo a través de un fluido se debe ejercer una fuerza que sobrepase la resistencia ofrecida por el mismo. La magnitud de la resistencia ofrecida por el fluido, es una resistencia a la deformación y esta se determina por la velocidad de deformación, entonces la **viscosidad** se puede definir como *la resistencia de los fluidos a fluir*. La viscosidad se puede definir como viscosidad dinámica y viscosidad cinemática[7].

1.10.1. Viscosidad dinámica

El principio de viscosidad de Newton establece que: *para un flujo laminar de ciertos fluidos llamados **Newtonianos** [6], la tensión cortante en una interface tangente a la dirección de flujo, es proporcional al gradiente de la velocidad en dirección normal a la interface.* Consideremos que entre dos placas paralelas de igual superficie y separadas por una distancia y que se encuentran en un fluido homogéneo.

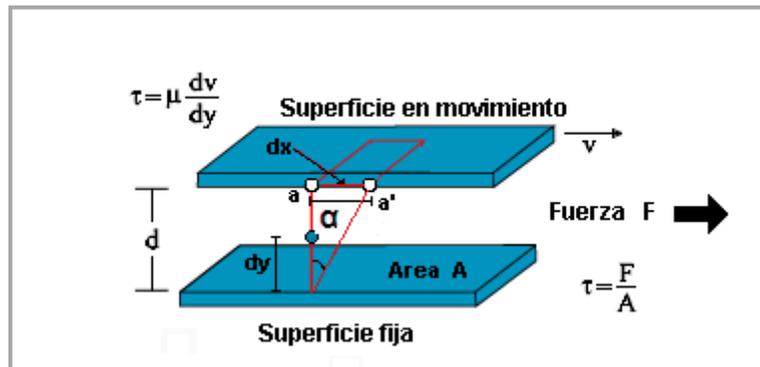


Figura 1.1. Viscosidad dinámica.

A partir de la figura 1.1, se obtiene que la velocidad de deformación angular es:

$$\frac{\Delta\alpha}{\Delta t} = \frac{\Delta x / \Delta y}{\Delta t} = \frac{\Delta x}{\Delta t} * \frac{1}{\Delta y} = \Delta u * \frac{1}{\Delta y} \quad (1.16)$$

Suponiendo variaciones infinitesimales podemos obtener la siguiente relación:

$$\frac{\Delta u}{\Delta y} = \frac{du}{dy}$$

Y la tensión se obtiene a partir de la relación:

$$\tau = \mu \frac{du}{dy} \quad (1.17)$$

Dónde:

μ : Coeficiente de viscosidad dinámica.

u : Velocidad del fluido.

τ : Tensión en SI N m² .

1.10.2. Viscosidad cinemática

Frecuentemente en los cálculos de mecánica de fluidos se presenta el cociente de la viscosidad dinámica entre la densidad del fluido[7]. Por ello, de manera convencional, la viscosidad cinemática se define:

$$\nu = \frac{\mu}{\rho} \quad (1.18)$$

Dónde:

ν : Viscosidad cinemática.

μ : Viscosidad.

ρ : Densidad.

1.11. Semejanza de los ensayos aerodinámicos

Para que un ensayo en el túnel aerodinámico sea válido es necesario observar algunas características del objeto a estudiar. Por supuesto es necesario asegurar una buena calidad del fluido en la cámara de ensayos. En cuanto al espécimen de estudio, es necesario retener las características físicas más importantes del diseño, así como mantener el valor del número adimensional conocido como Número de Reynolds (Re). El valor del Reynolds representa la relación existente entre las características físicas del cuerpo y los términos viscosos en el medio donde se lleva a cabo el experimento, siendo este parámetro constante. El número de Reynolds se define como:

$$Re = \frac{\rho UL}{\mu} \quad (1.19)$$

Dónde:

ρ : Densidad del fluido.

U : Velocidad del flujo

L : Longitud característica

μ : Viscosidad dinámica del fluido.

1.12. Coeficientes de fuerzas aerodinámicas

Dada la complejidad de los efectos del aire sobre los vehículos y con la finalidad de facilitar su estudio, se hace depender dichas relaciones de una única variable (Coeficiente) que permita, de una forma sencilla, conocer los efectos que resulten en el experimento. Normalmente, el valor de estos coeficientes se determina de forma

experimental en un entorno controlado (túnel de viento), en el que se puede conocer la velocidad, la densidad del aire, el área de referencia [8] (factor de forma).

Los coeficientes aerodinámicos son números adimensionales que se utilizan para el estudio aerodinámico de las fuerzas y momentos que experimenta un cuerpo cualquiera en movimiento dentro de un fluido.

La adimensionalización de las magnitudes se realiza con el fin de aprovechar las simplificaciones que el análisis dimensional aporta al estudio experimental y teórico de los fenómenos físicos.

Para adimensionalizar fuerzas aerodinámicas se emplea el término de presión dinámica q multiplicado por un área de referencia S :

$$q * S = \frac{1}{2} \rho V^2 * S \quad (1.20)$$

Dónde:

ρ : Densidad del fluido en el que se mueve el cuerpo,

V : Velocidad relativa de la corriente de aire incidente sin perturbar.

S : Superficie de referencia, la cual depende del cuerpo en particular.

Al aplicar este término se obtiene el respectivo coeficiente adimensional de sustentación:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} \quad (1.21)$$

Dónde:

C_L : Coeficiente de sustentación.

L : Fuerza de sustentación.

ρ : Densidad del fluido en el que se mueve el cuerpo,

V : Velocidad relativa de la corriente de aire incidente sin perturbar.

S : Superficie de referencia, la cual depende del cuerpo en particular.

1.13. Sustentación aerodinámica

Fuerza generada sobre un cuerpo que se desplaza a través de un fluido, de dirección perpendicular a la velocidad de la corriente incidente. En la práctica se utilizan coeficientes adimensionales que representan la efectividad de la forma de un cuerpo para producir sustentación y se usan para facilitar los cálculos y los diseños de diferentes objetos

aerodinámicos[9].En la figura 1.2 se observa el comportamiento del coeficiente de sustentación de un perfil aerodinámico con respecto al ángulo incidente al perfil alar, respecto a la dirección de la velocidad del fluido.

El modelo matemático obtenido a partir de la experimentación es:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L * \cos \alpha \quad (1.22)$$

Dónde:

L : Fuerza de sustentación.

C_L : Coeficiente de sustentación.

ρ :Densidad del fluido en el que se mueve el cuerpo,

V : Velocidad relativa de la corriente de aire incidente sin perturbar.

S : Superficie de referencia, la cual depende del cuerpo en particular.

α : Ángulo de incidencia.

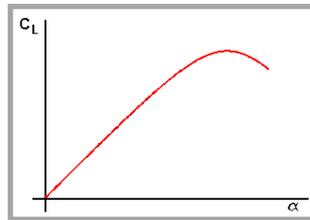


Figura 1. 2. Coeficiente de sustentación vs. Ángulo de ataque.

1.14. Perfil alar

En aeronáutica se denomina perfil alar al área transversal de un elemento, que al desplazarse a través del aire es capaz de crear a su alrededor una distribución de presiones que genera una fuerza de sustentación.

Según el propósito que se persiga en el diseño, los perfiles pueden ser más finos o gruesos, curvos o poligonales, simétricos o no, e incluso el perfil puede ir variando a lo largo del ala, en la figura 1.3 se observan dos tipos de perfiles alares.

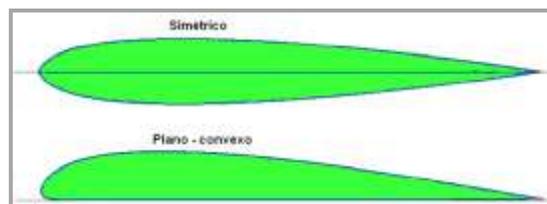


Figura 1.3. Ejemplos de perfiles alares.

1.15. Túnel de viento

En aerodinámica, un túnel de viento es una herramienta de investigación desarrollada para estudiar los efectos del movimiento del aire alrededor de objetos sólidos. En la figura 1.4 se observa un túnel de viento abierto con sus partes básicas[15].

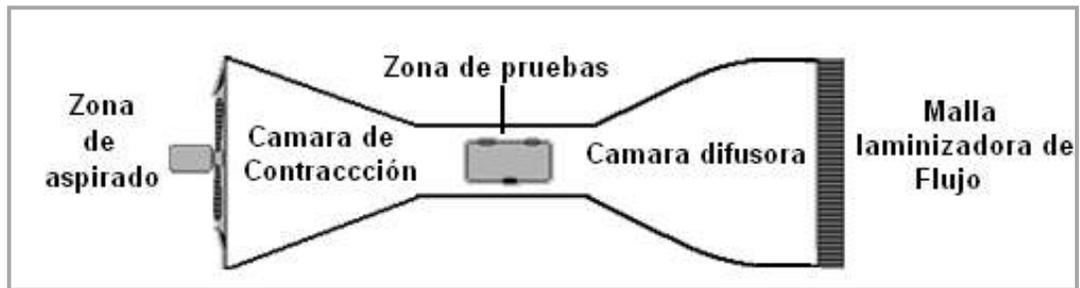


Figura1.4. Esquema general de un túnel de viento.

1.15.1. Tipos de túneles de viento

El requisito principal de un túnel aerodinámico es la posibilidad de obtención de un flujo rectilíneo uniforme de aire. Para una primera aproximación la uniformidad del flujo es provista por la geometría de las paredes del túnel y por elementos de construcción internos.

Existen diferentes formas para los túneles aerodinámicos, que de una forma dicotómica se pueden agrupar en:

- Túnel abierto/cerrado.
- Cámara de ensayos abierta/cerrada.
- Túnel soplado/aspirado.

Estos tipos de túnel se pueden observar en la figura 1.5, la figura superior corresponde al túnel de viento abierto con zona de pruebas abierta y la figura inferior al túnel de viento cerrado con zona de pruebas abierta.

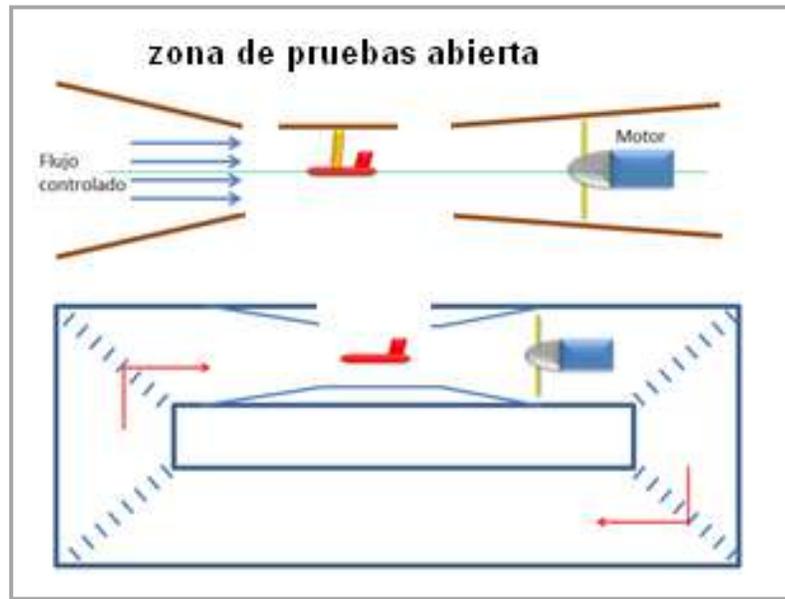


Figura 1.5. Tipos de túnel de viento abierto (superior) y cerrado (inferior) con zona de pruebas abierta. overG

1.15.1.1. Túnel de viento cerrado

En un principio el circuito opera en forma abierta con sección experimental cerrada. En este túnel (Figura 1.6.) el flujo alrededor del cuerpo es confinado entre la longitud sólida de paredes, con un ducto de regreso que realimenta el flujo de aire.

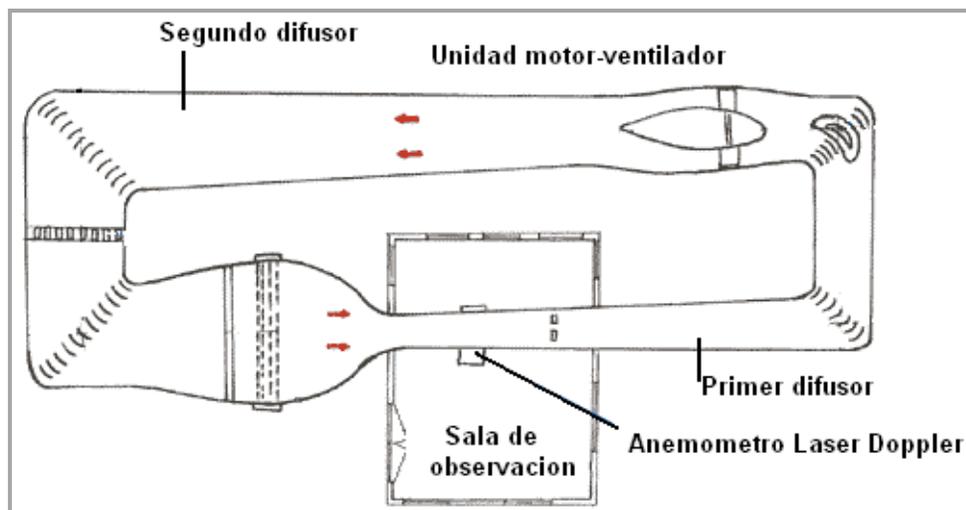


Figura 1.6. Túnel de viento cerrado. f1technical, 2003.

1.15.1.2. Túnel de viento abierto

Este tipo de túnel se observa en la figura 1.6, el aire es tomado directamente del ambiente, y este es conducido a la zona de pruebas de la cual sale de nuevo a la atmosfera.

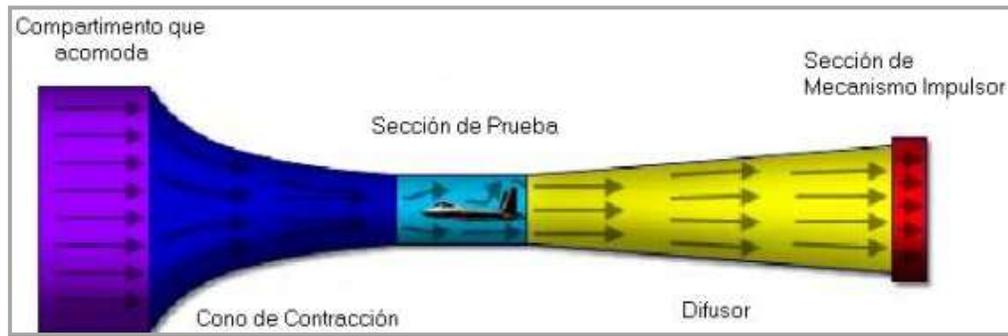


Figura 1.7. Túnel de viento abierto. Víctor Marín

CAPITULO II.

DISEÑO Y CONSTRUCCION PROTOTIPO TUNEL DE VIENTO

En este capítulo se lleva a cabo la descripción del proceso realizado en el diseño e implementación de un prototipo de túnel de viento para pruebas a pequeña escala, con el fin de llevar a cabo estudios comparativos de perfiles alares.

2.1. Parámetros de diseño

A continuación se definen los requerimientos mínimos necesarios para un diseño de túnel de viento [16]:

- Túnel de viento subsónico de circuito abierto con aspiración y soplado de aire.
- Flujo uniforme en la zona de pruebas.
- Longitud total máxima del túnel no mayor a 2m.
- Base y cuerpo del túnel de aluminio y acrílico.
- Zona de pruebas superficie lisa de acrílico.
- Velocidad máxima en la sección de pruebas $\approx 28 \text{ Km/h} \approx 8 \text{ m/s}$.
- Área transversal de la sección de pruebas 10cm x 10cm.

Para el diseño de túnel de viento subsónico es necesario considerar los siguientes parámetros:

- Temperatura promedio del aire
- Altitud promedio de Popayán
- Densidad del aire ρ .
- Presión atmosférica.

2.2. Cálculo de la presión atmosférica

A partir de la ecuación (1.11) procedemos a calcular la presión atmosférica en Popayán:

Dónde:

p_0 : Presión atmosférica al nivel del mar equivalente a 760mmHg.

g : Gravedad 9.8 m/s²

T : Temperatura promedio del aire $\approx 21^\circ\text{C} = 293.15\text{K}$.

R : Constante del aire 287Nm/KgK.

h : Altura de Popayán con respecto al nivel del mar 1760 m

Reemplazando los datos en la ecuación (1.11):

$$p = p_0 e^{\frac{-gz}{RT}}$$

Por lo tanto la presión atmosférica calculada es: $P = 619.55 \text{ mmHg} \approx 82.600 \text{ Pa}$

2.3. Cálculo de la densidad del aire

Para calcular la Densidad (ρ) que tiene el aire en el ambiente en la ciudad de Popayán hacemos uso de la ecuación (1.13):

$$\rho = \frac{82600 \text{ N} / \text{m}^2}{287 \text{ Nm} / \text{KgK} * 294.15 \text{ K}}$$

$$\rho = 0.978 \text{ Kg} / \text{m}^3$$

2.4. Cálculo de flujo másico

Para realizar el cálculo de flujo másico se hace uso de la ecuación (1.15):

$$\dot{m} = 0.978 \text{ Kg} / \text{m}^3 * 8 \text{ m} / \text{s} * 0.1 \text{ m} * 0.1 \text{ m}$$

$$\dot{m} = 0.0783 \text{ Kg} / \text{s}$$

2.5. Cálculo del caudal de aire.

Para el cálculo de caudal partimos de la ecuación (1.14):

$$Q = \frac{0.0784 \text{ Kg} / \text{s}}{0.98 \text{ Kg} / \text{m}^3}$$

$$Q = 0.08 \text{ m}^3 / \text{s}$$

2.6. Cálculo de pérdidas y potencia requerida para los motores.

Los cálculos para estimar la potencia del motor encargado de entregar energía al aire se obtienen a partir de la conservación de energía basándose en la ecuación de Bernoulli correspondiente a la ecuación(2.1) con consideraciones de pérdida de energía por fricción a lo largo del ducto del túnel de viento[16].

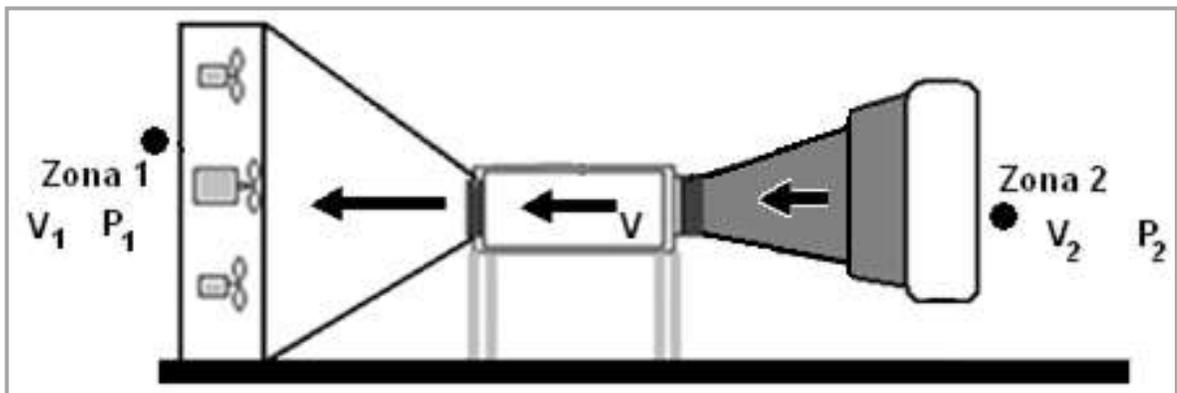


Figura 2.1. Esquema de túnel de viento para cálculo de pérdidas.

A partir de la figura 2.1. Se realizan los cálculos de estimación de la potencia del motor y se siguen las consideraciones de diseño expuestas a continuación:

$$\frac{\rho_2}{\rho g} + \frac{V_2^2}{2g} + Z_2 + h_v = \frac{\rho_1}{\rho g} + \frac{V_1^2}{2g} + Z_1 + h_f \quad (2.1)$$

Dónde:

ρ_1 y ρ_2 : Presión estática.

Z_1 y Z_2 : Alturas.

V , V_1 y V_2 Velocidad.

h_v : Energía del ventilador

h_f : Energía de pérdida por fricción.

ρ : Densidad del aire

g : Gravedad.

Considerando que la presión estática en ambos extremos es igual podemos despreciar estos dos términos, Las alturas Z_1 y Z_2 también se desprecian de la ecuación y la velocidad V_2 es próxima a cero puesto que la presión estática es próxima a la presión total, siendo la presión dinámica cercana a cero, por esto el término es despreciado, con las anteriores consideraciones se obtiene la ecuación (2.2).

$$h_v = \frac{V_1^2}{2g} + h_f \quad (2.2)$$

La ecuación (2.3), permite determinar la potencia que debe poseer el motor con una velocidad determinada en la zona de pruebas. Del primer experimento se tienen los siguientes datos: Potencia consumida de 48 W, velocidad de 2 m/s y un área de 0.01m² en la zona de pruebas.

$$P = \frac{\rho g Q h_v}{\eta} \quad (2.3)$$

Dónde:

P : Potencia para turbomáquinas.

ρ : Densidad del aire.

g : Gravedad

Q : Caudal de aire.

h_v : Energía del fluido en metros.

η : Eficiencia de la turbomáquina, 0.7 para ventiladores.

Despejando h_v de la ecuación (2.3) y reemplazando los datos mencionados anteriormente se obtiene el siguiente valor que corresponde a la energía que tiene el fluido en la zona de pruebas:

$$h_v = 174,9 \text{ m}$$

Haciendo uso de la ecuación (2.2) se determinan las pérdidas por fricción en el túnel de viento, puesto que con la velocidad V_1 de 0,34m/s a partir de la ecuación (1.15) en la zona de pruebas y el área correspondiente, podemos despreciar este valor de velocidad obteniendo h_f .

$$h_f = 174,9 \text{ m}$$

Este valor corresponde a las pérdidas por fricción del túnel de viento diseñado.

La nueva potencia requerida de los motores a una velocidad de 8m/s, y un caudal de $0,08\text{m}^3/\text{s}$ se obtiene a partir de la ecuación (2.3):

$$P = 0.978 \text{ Kg} / \text{m}^3 * 9.8 \text{ m} / \text{s}^2 * 0.08 \text{ m}^3 / \text{s} * 174,9 \text{ m}$$

$$P = 134,4 \text{ W}$$

La potencia de 134,4 W corresponde a la potencia entregada de la turbo máquina (ventilador) a el fluido (aire) despreciando pérdidas por turbulencia.

Considerando la eficiencia del 70%:

$$P_{MOTOR} = \frac{134,4 \text{ W}}{\eta}, \quad P_{MOTOR} = \frac{134,4 \text{ W}}{0.7}$$

Se obtiene la potencia que debe entregar la turbo máquina para obtener una velocidad de 8 m/s en la zona de pruebas:

$$P_{MOTOR} = 192 \text{ W}$$

2.7. Diseño prototipo túnel de viento subsónico bajo

Una vez obtenidos los parámetros mínimos necesarios, se procede a realizar un diagrama en el cual se definen las partes para implementar el prototipo de túnel de viento, como se observa en la figura 2.2.

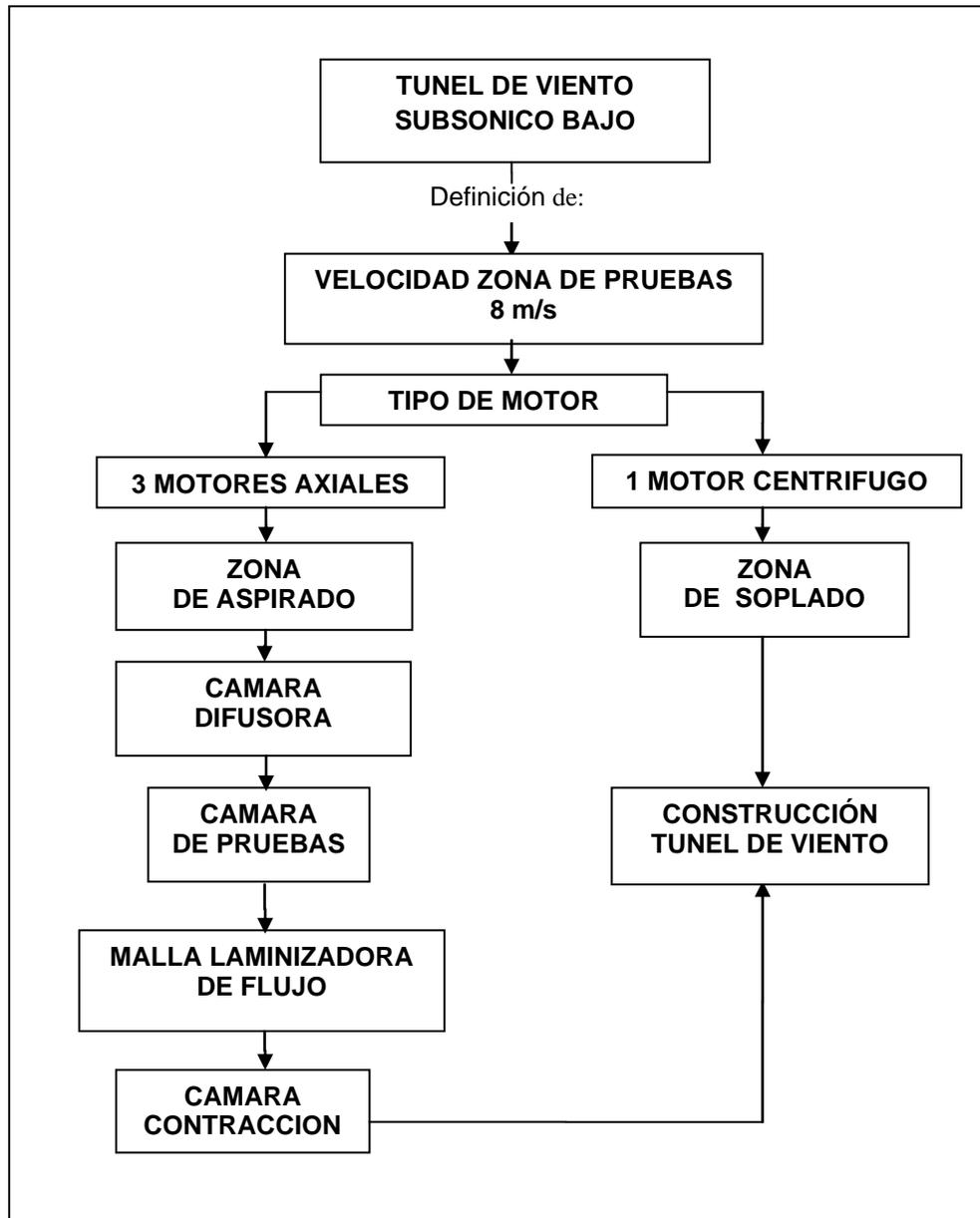


Figura 2.2. Esquema general para el diseño de prototipo de túnel de viento.

2.8. Partes del túnel de viento.

A continuación se describe el prototipo de túnel de viento a implementar con sus respectivas zonas, que se describe en la figura 2.3.

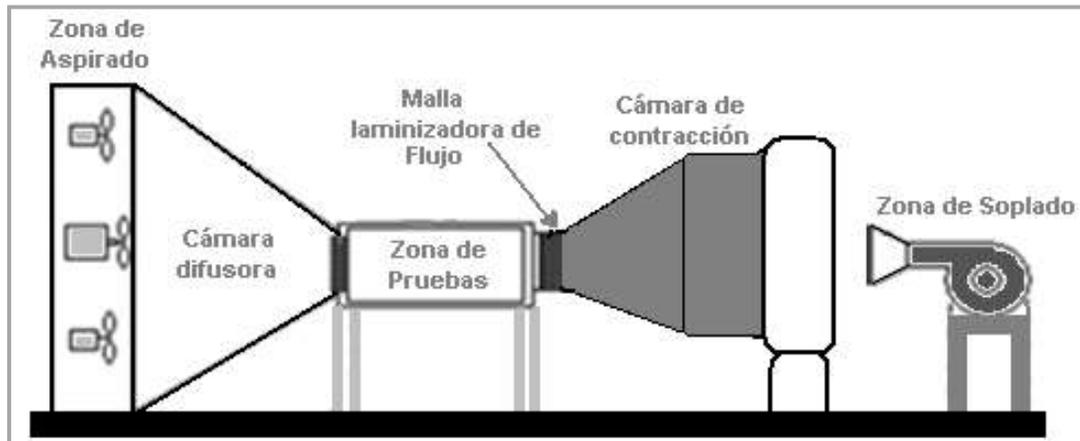


Figura 2.3. Partes del túnel de viento subsónico bajo.

- **Zona de aspirado**

En esta zona se hace uso de tres motores tipo axial distribuidos para aprovechar el máximo flujo que viene de la zona de soplado.

- **Cámara difusora**

Toma el fluido que viene de de la zona de soplado, lo dirige a la zona de pruebas y finalmente lo lleva hasta la zona de aspirado.

- **Zona de pruebas**

En esta zona se ubican los sensores de temperatura, presión diferencial y humedad relativa, para caracterizar el fluido y en un lado de la misma zona se ubica el servomotor que hace parte de la balanza aerodinámica encargada de sensar la fuerza de sustentación sobre el perfil alar.

- **Malla laminizadora de flujo**

Su función es laminizar el fluido para asegurar un fluido uniforme a través de la zona de pruebas.

- **Cámara de contracción**

Se encargará de recibir el fluido que viene de la zona de soplado y dirigirlo a la Zona de pruebas.

- **Zona de soplado**

Esta zona consta de un motor centrífugo que se encarga de llevar el fluido a la cámara de contracción y de aquí una vez laminarizado pasará a la zona de pruebas.

2.9. Implementación de prototipo de túnel de viento subsónico bajo.

Debido a la importancia de tener un equipo en el que se puedan realizar pruebas, durante el proceso de la construcción de la instrumentación, se hizo imprescindible la construcción de un prototipo de túnel de viento subsónico bajo básico. El presente diseño es de tipo experimental con adaptaciones de túnel de viento subsónico bajo cerrado, el prototipo construido se observa en la figura 2.4.



Figura. 2.4. Prototipo de Túnel de viento subsónico bajo para pruebas de instrumentación.

2.9.1. Construcción de zona de aspirado

En la figura 2.5 se observan las dimensiones y la construcción de la zona de aspirado con tres motores tipo axial cada uno con doble hélice, distribuidos para absorber la mayor cantidad de fluido posible.

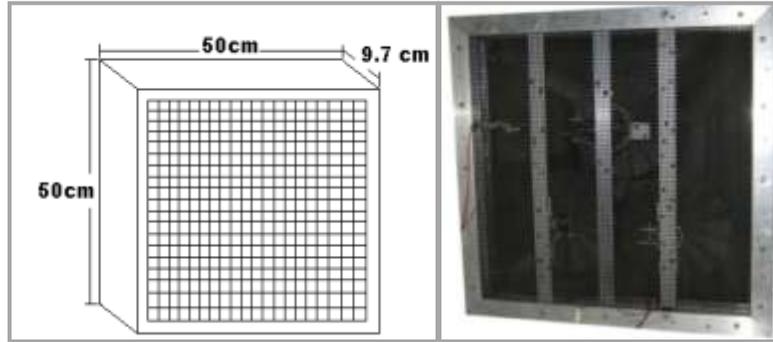


Figura 2.5. Dimensiones y construcción de la Zona de Aspirado

2.9.1.1. Dimensiones motores y hélices.

En la tabla 2.1. Se describen las dimensiones para cada motor implementado en la zona de aspirado y las dimensiones de las hélices (Figura 2.6.), de las cuales se colocan 2 en cada motor axial para aumentar la cantidad de flujo absorbido[18].



Figura 2.6. Motor central y hélices para la zona de aspirado.

Dimensiones	Motor Central	Motores laterales	Dimensión de las Hélices
Diámetro	$\phi = 8\text{ cm}$	$\phi = 4\text{ cm}$	$\phi = 18,5\text{ cm}$
Longitud	10 cm	8 cm	Numero de Palas: 13 palas

Tabla 2.1. Dimensiones motores y hélices para la zona de aspirado

2.9.2. Construcción Cámara Difusora.

En la figura 2.7 se observan las dimensiones y la construcción de la cámara difusora construida, la base se realizó en aluminio y las paredes en acrílico.

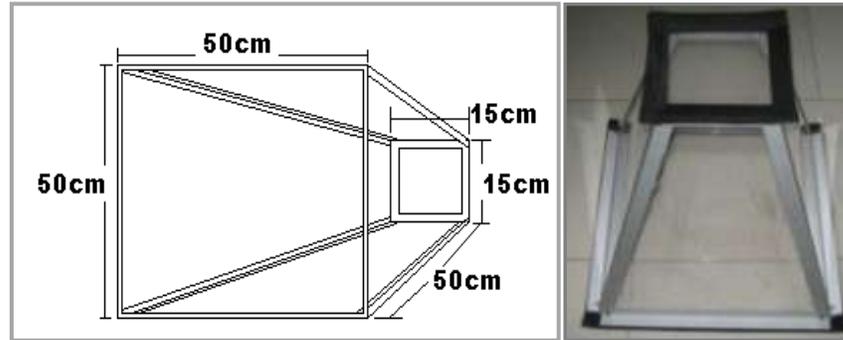


Figura 2.7. Dimensiones y construcción de la Cámara difusora.

2.9.3. Construcción zona de pruebas

La figura 2.8. muestra las dimensiones que se fijaron para la zona de pruebas junto con su construcción la cual se hace totalmente en acrílico puesto que se requiere que esta zona sea lo más lisa posible para evitar turbulencias.

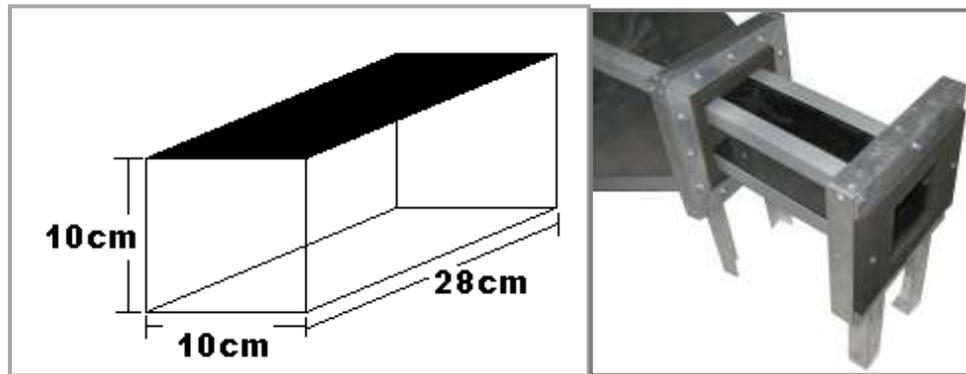


Figura 2.8. Dimensiones y construcción de la zona de pruebas.

2.9.4. Construcción de malla laminizadora de fluido

En la figura 2.9. Se observa la malla laminizadora con dimensiones de 10cm x 10cm, en donde cada orificio tiene un diámetro de 3 mm ideal para permitir que el fluido sea laminar en la zona de pruebas.

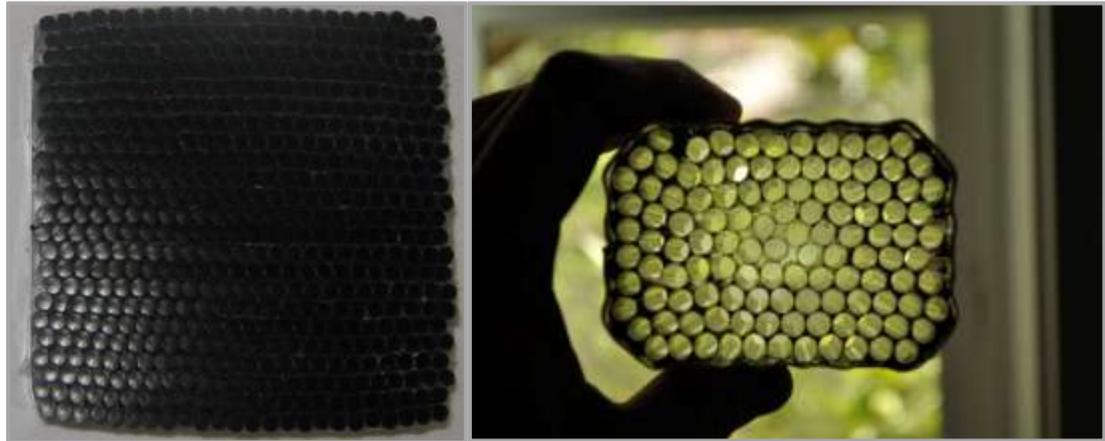


Figura 2.9. Malla laminizadora de Flujo.

2.9.5. Construcción cámara de contracción

Esta cámara figura 2.10 se construye teniendo en cuenta el diámetro de salida del ventilador sin aspasaxial, puesto que de esta forma se aprovecha al máximo el caudal que produce dicho motor. Esta zona se construye con madeflex y se cubre con vinilo negro logrando una superficie lisa, además cuenta con un sistema laminizador de flujo, disminuyendo la turbulencia que genera el flujo de aire proveniente del motor centrifugo.

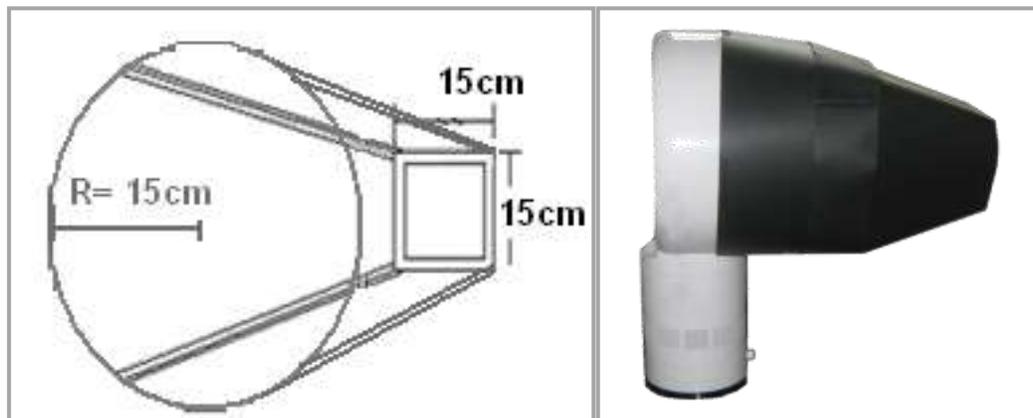


Figura 2.10. Dimensiones e implementación de la cámara de contracción.

2.9.6. Implementación zona de soplado.

Esta zona se observa en la figura. 2.11, consta de un ventilador centrífugo que permite llevar el flujo hacia la malla laminizadora lo que permite reducir las turbulencias.

El motor centrífugo es de 120 Voltios, 60 Hertz, 3.4 Amperios, con 13.000 Revoluciones por minuto y un Caudal de $2.3 \text{ m}^3/\text{min}$.



Figura 2.11. Ventilador centrífugo y hélice de la zona de soplado.

CAPITULO III.

DISEÑO DE INSTRUMENTACION ELECTRONICA PARA EL TUNEL DE VIENTO, SUBSONICO BAJO

Para este capítulo se describen las fases de diseño que preceden a la implementación de la instrumentación electrónica básica requerida para un túnel de viento subsónico de baja velocidad, la cual hace parte del prototipo de túnel de viento desarrollado en el capítulo II.

3.1. Diseño conceptual de la instrumentación electrónica túnel de viento.

Un diseño conceptual es aquel que capitaliza recursos disponibles para conformar una idea, la cual nos sirve para a llevar a cabo un prototipo, con el fin de satisfacer una necesidad.

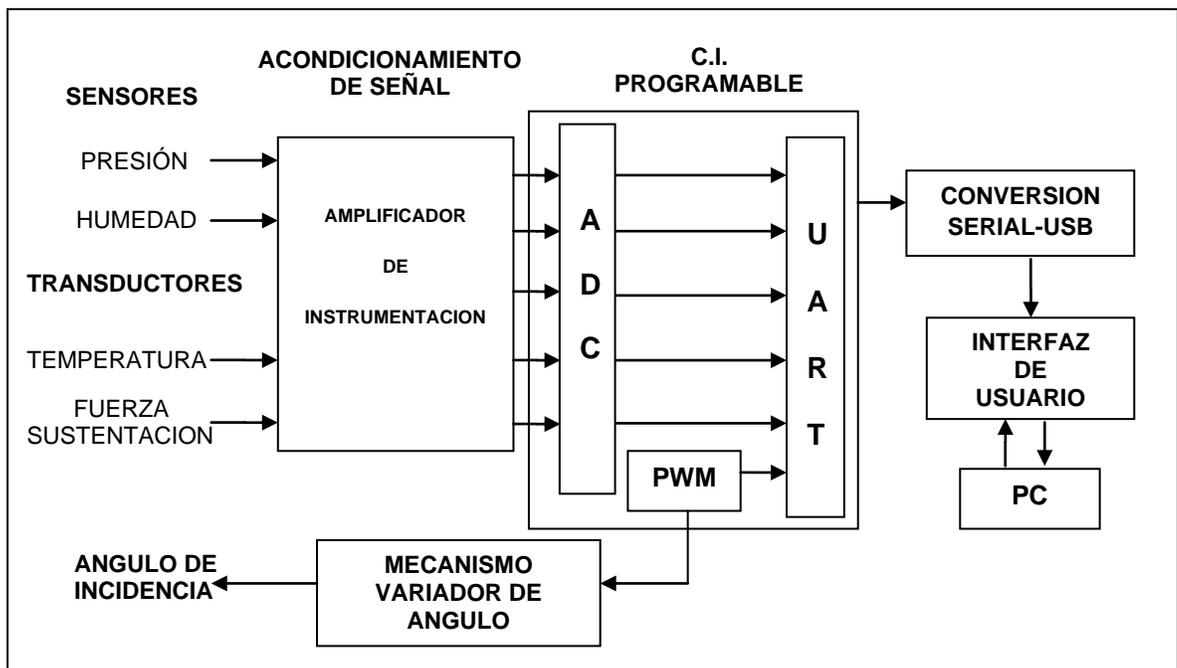


Figura 3.1. Diseño conceptual instrumentación electrónica básica para el túnel de viento.

En la figura 3.1 se observa el diseño conceptual para una instrumentación adecuada del túnel de viento se requieren de sensores de presión y humedad también se requieren

transductores de temperatura y para medir fuerza de sustentación, estos con el fin de caracterizar el fluido en la zona de pruebas y las celdas de carga para obtener la fuerza de sustentación que producen los perfiles alares. Para un óptimo funcionamiento de estos elementos es necesaria una etapa de acondicionamiento de la señal, la etapa a seguir es la utilización de amplificadores de instrumentación a partir de los cuales se ajusta la ganancia, también se requiere de un circuito integrado programable que contenga la implementación de módulos tales como, ADC para la recepción de las señales de los sensores, PWM para el control del servomotor, y módulo de comunicación UART, también es necesario la conversión de serial a USB que irá a una interfaz de usuario al PC el cual recibirá y enviará datos.

3.2. Diseño preliminar instrumentación electrónica túnel de Viento.

Una vez se tiene el diseño conceptual, se procede a la realización del diseño preliminar, el cual es el mejor diseño para la idea de un prototipo. Cuando se aprueba el diseño preliminar (Figura 3.2.) se procede a la construcción del mismo.

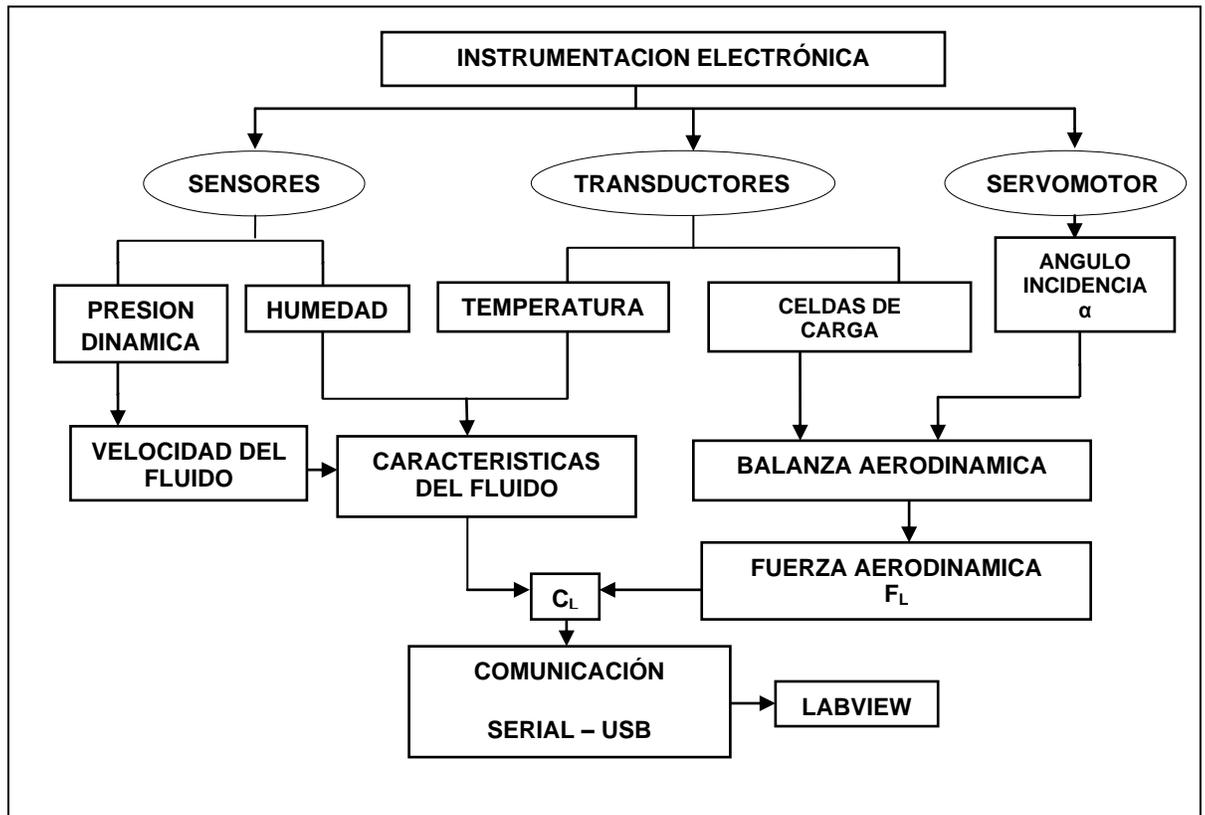


Figura 3.2 Diseño preliminar instrumentación electrónica.

El diseño preliminar que se observa en la figura 3.2, consta de la construcción de un prototipo de instrumentación electrónica que contiene sensores de presión, temperatura humedad y celdas de carga.

La instrumentación electrónica implementada es útil tanto en un túnel de viento de tipo cerrado como de tipo abierto, tiene un sistema de sensores que permiten la caracterización del fluido y el estudio del perfil aerodinámico, además del servomotor que causa la variación del ángulo de incidencia del aire con respecto al perfil.

3.2.1. Descripción del diseño preliminar

El diseño preliminar de la instrumentación electrónica consta de:

- a. Definición de dispositivos y software adecuados.
- b. Caracterización y acondicionamiento de sensores y servomotor.
- c. Diseño esquemático de la instrumentación electrónica:
 - Tarjeta principal.
 - Tarjeta de sensores.
 - Fuente regulada dual.

3.3. Dispositivos y software adecuados

- Los sensores a utilizar son:
Sensor de presión diferencial MPXV5004DP.
Sensor de Humedad HONEYWELL HIH-4000.
- Los transductores a utilizar son:
Termocupla tipo K.
Celdas de carga.
- Servomotor HITECH HS-322HD.
- El circuito integrado programable a utilizar es el DSPIC33FJ128MC802.
El cual consta de seis entradas analógicas, módulo ADC, módulo PWM, módulo de comunicación UART.
- Tarjeta FT232RL, conversión serial-USB.
- Software para simulación de instrumentación PROTEUS.
- Software para interfaz de usuario LABVIEW.

3.4. Caracterización y acondicionamiento de los sensores y del servomotor

A continuación se realiza la caracterización y acondicionamiento de cada uno de los sensores y del servomotor. Las tablas de datos que se obtuvieron para cada sensor se encuentran en el anexo A.

3.4.1. Caracterización sensor de humedad

El sensor de humedad relativa utilizado es el **Honeywell HIH – 4000**, el cual se observa en la Figura 3.3.



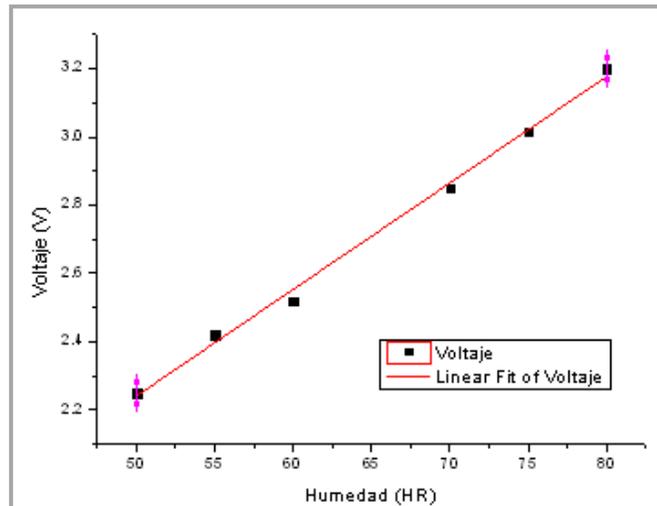
Figura 3.3. Sensor de Humedad HIH-4000 de Honeywell

En la tabla 3.1. se observan las características típicas de operación del sensor de humedad.

Parámetro	Mínimo	Típico	Máximo
Precisión	-3.5%HR	-	+3.5 %HR
Repetibilidad		±0.5 %HR	
Tiempo de respuesta		5 s	
Voltaje de alimentación	4V	5V	5.8V
Corriente de alimentación	-	200µA	500µa

Tabla 3.1. Características típicas de operación sensor Honeywell HIH-4000.

En la grafica 3.1 se observa la caracterización del sensor de humedad, la respuesta es Voltaje vs porcentaje de humedad relativa, al realizar el análisis por mínimos cuadrados se obtiene la ecuación (3.1) correspondiente a dicha linealización.



Grafica 3.1. Voltaje vs Humedad.

$$V = 0.03121H + 0.68024 \quad (3.1)$$

3.4.2. Caracterización sensor de presión diferencial

Este tipo de sensor piezoresistivo (Figura 3.4), determina la presión diferencial, consta de dos boquillas, una se deja al ambiente (con esta se tiene la presión total) y la otra boquilla se ubica en la zona de pruebas en forma perpendicular al fluido (con esta boquilla se tiene la presión estática en la zona de pruebas), por lo tanto la presión diferencial corresponde a la presión dinámica del fluido en la zona de pruebas.



Figura 3.4. Sensor de presión diferencial MPXV5004DP.

CARACTERISTICAS	RANGO DE TRABAJO	
Rango de Presión	3.92 KPa.	Máximo
	400 mmH ₂ O	Máximo
Voltaje de alimentación	4.75-5.25VDC	TÍPICO 5.0 VDC
Corriente de alimentación	10mA	Máximo
OFFSET	0,75-1,25	1,25V Máximo

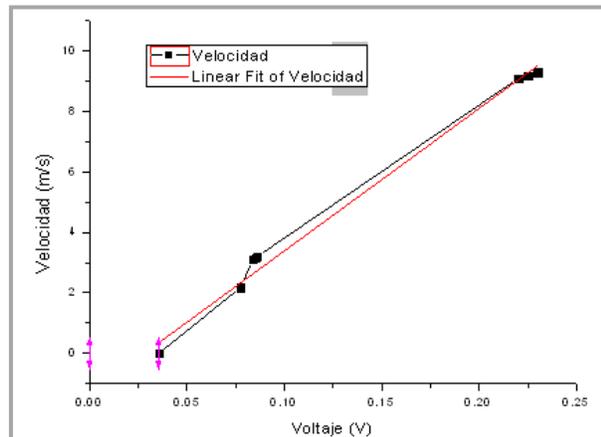
Tabla 3.2. Características típicas de operación sensor MPXV5004DP

Teniendo en cuenta las características típicas mostradas en la tabla 3.2, se procede a la caracterización del sensor de presión para lo cual se hizo uso del anemómetro **EXTECH** para obtener la velocidad del fluido en la zona de pruebas y a partir de esta se obtiene la presión dinámica que es la respuesta del sensor de presión de diferencial.



Figura 3.5. Anemómetro Extech para calibración de sensor de presión.

En la gráfica 3.2 se observa la caracterización del sensor de presión diferencial a partir del anemómetro Extech (Figura 3.5, ver características anexo E), se obtiene una respuesta de Voltaje versus Velocidad, al realizar el análisis por mínimos cuadrados se obtiene la ecuación (3.2).



Grafica 3.2. Voltaje vs Velocidad.

$$v = 47.67 * Vol - 1.59 \quad (3.2)$$

Dónde:

v: Velocidad en la zona de pruebas.

Vol: Voltaje correspondiente a cada velocidad registrada.

3.4.3. Caracterización Termocupla tipo K.

En este caso es un transductor de temperatura, Termocupla tipo K (NiCr - Ni) como se observa en la figura 3.6. Llamada también Termocupla Chromel – Alumel, es la termocupla más usada en la industria.

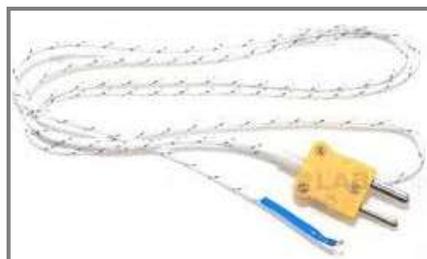
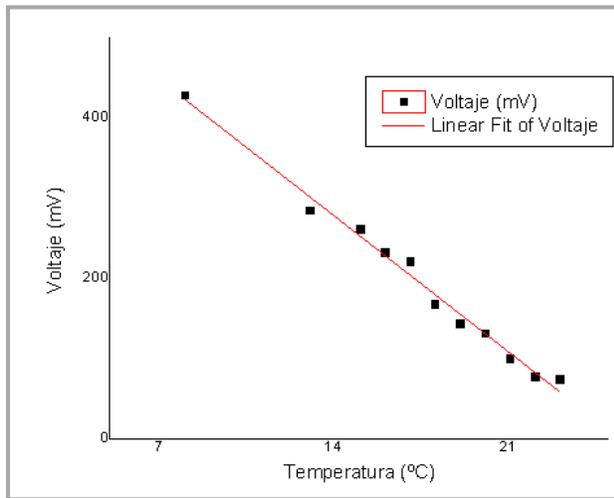


Figura 3.6. Termocupla Tipo K

Al realizar el análisis por mínimos cuadrados se obtiene la respuesta de la gráfica 3.3. La termocupla se caracteriza teniendo en cuenta temperaturas desde 7 °C hasta 25 ° C, rango de trabajo suficiente para la experimentación en el túnel de viento. La respuesta de voltaje versus temperatura de la termocupla corresponde a la ecuación (3.3).



Gráfica 3.3. Voltaje vs Temperatura.

$$V = -24.2 * T + 616.15 \quad (3.3)$$

Dónde:

V: Voltaje correspondiente a cada temperatura registrada.

T: Temperatura.

3.4.4. Caracterización de Celdas de carga

Las celdas de carga (figura 3.7) son transductores que convierten una fuerza aplicada en una señal eléctrica en este caso en voltaje, la conversión se realiza en dos etapas mediante un arreglo mecánico que deforma una galga Extensiométrica (figura 3.5), la cual convierte la deformación en voltaje.

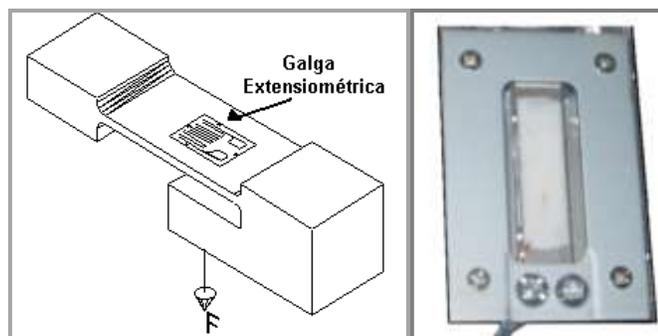
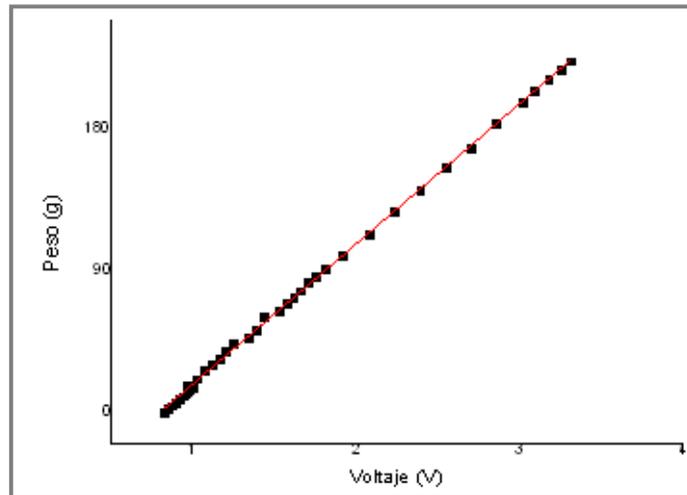


Figura 3.7. Galga Extensiométrica y celda de carga.

3.4.4.1. Caracterización celda de carga C1

La celda de carga C1 se utiliza para sensar la fuerza de sustentación. La ecuación 3.4 corresponde a la respuesta del sensor en función del peso aplicado a la celda de carga, presentando una respuesta lineal.



Grafica 3.4. Peso vs Voltaje Celda de carga C1.

$$M = 0.08844 * Vol - 0.01372 \quad (3.4)$$

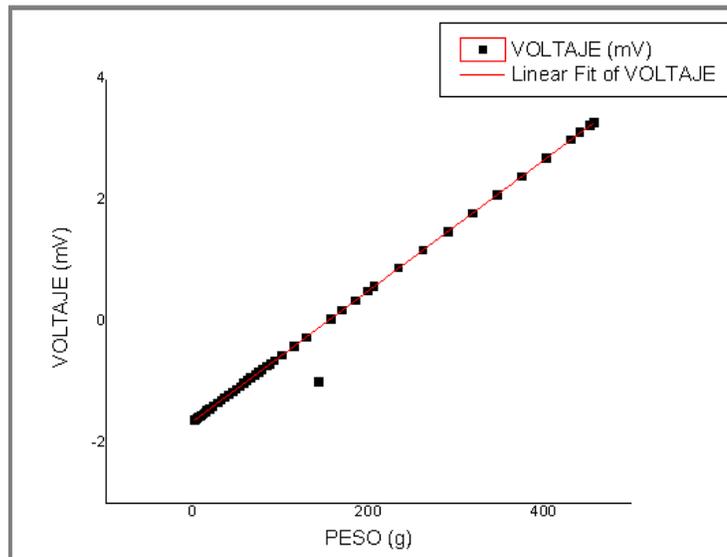
Dónde:

M: Peso en gramos.

Vol: Voltaje correspondiente a cada peso registrado.

3.4.4.2. Caracterización Celda de carga C2

La celda de carga C2 se utiliza para sensar la fuerza de arrastre (opcional), la ecuación 3.5. Corresponde a la respuesta de la celda de carga en función del voltaje.



Gráfica 3.5. Voltaje vs Peso Celda de carga C2

La figura 3.5 corresponde a la gráfica de la celda de carga, voltaje versus peso aplicado como se observa presenta una respuesta lineal.

$$M_2 = ((V + 1.631) / 0.0108) * 0.001 \quad (3.5)$$

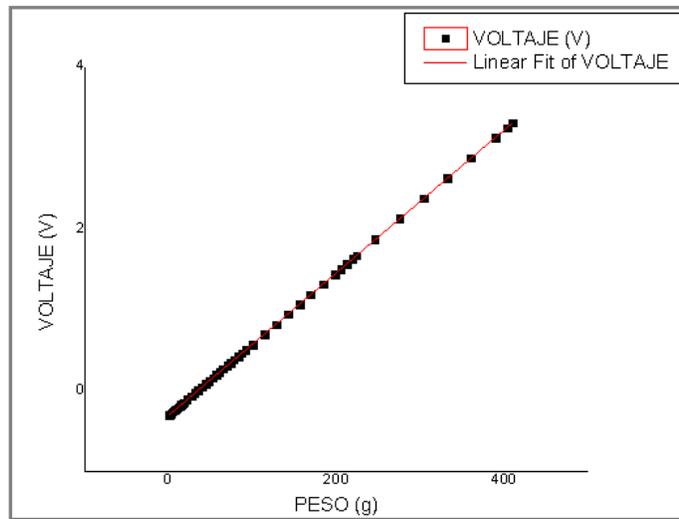
Dónde:

M₂: Peso en gramos.

V: Voltaje correspondiente a cada peso registrado.

3.4.4.3. Caracterización celda de carga C3

La celda de carga C3 se utiliza para obtener la fuerza de sustentación. La ecuación 3.6, corresponde a su respuesta en voltaje en función del peso aplicado. En la gráfica 3.6 se observa su respuesta luego de realizar el análisis por mínimos cuadrados encontrando una respuesta lineal.



Grafica 3.6. Voltaje vs Peso Celda de carga C3

$$V = 0.0082M - 0.296 \quad (3.6)$$

Dónde:

M: Peso en gramos.

V: Voltaje correspondiente a cada peso registrado.

3.4.5. Servomotor

El HS-322HD se observa en la figura 3.8, es un servomotor de carga pesada que utiliza un tren de engranajes de Karbonite, que es cuatro veces más fuerte que los engranajes de nylon estándar. Este puede ser llevado a posiciones angulares específicas al enviar una señal codificada. Con tal de que una señal codificada exista en la línea de entrada, el servo mantendrá la posición angular del engranaje. Cuando la señal codificada cambia, la posición angular de los piñones cambia.



Figura 3.8. Servomotor HS-322HD.

El servomotor HITECH HS-322HD maneja un rango de 0° a 180° . Este será parte de la balanza aerodinámica, trabajando en un rango de -30° a 30° , que corresponde al ángulo de incidencia del perfil aerodinámico a estudiar.

3.5. Circuito integrado DSPIC33FJ128MC802

Un DSP es un procesador de señal digitales un tipo de microprocesador que realiza el procesamiento de datos en tiempo real. Esta capacidad de operación en tiempo real hace de un DSP la opción perfecta para cualquier tipo de aplicaciones.

Básicamente un DSP adquiere una señal digital y la procesa para mejorar la misma. La mejora puede ser un sonido más claro, imagen más nítida o datos más rápidos. En la figura 3.9 se observa un DSP de 28 pines utilizado para la instrumentación electrónica.



Figura 3.9. Circuito Integrado DSPIC33fj128mc802 de 28 pines

Aunque hay muchos procesadores DSP, la mayoría son diseñados con las mismas operaciones básicas. Estas características se dividen en tres categorías:

- Alta velocidad de cálculos aritméticos.
- Transferencia de datos hacia y desde el mundo real.
- Arquitecturas de memoria de múltiple acceso.

3.6.1. Módulos DSPIC útiles en la instrumentación del túnel del viento

A continuación se describen los módulos principales utilizados para la implementación del sistema de adquisición y procesamiento de datos que conforman la instrumentación electrónica.

3.6.1.1. Módulo PWM.

El Modulo PWM es una herramienta muy útil y utilizada en el campo de las comunicaciones y de control, puesto que permite modificarle a una señal digital de frecuencia constante el tiempo y en alto de la señal, sin variar la frecuencia, este tiempo en alto es también llamado **DUTY** o **CICLO UTIL**. En la figura 3.10 se observa el cambio del ciclo útil para el rango de ángulos que maneja el servomotor, el cual va de 0° a 180°.

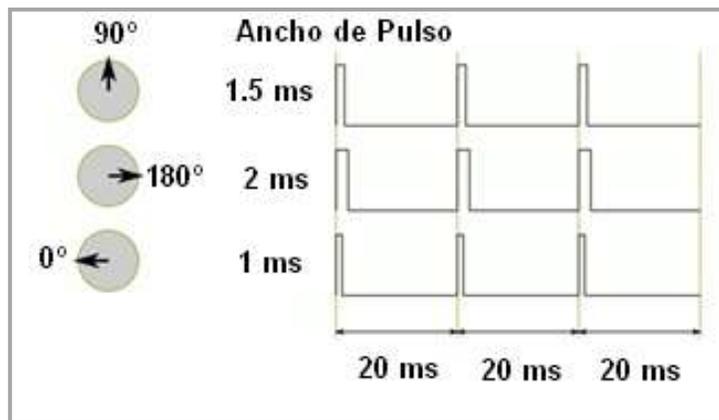


Figura 3.10. Control de un servomotor mediante el Módulo PWM

3.6.1.2. Módulo ADC

El ADC convierte un valor de tensión analógico en su equivalente valor digital expresado en unos y ceros en uno o varios registros del DSPIC.

3.6.1.3. Módulo comunicación UART

El corazón del sistema de comunicaciones serie es la **UART**, acrónimo de **Universal Asynchronous Receiver-Transmitter**. Es un módulo del DSPIC cuya misión principal es convertir los datos recibidos del bus del PC en formato paralelo, a un formato serie que será utilizado en la transmisión hacia el exterior. También realiza el proceso contrario: transformar los datos serie recibidos del exterior en un formato paralelo entendible por el bus.

CAPITULO IV.

IMPLEMENTACION DE INSTRUMENTACION ELECTRONICA PARA EL TUNEL DE VIENTO SUBSONICO BAJO

En el capítulo IV se describen las etapas de implementación en la instrumentación electrónica, comenzando por el dispositivo programable DSPic, pasando por la descripción de la etapa de acondicionamiento de sensores y finalmente la utilización del servomotor.

4.1. Implementación de la instrumentación electrónica

En esta etapa se procede al montaje de la tarjeta principal, la tarjeta de acondicionamiento de los sensores y la fuente regulada, además se hace una descripción de la configuración de los módulos a programar en el dispositivo DSP.

4.1.1. Implementación de la tarjeta principal

En la figura 4.1 se observa el diagrama esquemático de la tarjeta principal, en la cual está ubicado el DSPIC33FJ128MC802, que contiene las entradas análogas para los sensores, el módulo PWM para el control del servomotor, los pines necesarios para reprogramar el DSPIC en caso de ajustes y los pines encargados de recibir y de enviar la información a una tarjeta FT232RL que permite la conversión de serial a USB y permite la conexión al PC.

El software diseñado para la configuración del dispositivo DSPIC consiste en la programación de los módulos principales basándose en las librerías para C30 de Microchip, los módulos principales son: la configuración de la fuente de oscilación, las interrupciones en el programa, el módulo UART, PWM, ADC y DMA (Ver código Anexo D).

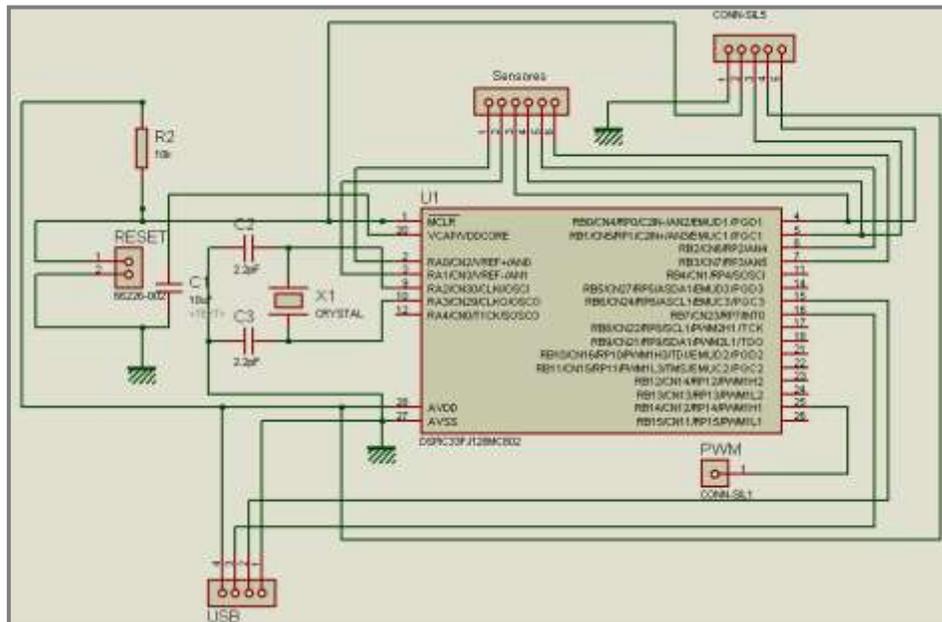


Figura 4.1. Diagrama esquemático tarjeta principal.

En la figura 4.2 se observa la tarjeta diseñada en Ares del programa ISIS de proteus, siendo posteriormente implementada para programar el código en lenguaje C30 DSP Microchip.

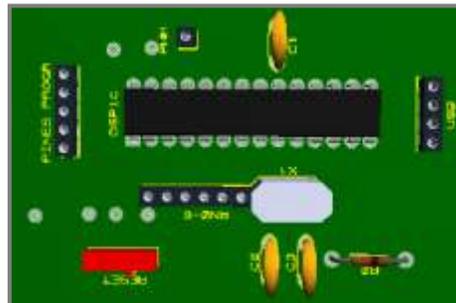


Figura 4.2. Implementación de la tarjeta principal.

El programa diseñado para la adquisición de datos y procesamiento de las señales consistió en la configuración de los módulos principales y en la programación estructurada secuencial a ejecutarse en el microcontrolador, la velocidad de procesamiento está configurada al máximo permitido por el dispositivo, con un oscilador de 4 MHz.

En la configuración del oscilador primario en el DSPic como se observa en la figura 4.3, se utilizó el modo XT el cual permite utilizar resonadores o cristales de 3 MHz. a 10 MHz utilizando los pines OSC1 y OSC2. Con los modos PLL se obtiene el máximo rendimiento

de dispositivo para el procesamiento de datos, los cálculos para la configuración del oscilador y el PLL se exponen en las ecuaciones (4.1) y (4.2).

$$F_{osc} = Fin \left(\frac{M}{N1 * N2} \right) \quad (4.1)$$

Donde F_{osc} es la frecuencia de oscilación del sistema, Fin es la fuente de oscilación, en la cual se utiliza un cristal de 4 MHz y los valores de M, N1, N2 son los valores para configurados con el fin de obtener los 40Mips o menos dependiendo de las exigencias a programar.

$$F_{cy} = \frac{1}{2} * F_{osc} \quad (4.2)$$

Con $M=80$, $N_1=2$ y $N_2=2$. Donde el número de instrucciones por segundo F_{cy} queda configurado con una velocidad de 40Mips con una fuente de 4 MHz En la siguiente imagen se observa el diagrama de configuración de la tasa de procesamiento del microprocesador.

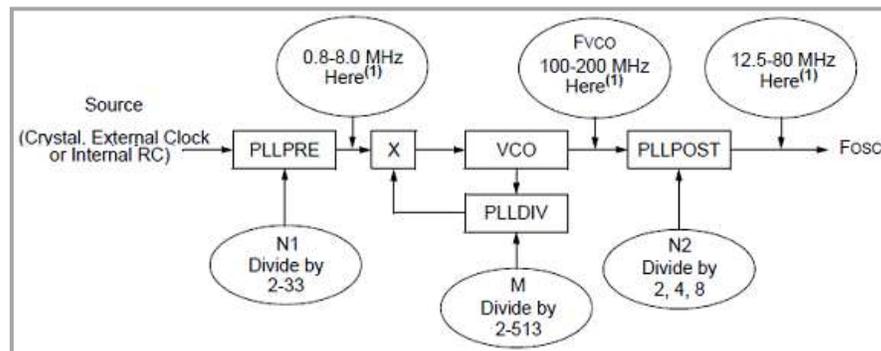


Figura 4.3. Configuración del oscilador primario DSP Microchip.

La configuración de la interfaz de comunicación utilizada en el DSPic mediante los puertos serial los cuales tienen un módulo hardware que es un puente emulador para conexiones de UART a USB, originando un COM virtual en el PC y así utilizar los módulos de configuración en el software.

La estabilización de comunicación serial se observa en la figura 4.4, se implementó siguiendo las fases de configuración básicas e implementado sistemas de interrupción en los bloques de código correspondientes a la transmisión y recepción de datos, para lograr lo anterior se refirió a la figura 4.6, donde se puede observar los pasos a seguir.

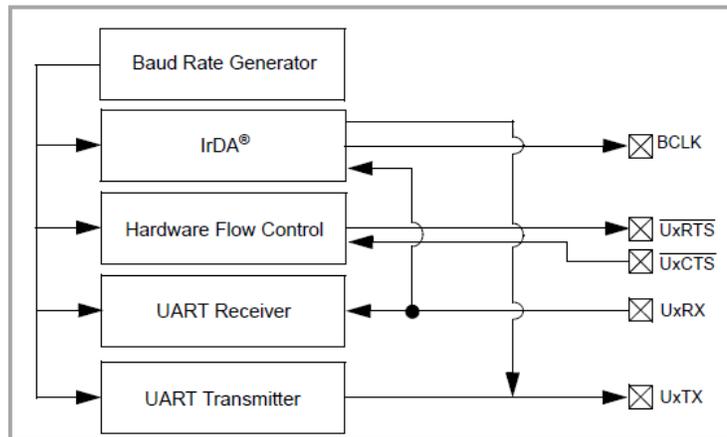


Figura 4.4. Estabilización de configuración serial DSP Microchip

El Baud Rate definido para la comunicación serial asíncrona está en los 9600 sin paridad. La configuración de la interfaz de comunicación se observa en las figuras 4.5 y figura 4.6, la cual posee un algoritmo que identifica los niveles de interrupción, además de tiene un código para la identificación de las señales al ser enviadas o recibidas en el DSPic; junto con esto se implementó un algoritmo para convertir los datos de tipo flotante a ASCII y así poder ser interpretados por los protocolos de comunicación serial y manipulados en la interfaz de usuario (Ver anexo D).

$$UxBRG = \frac{Fcy}{16 * (baud\ rate)} - 1 \quad (4.3)$$

Dónde:

- UxBRG:** Registro de configuración UART.
- Fcy:** Numero de instrucciones por segundo.
- baud rate:** Velocidad de comunicación.

La ecuación 4.3 permite calcular el valor del registro para la configuración de la comunicación serial del módulo UART.

Los registros de configuración para la generación de una señal cuadrada manipulando su ancho de pulso o PWM se indican en la figura 4.10. Los registros mostrados en la figura 4.7, son utilizados en la configuración del módulo PWM.

Utilizando la ecuación 4.4, tomada del Anexo E, se obtiene el valor determinado para configurar el registro que permite definir la frecuencia de oscilación de la señal cuadrada.

$$PxTPER = \frac{Fcy}{Fpwm * PxTMR_prescaler} - 1 \quad (4.4)$$

Donde la frecuencia $Fpwm$ se define en 50Hz con un $PxTMR_prescaler$ de 64 y a partir de esto se obtuvo un valor de 12499 para el registro $PxTPER$.

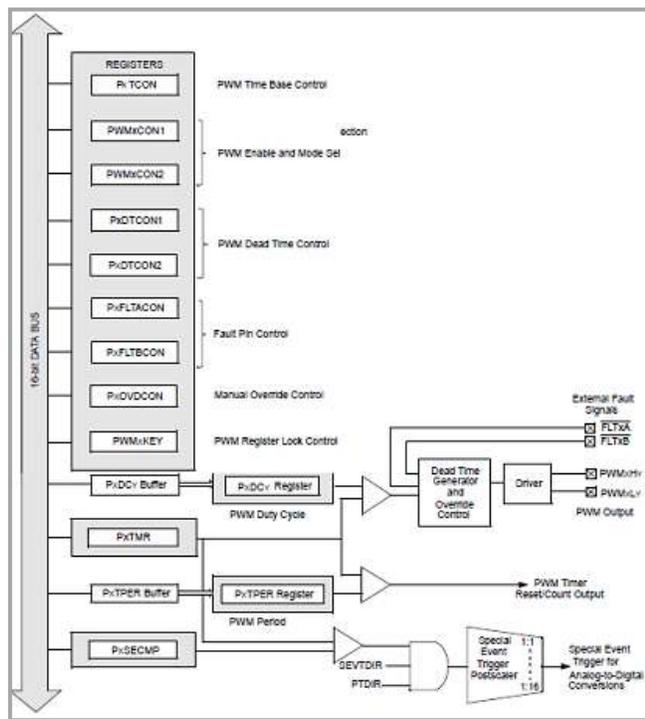


Figura 4.7. Configuración del registro $PxTPER$ DSP Microchip.

De la manipulación de los registros del módulo PWM se obtienen los pulsos que alimentarán la señal de estímulo del servomotor a controlar desde el PC con la interfaz de usuario, siguiendo los pasos que indica la figura 4.8, se logra una configuración adecuada para poder utilizar el módulo PWM.

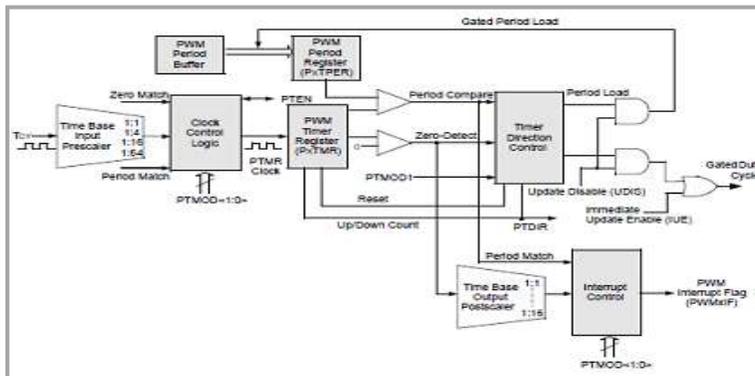


Figura 4.8. Configuración del módulo PWM DSP Microchip.

La última etapa en la configuración del software en el dispositivo programable es el módulo ADC y junto con él se utiliza el módulo DMA, en el cual se puede gestionar los diferentes puertos a utilizar por el ADC, en total son 6 entradas analógicas que permiten adquirir las señales de los diferentes sensores a trabajar en la instrumentación, la utilización de módulo DMA permite crear un buffer de almacenamiento de datos en el DSPIC con el que se disminuye la pérdida de información por gestión de los datos en bloque, siendo útil para esta aplicación y reduciendo el tiempo de lectura de las 6 entradas analógicas con una resolución de 12bits.

En la figura 4.9, se observa el esquema para la habilitación de las 6 entradas analógicas con una configuración de 12bits y con una frecuencia de lectura de 8000Hz para cada una de las entradas analógicas.

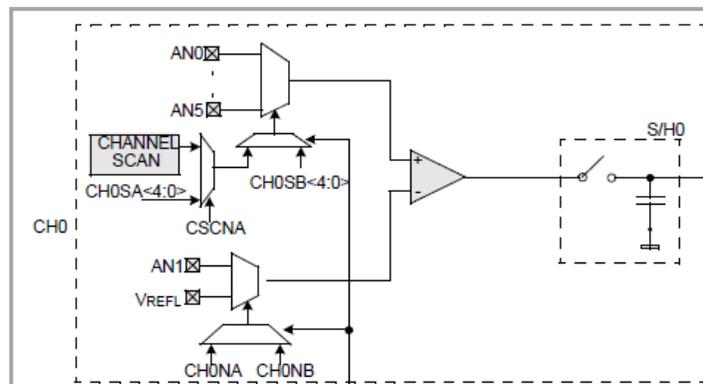


Figura 4.9. Esquema para la habilitación de entradas analógicas DSP Microchip.

En la figura 4.10, se ilustra el funcionamiento del módulo DMA, en la cual se observa cómo se accede a los periféricos del dispositivo, para este caso el módulo DMA se ha configurado con un orden de interrupción o IRQ para el módulo ADC y un determinado tamaño del buffer para almacenar las direcciones de los datos leídos en el buffer del ADC,

que en este caso solo posee un solo buffer para todas las entradas analógicas del tamaño de un Word; con la funcionalidad del DMA podemos crear un buffer de 32 Word por cada entrada analógica utilizada en el módulo del ADC.

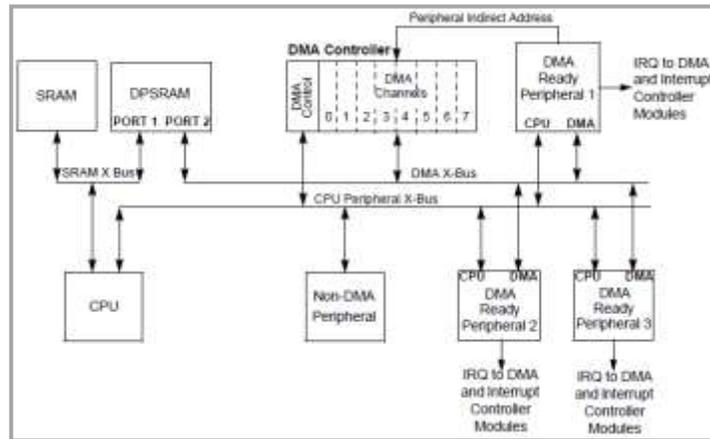


Figura 4.10. Funcionamiento del módulo DMA DSP Microchip.

El integrado FT232RL (Figura 4.11) es una solución ideal para reemplazar el puerto RS232 por el USB en los nuevos diseños. Viene con drivers libres para la mayoría de los sistemas operativos el cual emplea la emulación de un puerto serial virtual en el terminal PC, se ha probado en Windows XP sin tener ningún Problema al momento de entrelazar los dispositivos implementados en la instrumentación.

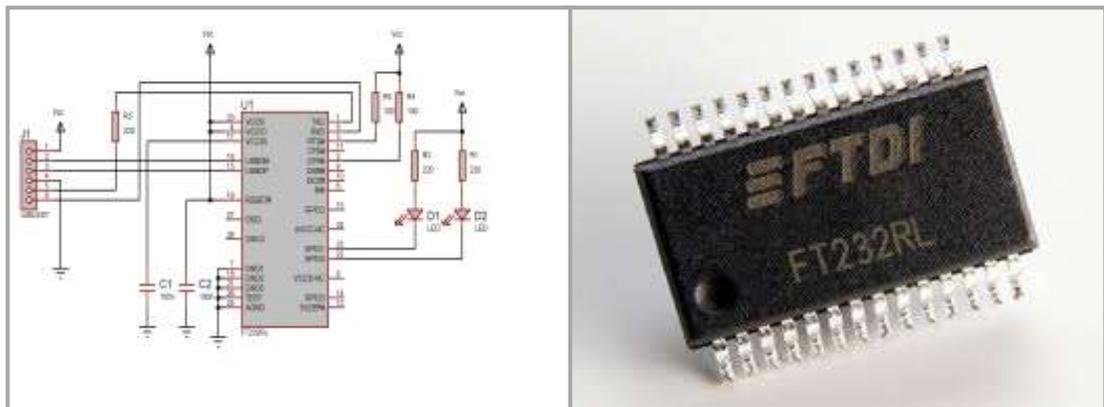


Figura 4.11. Diagrama esquemático y Chip para tarjeta FT232RL.

4.1.2. Implementación de la tarjeta de acondicionamiento de Sensores.

El acondicionamiento de las señales originadas por los sensores utilizados en el sistema permiten manipular la señal para ajustarla a los niveles de voltaje permitido por el microcontrolador, en la figura 4.12 se observa el diagrama esquemático de la tarjeta para

acondicionamiento de sensores y en el bloque mostrado en la figura 4.13 se implementó con integrados LM324.

Los integrados LM324 son de bajo costo y menos susceptibles a la estática, con estos circuitos integrados se llevó a cabo la primera implementación en el acondicionamiento de las señales generadas por los sensores.

Esta etapa fue realizada para observar el consumo de potencia requerido por la instrumentación electrónica en la cual se engloba el sistema mecánico junto con la interfaz de comunicación y el sistema de adquisición de datos, el consumo de potencia requerido por los LM324 es mayor en comparación con la tecnología CMOS, por lo tanto se obtuvo un nivel de potencia adecuado para toda la instrumentación para luego utilizar los integrados AD620AN.

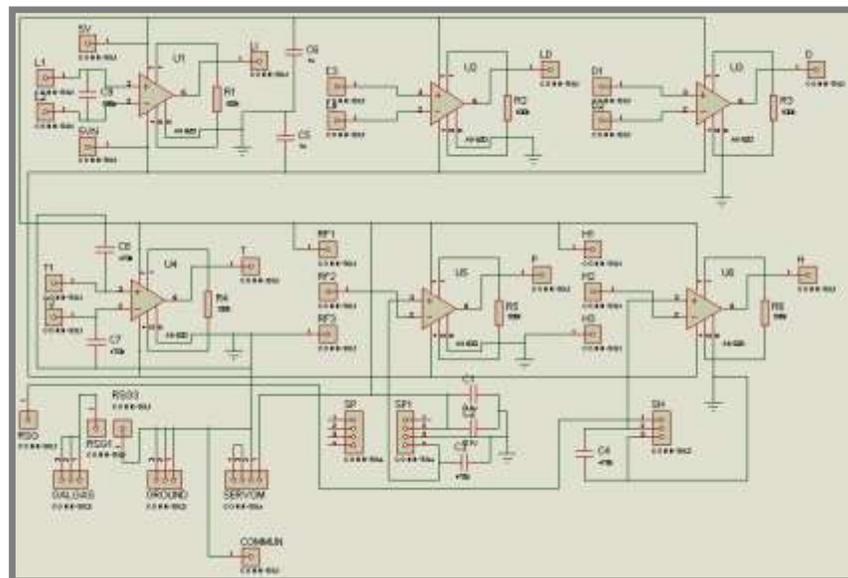


Figura 4.12. Diagrama esquemático primera tarjeta de sensores implementada.

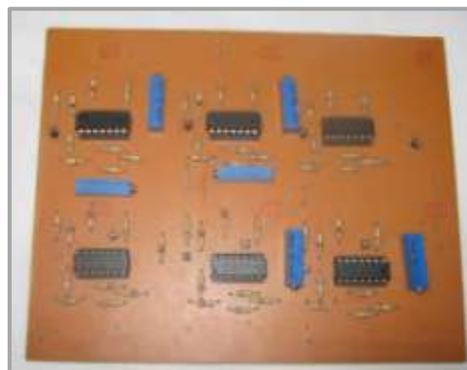


Figura 4.13. Vista frontal primera tarjeta de sensores implementada.

El diseño implementado para el acondicionamiento de sensores se realizó con amplificadores de instrumentación AD620AN, el cual se observa en la figura 4.14. Se utilizaron los amplificadores de instrumentación AD620AN para minimizar el consumo de potencia. Los integrados AD620AN son dispositivos con tecnología CMOS ideales para instrumentación puesto que tienen implementado un arreglo de amplificadores diferenciales con una ganancia máxima de 1000 y otras prestaciones que se pueden ver en el anexo E.

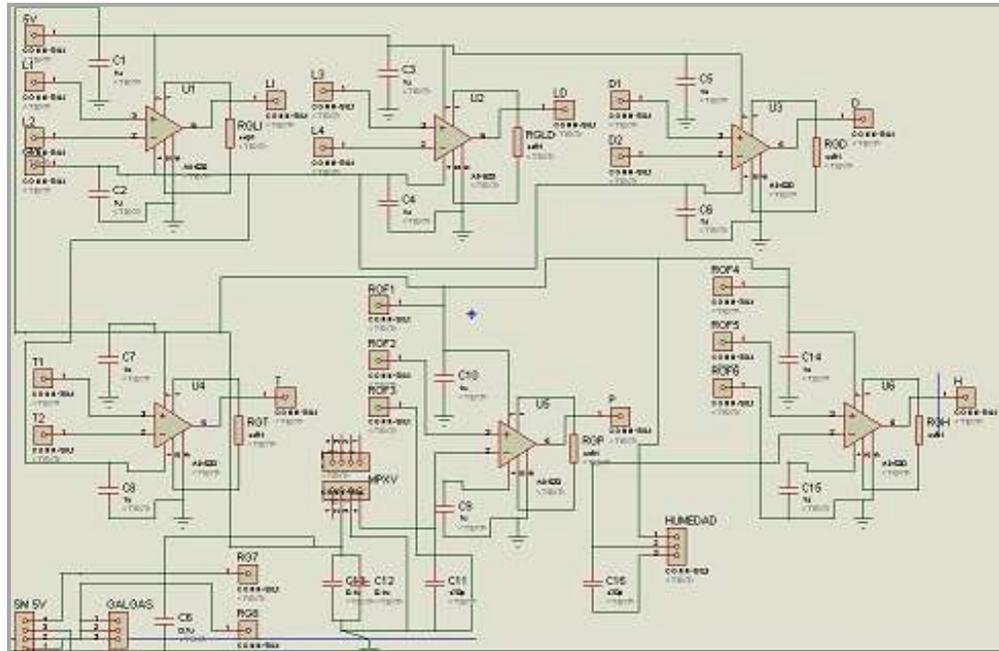


Figura 4.14. Diagrama esquemático tarjeta de sensores con AD620.

Para el diseño de la tarjeta de acondicionamiento de señales se utilizaron dos Celdas de carga, un sensor de presión, un sensor de humedad, temperatura, un acondicionamiento de la alimentación de los sensores y posteriormente las líneas de alimentación de los integrados AD620AN, en la tarjeta también se implementó las líneas de alimentación para el servomotor con una entrada de la señal PWM que empalma al servomotor, junto con estas entradas separadas por una distancia pequeña se encuentra el bus de datos que conecta las señales generadas por los sensores, acondicionadas por los amplificadores de instrumentación. La figura 4.15 muestra el diseño realizado en ARES, a partir de este se realiza la implementación de la tarjeta.

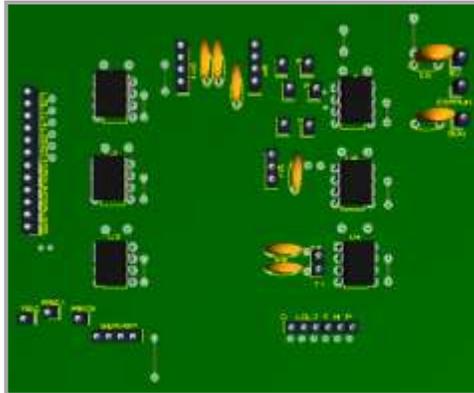


Figura 4.15. Implementación tarjeta de sensores con AD620AN.

4.1.3. Implementación de la fuente regulada

Para el diseño esquemático de la fuente de poder que se observa en la figura 4.16, se requieren voltajes de +5V, -5V, para los sensores, los amplificadores de instrumentación y las celdas de carga. La corriente requerida es de 250mA por lo que se hace uso de un puente rectificador de 1 Amperio. La fuente implementada en la figura 4.17, consta además de diodos zener que permiten obtener un voltaje fijo y de esta forma evitar rangos de voltajes por encima de su valor que pueden afectar el buen funcionamiento de los sensores.

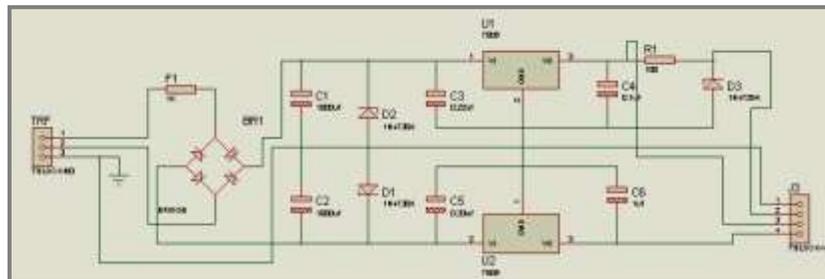


Figura 4.16. Diseño esquemático Fuente regulada



Figura 4.17. Implementación de fuente regulada.

CAPITULO V

DISEÑO Y CONSTRUCCION BALANZA AERODINAMICA

En el presente capitulo se desarrolla el sistema de balanza aerodinámica, el cual permite transmitir el efecto de la fuerza de sustentación sobre las celdas de carga, descritas en el capítulo IV y además dar soporte al objeto aerodinámico a estudiar, para este caso un perfil alar.

5.1. Diseño de balanza aerodinámica

El diseño mecánico de la balanza aerodinámica se compone de las partes que se describen a continuación:

- **Soporte para la balanza.** El soporte consta de un sistema de nivel, de espumas para reducir vibraciones sobre las cuales van ubicadas las celdas de carga, encargadas de registrar las fuerzas de sustentación.
- **Estructura para ubicar el perfil alar.** De este se toman las fuerzas que actúan sobre el modelo en dos ejes.
- **Celdas de carga.** Las cuales detectan las fuerzas de arrastre y sustentación.
- **Servomotor.** Del cual se desprende una banda delgada que va fija al soporte que sostiene el modelo, este mecanismo permite la variación del ángulo de ataque.

El mecanismo completo está diseñado para sostener el perfil aerodinámico y ubicarlo correctamente dentro de la cámara de pruebas del túnel de viento. Este mecanismo es rígido, por lo que hay poca interferencia alrededor del modelo.

La sencillez del soporte permite ubicar fácilmente el modelo a estudiar y fijarlo en el ángulo de ataque deseado para su estudio.

5.2. Implementación de la balanza aerodinámica

Una vez definidas las partes que componen el diseño de la balanza, se procede a la construcción de la siguiente forma:

- **Base soporte para balanza aerodinámica.**
- **Sistema de detección de fuerzas aerodinámicas.**
- **Base soporte servomotor.**

5.2.1. Base soporte para balanza aerodinámica.

La figura 5.1 muestra la base de la balanza, la cual contiene un sistema de nivel para ajustar el sistema de balanzas, sobre esta se fijan las celdas de carga, el soporte para la detección de fuerzas y la base que soporta el perfil aerodinámico.



Figura 5.1. Base soporte para balanza aerodinámica

5.2.2. Sistema de detección de fuerzas aerodinámicas.

En la figura 5.2 se observa la implementación del sistema para detectar la fuerza de sustentación en los perfiles alares. Se observa que al producirse una fuerza de sustentación F_S sobre el perfil alar, las celdas de carga producen una diferencia de voltaje en sus terminales, las cuales son procesadas por el DSPic para determinar el cambio de peso. Este cambio en el peso del perfil sensado por las celdas de carga, se origina por la variación del ángulo del perfil alar causado por el movimiento del servomotor respecto a la dirección de la velocidad del fluido.

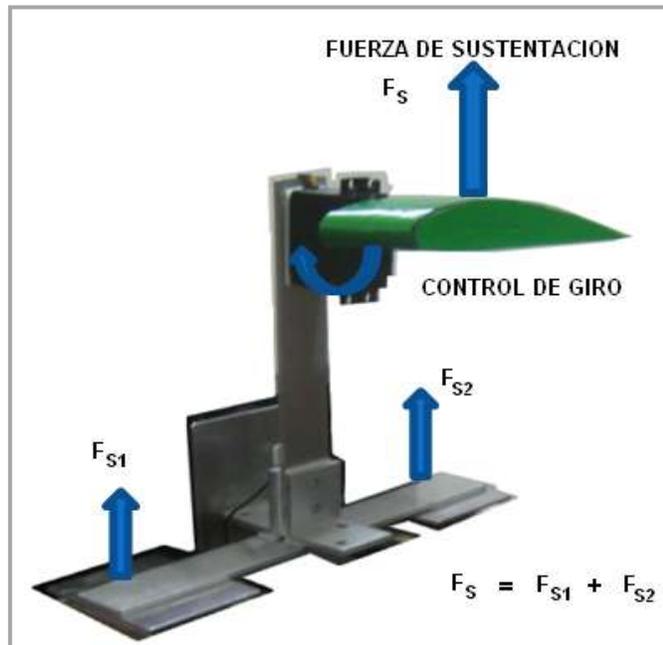


Figura 5.2. Sistema de detección de fuerzas aerodinámicas

5.2.3. Base soporte servomotor.

En la figura 5.3 se observa la implementación de la base soporte para el servomotor, el cual va fijo al sistema que detecta la fuerza de sustentación.



Figura 5.3. Sistema soporte servomotor unido al sistema de detección de fuerzas aerodinámicas y base soporte perfil aerodinámico.

5.3. Descripción construcción de la balanza aerodinámica.

El sistema consta de una plataforma sobre la cual se instalan 2 celdas de carga, como se observa en la figura 5.4, que se utilizan para medir la fuerza de sustentación, también consta de un soporte que va fijo al servomotor que permitirá variar el ángulo de incidencia de -30 a $+30$ grados respecto a una horizontal, sobre dicho soporte ira fijo el perfil aerodinámico a estudiar.



Figura 5.4. Balanza aerodinámica para determinación de perfiles aerodinámicos.

5.3.1. Sistema para la determinación de fuerzas aerodinámicas

Las fuerzas sobre un cuerpo inmerso en una corriente de aire, pueden medirse directamente mediante el uso de balanzas. Estas balanzas disponen de un elemento sensor que mide las deformaciones provocadas sobre la balanza por las fuerzas a medir, de forma que, la conversión de aquellas deformaciones en señales eléctricas proporciona un valor proporcional a las fuerzas. Los esfuerzos se miden por medio de celdas de carga unidas al soporte del perfil alar.

De este sistema de balanza se toman las señales de voltaje después de la etapa de amplificación (sistema interno de la balanza), se conectan al DSPIC, el cual envía los datos al PC y serán visualizados a través de LABVIEW. Es a partir de estas señales que se obtienen las fuerzas aerodinámicas y por consiguiente los respectivos coeficientes de sustentación.

CAPITULO VI.

DESCRIPCION INTERFAZ DE USUARIO IMPLEMENTADO CON LABVIEW

Un complemento indispensable para la instrumentación electrónica es una herramienta que permita visualizar la información que se procesa por medio de la electrónica de un medio físico, como lo es la zona de pruebas del prototipo de túnel de viento; permitiendo tener un registro de datos a partir de la experimentación para un posterior análisis. Por ello se realiza la interfaz de usuario en un PC por medio de la programación grafica de Labview, el cual se describe a continuación.

6.1. Descripción implementación interfaz de usuario con Labview.

El desarrollo de la programación grafica en Labview requiere de la organización de los bloques para realizar la adquisición de las señales en el PC, las señales son posteriormente analizadas en un filtro digital desarrollado en Labview. El siguiente bloque toma los datos y grafica las variables permitiendo de esta manera observar el comportamiento de la fuerza de sustentación de acuerdo a una variación del ángulo.

En la figura 6.1 muestra la configuración para la comunicación serial, que se realiza a una velocidad de 9600 baudios con la finalidad de tener una velocidad óptima para la transmisión de los datos del DSPic al Puerto serial del PC, mediante un emulador de puerto serial. Para este fin se utilizó las funciones VISA serial de Labview.

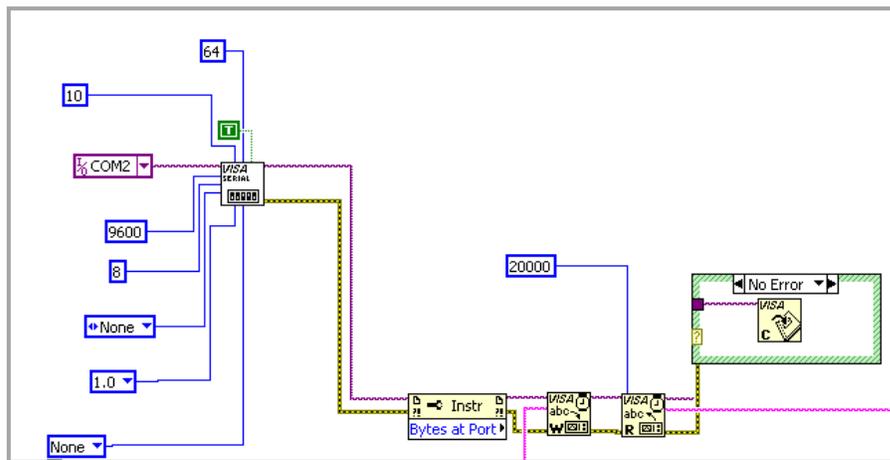


Figura 6.1. Comunicación serial con Labview.

La identificación de las variables se realiza mediante la búsqueda de un identificador asignado a cada variable desde el programa en el DSPIC, de esta forma se obtienen las señales para un posterior tratamiento en la interfaz. Esta configuración se repite para las 6 variables adquiridas, la toma de datos de las señales se puede considerar simultánea gracias a un buffer de almacenamiento que ofrece Labview en el módulo VISA, en la figura 6.2 se observa la configuración para el sistema de identificación de las variables.

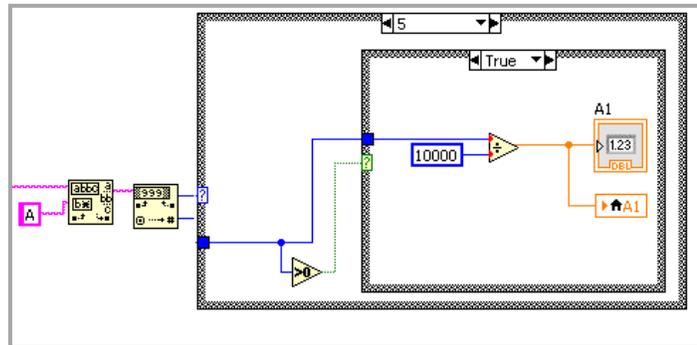


Figura 6.2. Configuración para la identificación de Variables

La configuración de la figura 6.3, permite enviar una señal desde el PC al DSPIC el cual envía su identificador correspondiente, este es clasificado por el programa del microprocesador. Esta información es procesada y enviada al módulo PWM que controla el giro de un servomotor acondicionado al sistema mecánico de la balanza aerodinámica.

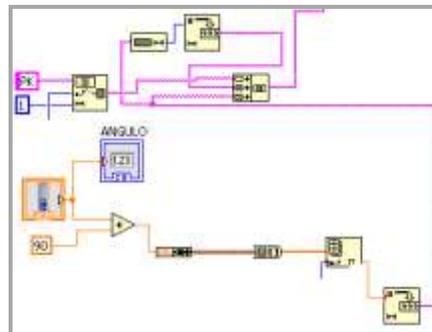


Figura 6.3. Control de señal del DSPIC al PC.

En la interfaz realizada para la instrumentación también se implementó una programación gráfica para almacenar los datos adquiridos por la interfaz en Labview, en el cual se obtiene un registro de la información procesada. En la figura 6.4, se indica la configuración correspondiente al almacenamiento de la información obtenida y mostrada en la interfaz de usuario.

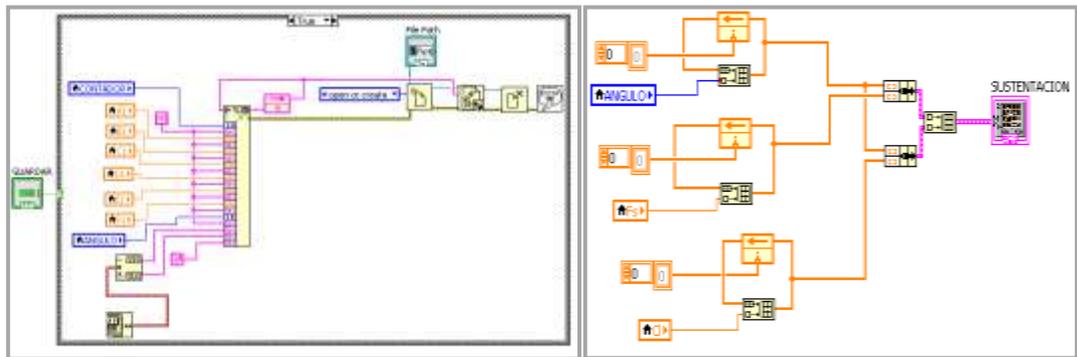


Figura 6.4. Sistema de almacenamiento de datos.

En la interfaz se realiza la observación de las gráficas mediante la configuración de bloques que permiten graficar las señales de interés como fuerza de sustentación y el ángulo de ataque de un perfil alar.

En la interfaz de usuario también se programa una visualización del perfil alar en el fluido con la visualización de una imagen en la interfaz de usuario nos permite observar el funcionamiento del giro del servomotor al momento de enviar la orden desde el PC al DSPIC como se observa en la figura. 6.5.

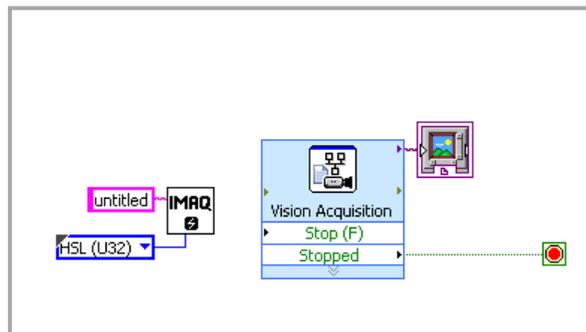


Figura 6.5. Sistema para visualización del ángulo de ataque.

6.2. Prueba de interfaz de usuario.

En la figura 6.6 se observa la interfaz de usuario, donde se visualizan las variables más importantes, las cuales son mostradas junto con la variación del ángulo y la opción de almacenar un archivo con la información de los datos analizados en el programa del DSPIC y en la interfaz de usuario.

También se observa el comportamiento de los sensores respecto a la variación del tiempo y otras opciones donde podemos realizar la calibración del sistema dependiendo del lugar donde se esté realizando la medición de los coeficientes de sustentación. Además podemos ver comportamientos de las fuerzas que interactúan en el sistema mecánico.

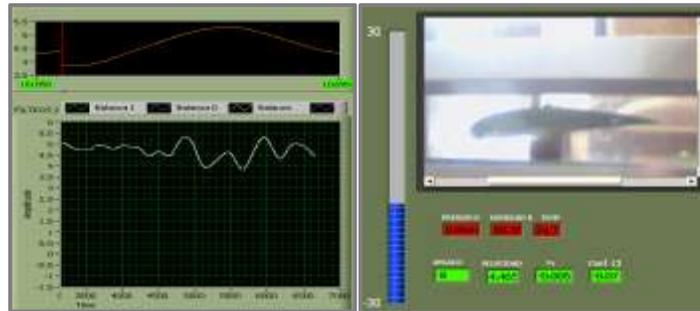


Figura 6.6. Interfaz de usuario implementada con Labview

En la figura 6.7 se observa el comportamiento de las señales en la interfaz de usuario implementada con Labview, las cuales provienen de los diferentes sensores de la instrumentación electrónica construida.

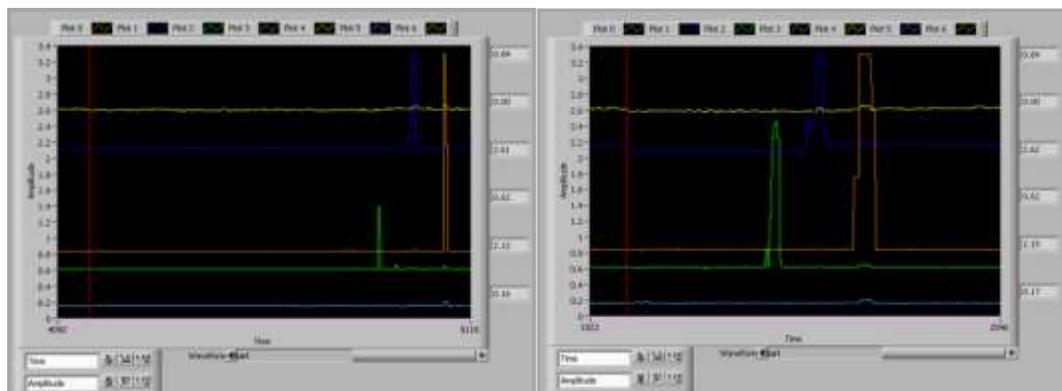


Figura 6.7. Comportamiento de las señales en la interfaz de usuario.

CAPITULO VII. RESULTADOS

En este capítulo se lleva a cabo la adquisición de la información que genera la instrumentación electrónica implementada para el prototipo del túnel de viento construido, de la cual se obtiene: velocidad, presión dinámica, temperatura, humedad relativa, fuerza de sustentación y la variación del ángulo de incidencia del perfil respecto a la dirección de la velocidad del fluido. De estos datos obtenidos se procede a la búsqueda de la caracterización del coeficiente de sustentación de dos perfiles alares, el NACA 4415 y el CLARK Y, a los que inicialmente se les realiza un estudio teórico con el fin de comparar su comportamiento con la información obtenida a partir de la experimentación.

7.1. Cálculo del número de Reynolds para estudiar el comportamiento de los Perfiles NACA 4415 y CLARK Y con el programa Profili 2.16.

A continuación se realiza un estudio de los perfiles alares CLARK Y y NACA 4415 con ayuda del software Profili 2.16, que se usa para el estudio de coeficientes aerodinámicos a bajos números de Reynolds.

Antes de proceder a la simulación es necesario el cálculo del número de Reynolds, a partir del software Profili 2.16, como se observa en la figura 7.1, para ello suponemos una altura de vuelo del perfil, fijamos la velocidad que en este caso es la velocidad de la zona de pruebas en el túnel de viento y la cuerda de dicho perfil.

Altitud :	<input type="text" value="10000"/>	metros
Velocidad :	<input type="text" value="4.00"/>	metros/segundo ▼
Cuerda del ala :	<input type="text" value="12.00"/>	centímetros
Re calculado :	<input type="text" value="13595"/>	
<hr/>		
Altitud :	<input type="text" value="10000"/>	metros
Velocidad :	<input type="text" value="8.00"/>	metros/segundo ▼
Cuerda del ala :	<input type="text" value="12.00"/>	centímetros
Re calculado :	<input type="text" value="27190"/>	

Figura 7.1. Obtención del Número de Reynolds con el programa Profili2.16.

En la tabla 7.1 se realiza la comparación del número de Reynolds obtenido en base a Profili y el número de Reynolds a partir de las condiciones reales de los perfiles a estudiar, encontrando que el comportamiento de las curvas de C_L vs Alpha son similares en estos rangos de números de Reynolds por tanto se realiza la comparación de las gráficas C_L vs Alpha para los Reynolds de 14000 para 4 m/s y 27000 para 8 m/s, tanto para el perfil CLARK Y y el perfil NACA 4415.

OBTENIDA EN:	PERFIL	VELOCIDAD	REYNOLDS
PROFILE 2.16 con L=0.12 m (Cuerda)	CLARK Y	4 m/s	13595≈14.000
Calculado con la ecuación (1.19) Con $\mu \approx 1.7 \times 10^{-5}$ y L=0.056m (Envergadura)	CLARK Y	4 m/s	12886≈13.000
PROFILE 2.16 con L=0.12 m(Cuerda)	CLARK Y	8 m/s	27190≈27.000
Calculado con la ecuación (1.19) Con $\mu \approx 1.7 \times 10^{-5}$ y L=0.056m (Envergadura)	CLARK Y	8 m/s	25773≈26.000
PROFILE 2.16 con L=0.12 m(Cuerda)	NACA 4415	4 m/s	13595≈14.000
Calculado con la ecuación (1.19) Con $\mu \approx 1.7 \times 10^{-5}$ y L=0.045m (Envergadura)	NACA 4415	4 m/s	10355≈10.000
PROFILE 2.16 con L=0.12m(Cuerda)	NACA 4415	8 m/s	27190≈27.000
Calculado con la ecuación (1.19) Con $\mu \approx 1.7 \times 10^{-5}$ y L=0.045m (Envergadura)	NACA 4415	8 m/s	20710≈21.000

Tabla 7.1. Comparación de números de Reynolds con Profili 2.16 y con los datos de los perfiles construidos.

7.2. Estudio Teórico del comportamiento del perfil aerodinámico CLARK Y.

El perfil aerodinámico CLARK Y, es un perfil plano convexo muy útil para modelos tipo trainer (de entrenamiento) por la fuerza de sustentación que genera a velocidades bajas.

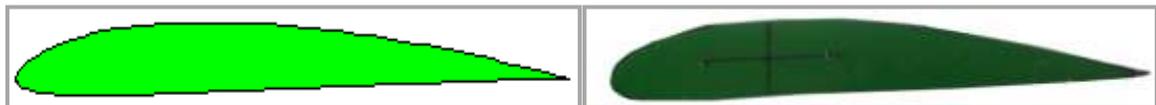


Figura 7.2. Perfil aerodinámico Clark Y. a. Perfil Tomado de Profili 2.16. b. Perfil Construido.

Debido a que la velocidad en el túnel de viento es de 4 m/s y 8 m/s, se optó por este tipo de perfil, primero se realiza una simulación del comportamiento del perfil con Profili 2.16. y posteriormente se procede a la experimentación en el túnel de viento con el fin de corroborar los resultados obtenidos y así comparar el comportamiento del simulador vs comportamiento en el túnel de viento.

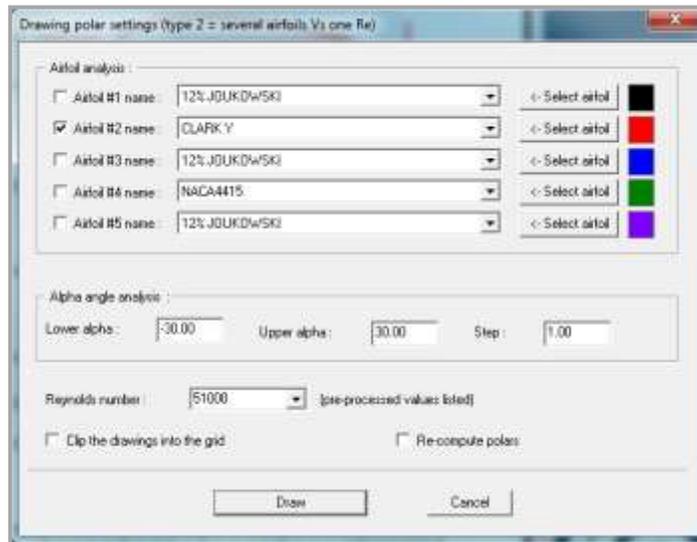
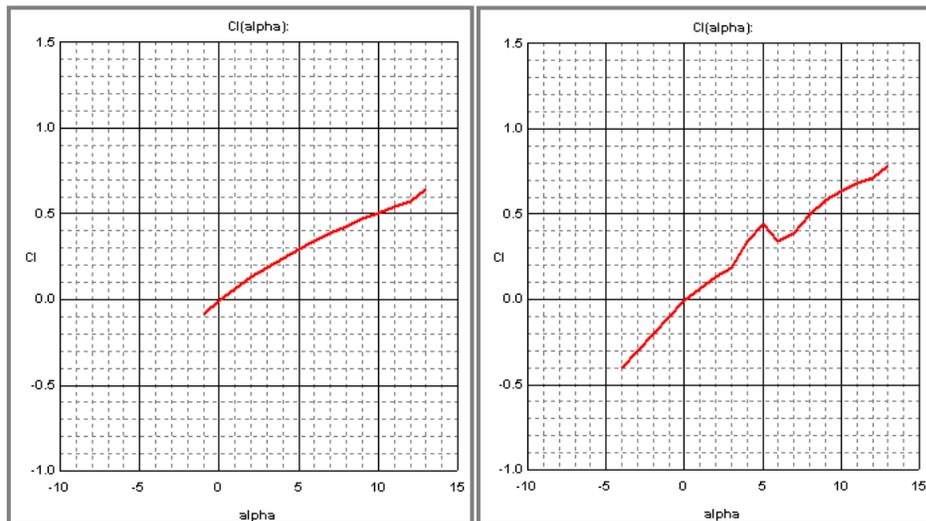


Figura 7.3. Condiciones de Alpha y Número de Reynolds para el perfil Clark Y en el simulador Profili 2.16.

A partir de estos datos se obtienen las curvas de C_L vs Alpha con Profili 2.16, como se observa en la figura 7.1, con las cuales se compara el comportamiento de este perfil con las condiciones que presenta el túnel de viento.



Grafica 7.1. C_L vs α CLARK Y con Profili 2.16, a. con $v=4$ m/s, $Re=14.000$. b. $v=8$ m/s, $Re=27.000$.

7.3. Estudio Teórico del comportamiento del perfil aerodinámico NACA 4415

Los perfiles NACA son una serie de perfiles que fueron creados por la NACA (National Advisory Committee for Aeronautics), donde cada dígito expresa un valor de sus características más representativas:

- Primer dígito describe la curvatura máxima como porcentaje de la cuerda (% c).
- Segundo dígito describe la distancia de máxima curvatura desde el borde de ataque en 1/10 del porcentaje de la cuerda.
- Los dos últimos dígitos describen el máximo espesor como % de la cuerda.

Así para el perfil NACA 4415:

- Máxima curvatura al 4%.
- Máxima curvatura localizada al 40% (0.4 cuerdas) del borde de ataque.
- Máximo espesor del 15% de la cuerda.

El perfil NACA4415, es un perfil que tiene un 4% de altura máxima de la línea media, situado al 40% del borde de ataque y con un espesor relativo del 15% de la cuerda.

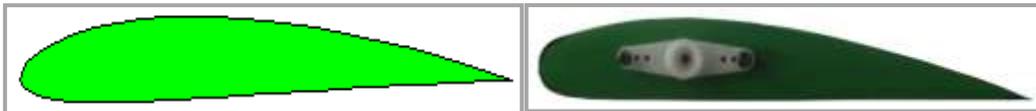
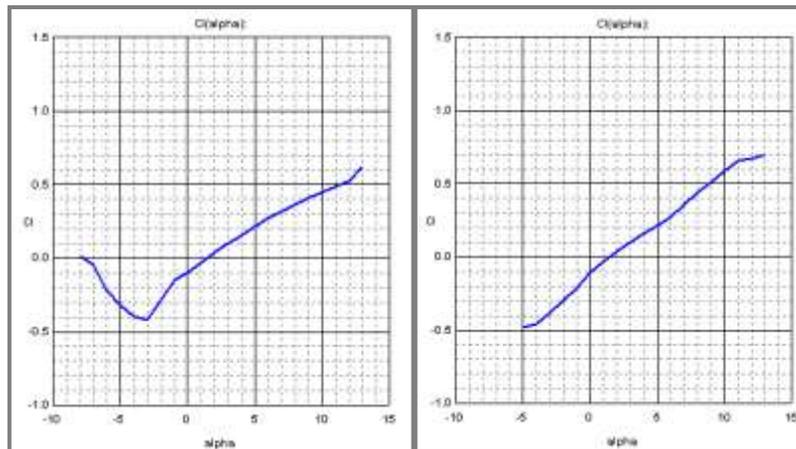


Figura 7.4. Perfil aerodinámico NACA 4415.a. Perfil Tomado de Profili. b. Perfil Construido.

En la figura 7.2 se observan las curvas C_L vs α con las cuales se realiza la comparación con los datos obtenidos a partir de la experimentación.



Grafica 7.2. C_L vs α NACA 4415 en Profili2.16, a. con $v=4$ m/s, $Re=14.000$.
b. $v=8$ m/s, $Re=27.000$

7.4. Obtención experimental de coeficientes de sustentación perfiles NACA 4415 y CLARK Y, para números de Reynolds de 14.000 y 27.000.

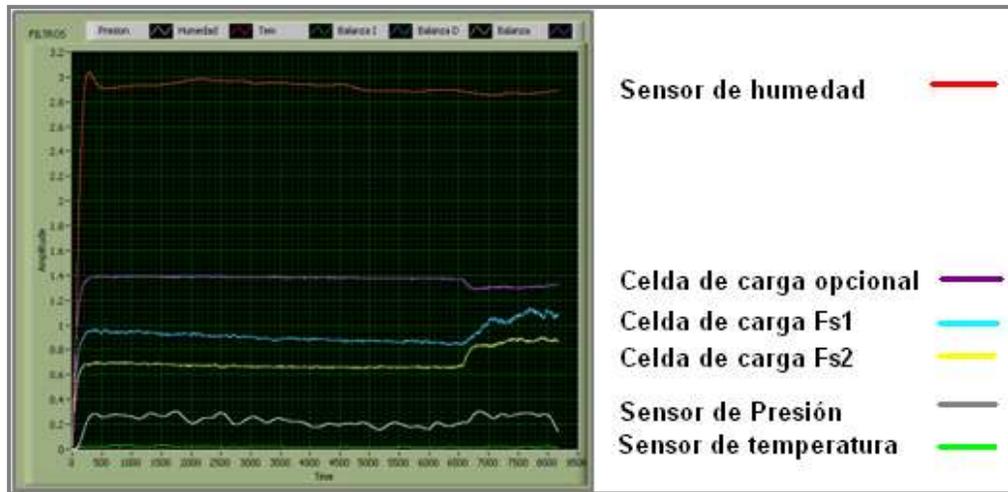


Figura 7.5. Prueba 2 Perfil CLARK Y, comportamiento sensores con interfaz de usuario en Labview, $V \approx 8 \text{ m/s}$.

En la figura 7.5 y 7.6, se observa el comportamiento de los sensores, entre los cuales se observan las celdas de carga que detectan las fuerzas F_{s1} y F_{s2} , estas se encargan de medir las fuerzas de sustentación, cuando el ángulo de incidencia es positivo se ve un decremento de peso originando sustentación positiva y cuando el ángulo de incidencia es negativo, se observa un incremento de peso lo que causa disminución en la fuerza de sustentación. Igualmente se observa el comportamiento del sensor de presión, el cual presenta pequeñas fluctuaciones en la velocidad, las cuales afectan un poco la obtención de los coeficientes de sustentación.

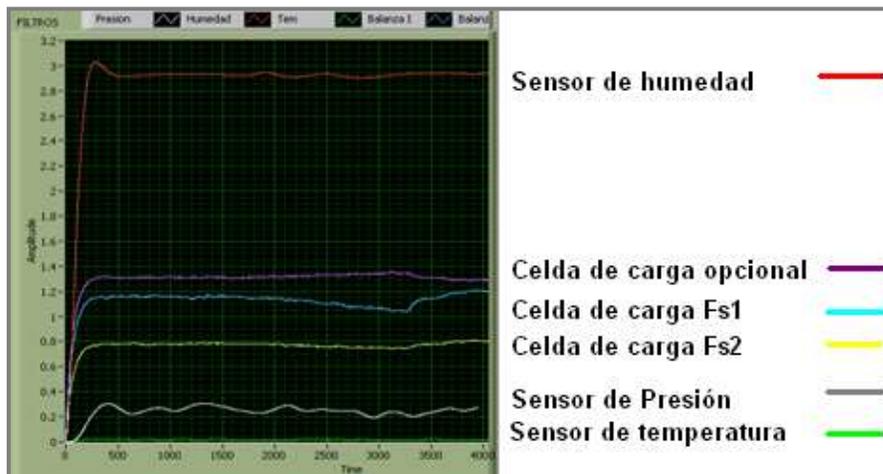
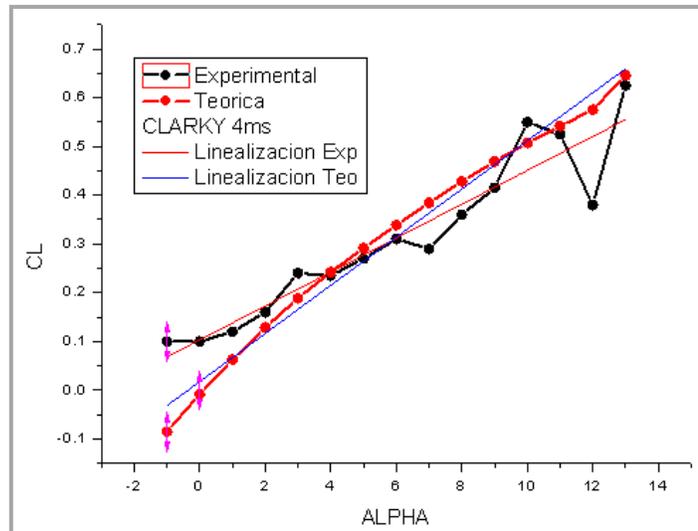


Figura 7.6. Prueba 2 Perfil NACA 4415, comportamiento sensores con interfaz de usuario en labview Prueba 2, $V \approx 8 \text{ m/s}$.

7.4.1. Resultados perfil CLARK Y para Números de Reynolds de 14.000 y 27.000.

En las gráficas 7.3 y 7.4, se obtuvieron los respectivos coeficientes de sustentación para el perfil CLARK Y, con superficie alar de 0,00678m², cuerda de 12cm y una envergadura de 5,6 cm, a una velocidad de 4m/s, con una temperatura de 24.7°C y una humedad relativa del 79%, en recinto cerrado.



Gráfica 7.3. CL vs Alpha PERFIL CLARK Y prueba 1, V=4m/s.

En las gráficas 7.3 y 7.4, se observa que los datos se encuentran un poco separados de los datos obtenidos teóricamente con el programa Profili 2.16, esto es debido a la relación que presenta el software Profili 2.16 con el área superficial del perfil, la cual se considera como infinita, la presencia de pequeños vórtices o turbulencias asociadas al ducto del túnel debido a su geometría cuadrada, la poca energía que posee el fluido vulnerable a perturbaciones y la forma del perfil construido, que difiere un poco del perfil estudiado en Profili 2.16.

Al realizar Linealización tanto del comportamiento teórico como experimental de las gráficas 7.3 y 7.4, de CL vs ALPHA, se obtienen las pendientes correspondientes a cada gráfica con el fin de comparar que tan separados se encuentran los datos teóricos respecto de los experimentales.

$$\text{Error porcentual} = \left| \frac{m_T - m_E}{m_T} \right| * 100 \quad (7.1)$$

Linealización grafica 7.3.:

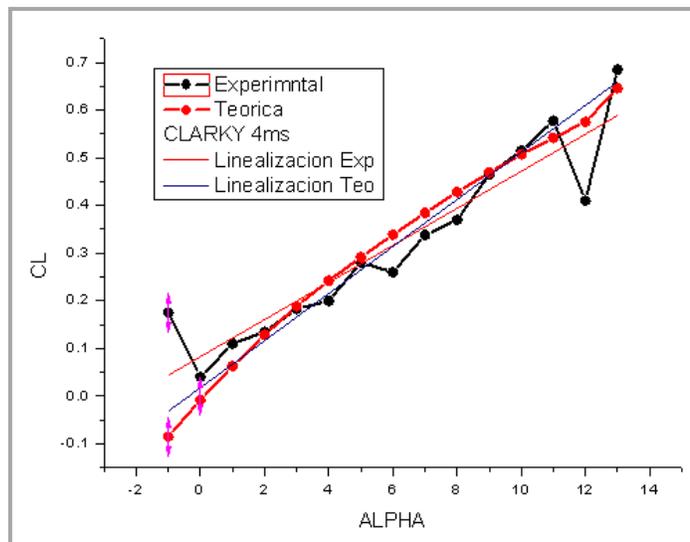
Pendiente teórica $m_T=0.04939$.

Pendiente Experimental $m_E=0.03477$.

Estimando un error relativo respecto a la gráfica teórica se tiene:

$$\text{Error porcentual} = 29,6 \%$$

En la gráfica 7.3, la ubicación de la sonda de velocidad (Sensor de presión), se encuentra a 3 cm del borde de ataque del perfil alar (en ángulo 0°), generando perturbaciones entre el fluido y el perfil alar.



Gráfica 7.4. CL vs Alpha PERFIL CLARK Y prueba 2, $V=4\text{m/s}$.

En la gráfica 7.4, se realizaron cambios en la ubicación de la sonda de velocidad (Sensor de presión), se trasladó a una distancia de 6cm referente al borde de ataque del perfil, puesto que al variar el ángulo en forma negativa se producían turbulencias del fluido reflejadas en la lectura de velocidad. En este caso se obtuvo una medida de velocidad estable durante la prueba.

Linealización grafica 7.4.:

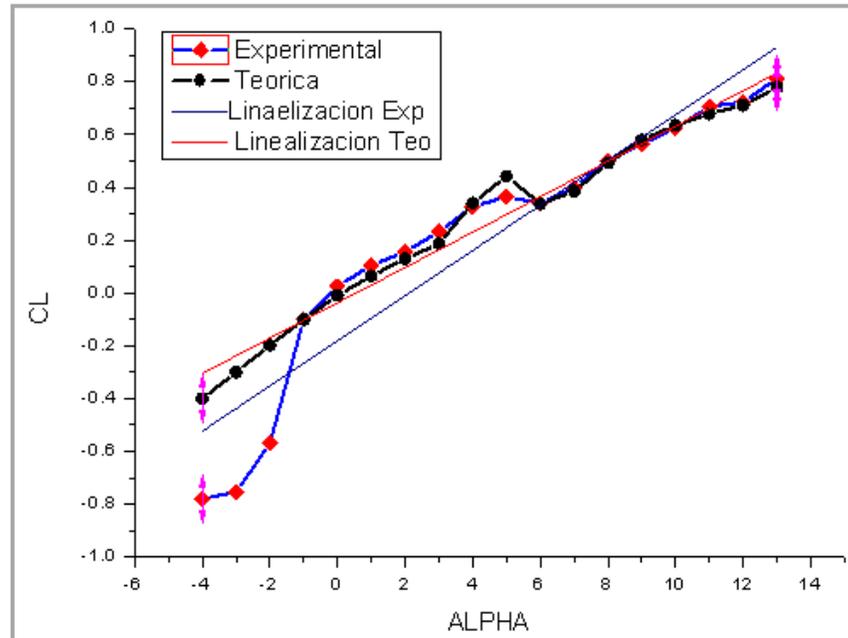
Pendiente teórica $m_T=0.06693$.

Pendiente Experimental $m_E=0.08563$.

Estimando un error relativo respecto a la gráfica teórica se tiene:

$$\text{Error porcentual} = 27,9 \%$$

En las gráficas 7.5 y 7.6, se obtuvieron los respectivos coeficientes de sustentación para el perfil CLARK Y, con superficie alar de $0,00678\text{m}^2$, cuerda de 12cm y una envergadura de 5,6cm, a una velocidad de 8m/s, con una temperatura de 24.7°C y una humedad relativa de 79%, en recinto cerrado.



Gráfica 7.5. CL vs Alpha PERFIL CLARK Y prueba 3, V=8m/s.

En la gráfica 7.5, se tenía la sonda ubicada a 3cm referente al borde de ataque del perfil, por lo que se presentó una variación del 21% respecto de los datos teóricos.

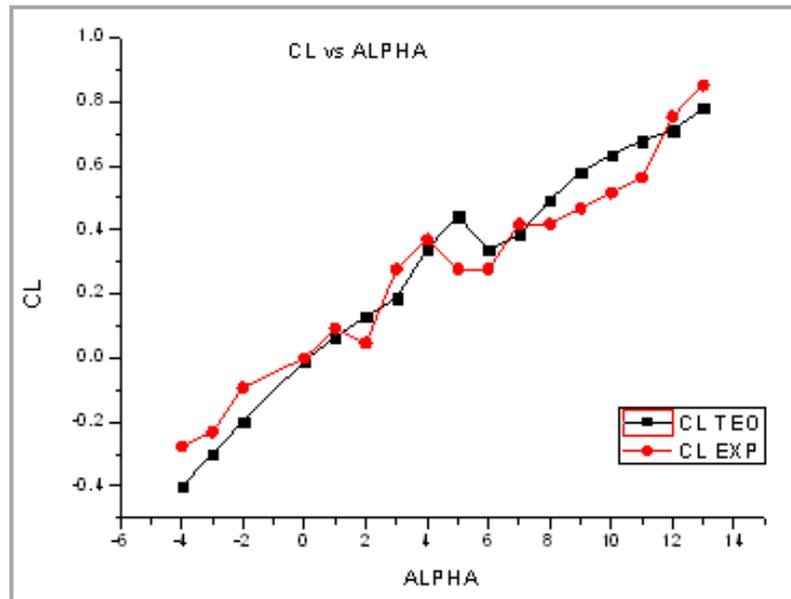
Linealización grafica 7.5.:

Pendiente teórica $m_T=0.04939$.

Pendiente Experimental $m_E=0.0389$.

Estimando un error relativo respecto a la gráfica teórica se tiene:

Error porcentual = 21 %



Grafica 7.6. CL vs Alpha PERFIL CLARK Y prueba 4, V=8m/s.

Linealización grafica 7.6.:

Pendiente teórica $m_T=0.06698$.

Pendiente Experimental $m_E=0.05895$.

Estimando un error relativo respecto a la gráfica teórica se tiene:

Error porcentual = 12 %

En la gráfica 7.6, se reubicó la sonda de velocidad (Sensor de presión) a una distancia de 6 cm respecto al borde de ataque del perfil, logrando una gráfica experimental más cercana a la teórica y un comportamiento constante de la velocidad durante la prueba.

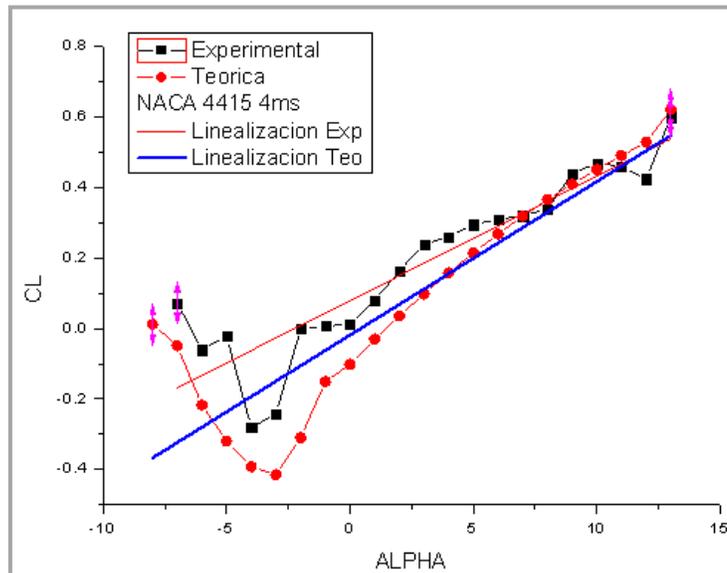
ALPHA	CL TEORICO	CL EXPERIMENTAL
-4	-0.4	-0.27722
-3	-0.2994	-0.23077
-2	-0.1983	-0.09224
0	-0.0086	0
1	0.064	0.0922
2	0.1298	0.04612
3	0.1872	0.27693
4	0.3409	0.36963
5	0.4427	0.2776
6	0.3374	0.27807
7	0.3852	0.41794
8	0.4933	0.4189
9	0.5806	0.46666
10	0.6356	0.51483
11	0.6786	0.56345
12	0.7119	0.75394
13	0.7798	0.85147

Tabla 7.2. Datos CL vs Alpha Perfil CLARK Y, correspondientes a la gráfica 7.6.

En la tabla 7.1. Se observan los coeficientes de sustentación versus ángulos de ataque, tanto teóricos como experimentales. Debido a que las galgas fueron calibradas para detectar a partir de 1 gramo (resolución) se presentaron ciertas variaciones de los coeficientes de sustentación haciendo que la gráfica experimental difiera en un 12% respecto del estudio teórico.

7.4.2. Resultados perfil NACA 4415 para Números de Reynolds de 14.000 y 27.000.

En las gráficas 7.7 y 7.8, se obtuvieron los respectivos coeficientes de sustentación para el perfil CLARK Y, con superficie alar de $0,0054\text{m}^2$, cuerda de 12cm y una envergadura de 4,5cm, a una velocidad de 4m/s, con una temperatura de 24.7°C y una humedad relativa del 79%, en recinto cerrado.



Gráfica 7.7. CL vs Alpha PERFIL NACA 4415 Y prueba 1, V=4m/s.

Linealización gráfica 7.7.:

Pendiente teórica $m_T=0.04358$.

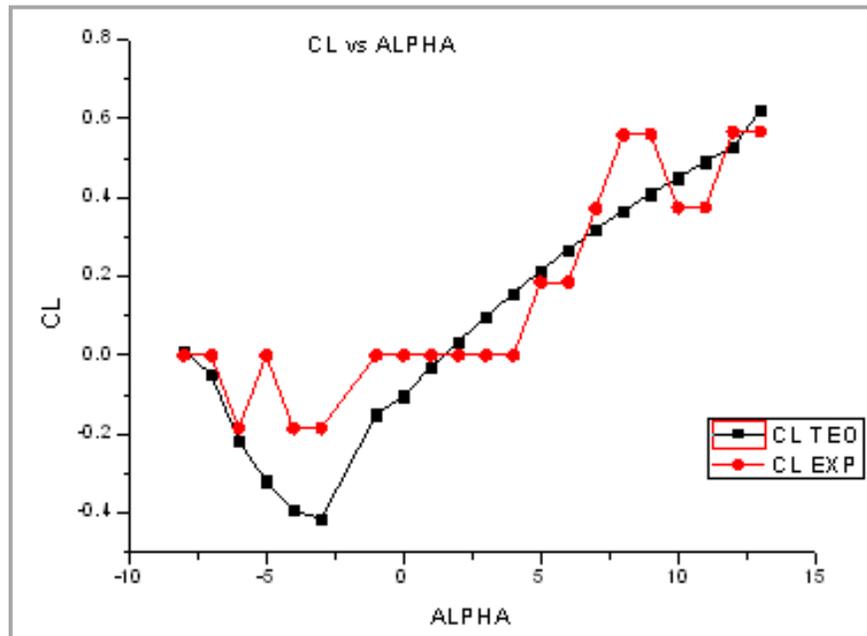
Pendiente Experimental $m_E=0.03534$.

Estimando un error relativo respecto a la gráfica teórica se tiene:

$$\text{Error porcentual} = 19\%$$

En la gráfica 7.7. se observa que los resultados experimentales difieren en un 19% respecto de los teóricos, esto es debido a la ubicación de la sonda a 3 cm del perfil ocasionando una caída de presión que traduce en un cambio de velocidad en los datos enviados al PC y por tanto una variación en los coeficientes de sustentación.

En la gráfica 7.8, se realizaron cambios en la ubicación de la sonda de velocidad (Sensor de presión), se trasladó a una distancia de 6 cm referente al borde de ataque del perfil, logrando una disminución de error porcentual del 19% al 18% y por tanto una gráfica experimental más cercana a la teórica.



Gráfica 7.8. CL vs Alpha PERFIL NACA 4415 prueba 2, V=4m/s.

Linealización gráfica 7.8.:

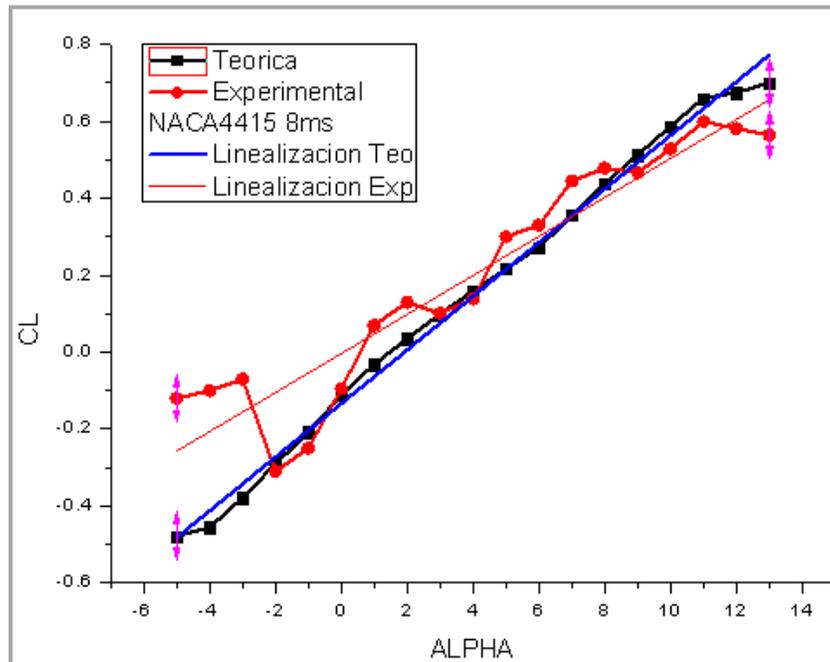
Pendiente teórica $m_T=0.04247$.

Pendiente Experimental $m_E=0.0346$.

Estimando un error relativo respecto a la gráfica teórica se tiene:

Error porcentual = 18 %

En las gráficas 7.9 y 7.10, se obtuvieron los respectivos coeficientes de sustentación para el perfil CLARK Y, con superficie alar de $0,0054m^2$, cuerda de 12cm y una envergadura de 4,5cm, a una velocidad de 8m/s, con una temperatura de $T=24.7^{\circ}C$ y una HR=79%, en recinto cerrado.



Gráfica 7.9. CL vs Alpha PERFIL NACA 4415 Y prueba 3, V=8m/s.

Linealización gráfica 7.9.:

Pendiente teórica $m_T=0.0697$.

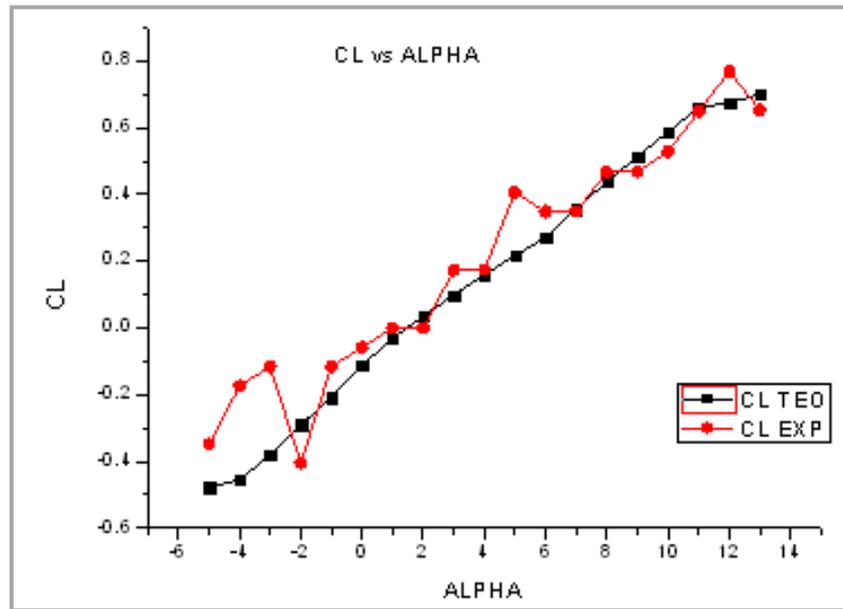
Pendiente Experimental $m_E=0.0507$.

Estimando un error relativo respecto a la gráfica teórica se tiene:

$$\text{Error porcentual} = 27 \%$$

En la gráfica 7.9. se observa que los resultados experimentales difieren en un 27% respecto de los teóricos, esto es debido a la ubicación de la sonda a 3 cm del perfil ocasionando una caída de presión que traduce en un cambio de velocidad y por lo tanto se obtienen coeficientes de sustentación experimentales respecto de los teóricos.

En la gráfica 7.10. se observa que los resultados experimentales se encuentran más cercanos respecto de los teóricos en un 13% respecto de los teóricos, esto es debido a la ubicación de la sonda a 6 cm del perfil con lo que se obtuvo una velocidad constante de aproximadamente 8m/s.



Grafica 7.10. CL vs Alpha Perfil NACA 4415 prueba 4, V=8m/s.

Linealización grafica 7.10.:

Pendiente teórica $m_T=0.06978$.

Pendiente Experimental $m_E=0.06056$.

Estimando un error relativo respecto a la gráfica teórica se tiene:

Error porcentual = 13 %

En la tabla 7.2. Se observan los coeficientes de sustentación versus ángulos de ataque, tanto teóricos como experimentales. Debido a que las galgas fueron calibradas para detectar a partir de 1 gramo (resolución) se presentaron ciertas variaciones de los coeficientes de sustentación haciendo que la gráfica experimental difiera en un 13% respecto del estudio teórico.

α°	CL TEO	CL EXP
-5	-0.4785	-0.3485
-4	-0.4556	-0.174
-3	-0.3791	-0.1159
-2	-0.2905	-0.4053
-1	-0.2081	-0.1158
0	-0.1113	-0.0579
1	-0.0317	0
2	0.0355	0
3	0.099	0.17385
4	0.1595	0.17404
5	0.2171	0.40664
6	0.2717	0.34913
7	0.3566	0.34983
8	0.4395	0.46751
9	0.5131	0.46873
10	0.5885	0.52887
11	0.6604	0.64849
12	0.6752	0.76912
13	0.7008	0.65332

Tabla 7.3. Datos CL vs Alpha Perfil NACA 4415, correspondientes a la gráfica 7.10.

CAPITULO VIII.

CONCLUSIONES Y TRABAJO FUTURO

8.1. Conclusiones

De acuerdo al diseño conceptual y preliminar de la instrumentación electrónica se construyó un equipo básico y funcional que cumple las características requeridas en un túnel de viento subsónico bajo, además de ser económico en la adquisición de los elementos que conforman dicho equipo, puesto que permite obtener valores de temperatura, humedad relativa, presión dinámica, velocidad y fuerzas de sustentación..

Se diseñó e implemento una instrumentación electrónica básica, adecuada para realizar ensayos aerodinámicos en túnel de viento, permitiendo la obtención de los coeficientes de sustentación correspondientes a los perfiles alares NACA 4415 y CLARK Y.

Se diseñó e implemento una balanza con el fin de obtener las respectivas fuerzas de sustentación, a partir de dos celdas de carga y la variación del ángulo de incidencia por medio del servomotor.

Se implementó un prototipo de túnel de viento subsónico bajo en el que se realizaron pruebas para obtener medidas de presión, temperatura, fuerza de sustentación y presión dinámica, de la cual se obtuvo la velocidad para cada experimento y a partir de estos datos se obtuvieron los respectivos coeficientes de sustentación para los perfiles NACA 4415 y CLARK Y con números de Reynolds de 14.000 y 21.000.

La Velocidad en la zona de pruebas se puede variar desde 4m/s y 8 m/s, con lo que se tiene un numero de Reynolds de 21.657 y de 43.315, para la zona de pruebas respectivamente, permitiendo un estudio aproximado de los coeficientes de sustentación para perfiles alares y en general de objetos aerodinámicos.

Para la obtención de resultados con un bajo error porcentual, es importante fijar un punto de ubicación de la sonda de presión, de tal forma que esta no interfiera entre el fluido y el perfil, alterando la obtención de la velocidad del fluido.

Las características del fluido a velocidades bajas permiten obtener un comportamiento laminar debido a que las partículas de aire tienden a obedecer una trayectoria lineal en la zona de pruebas, sin embargo no es suficiente considerar una baja velocidad para obtener un flujo laminar, puesto que este fluido interactúa con un ducto de forma cuadrada lo cual favorece la existencia de vórtices en la trayectoria del fluido haciendo que existan fuerzas viscosas. Considerando lo anterior se optó por manipular velocidades no mayores a 10 m/s, debido a las dimensiones de la zona de pruebas en el túnel de viento.

La balanza encargada de medir las fuerzas de sustentación que experimenta el perfil alar debido a la interacción con el aire a cierta velocidad, se ven afectadas por el origen de otras fuerzas que experimenta el perfil alar, como lo es la fuerza de arrastre la cual perturba el sistema diseñado para transmitir la fuerza de sustentación a los dispositivos encargados de sensar las deformaciones de interés. La baja velocidad del fluido del aire desarrollada en la zona de pruebas del túnel de viento ayuda a que dichas perturbaciones sean mínimas por lo que se pueden despreciar dichos efectos.

Las gráficas obtenidas de C_L vs Alpha para los perfiles alares estudiados a velocidades de 4 m/s, presentan errores porcentuales elevados debido al comportamiento del perfil para ángulos de incidencia negativos, este error se puede disminuir despreciando los efectos de la sustentación negativa puesto que en la práctica los perfiles responden adecuadamente a ángulos de incidencia mayores a 0° .

Las gráficas obtenidas de C_L vs Alpha para los perfiles alares estudiados a velocidades de 8 m/s, presentan errores porcentuales de aproximadamente el 13% debido al comportamiento del perfil para ángulos de incidencia negativos, este error se puede disminuir despreciando los efectos de la sustentación negativa puesto que en la práctica los perfiles responden adecuadamente a ángulos de incidencia mayores a 0° .

Las gráficas obtenidas de C_L vs Alpha para los perfiles alares estudiados a velocidades de 8 m/s, presentan errores porcentuales de aproximadamente 13% menores a los obtenidos para velocidades de 4 m/s del orden de 27%, puesto que los perfiles alares presentan una mayor fuerza de sustentación a mayor velocidad, debido a que las celdas de carga detectan pesos de 1 gramo en adelante coincidiendo con los pesos obtenidos para las respectivas fuerzas de sustentación para ángulos de incidencia positivos, por lo que este porcentaje de error se puede disminuir despreciando los efectos de los ángulos de incidencia negativos.

Las diferencias entre la experimentación realizada con la instrumentación y los datos a obtenidos a partir de Profili 2.16, se deben a las consideraciones geométricas por parte del software Profili y la experimentación. Aunque en ambos casos se tienen semejanzas geométricas como la longitud de la cuerda y la aproximación del número de Reynolds,

estas no son suficientes, puesto que en el software no se tiene en cuenta la dimensión de la envergadura. Al considerar la dimensión de la envergadura en la experimentación se tiene la presencia de efectos que afectan la medición de las fuerzas de sustentación, los cuales no se consideran en el software Profili 2.16.

8.2. Trabajo futuro

Dando continuidad al trabajo realizado sería conveniente la implementación de un túnel de viento con un motor de mayor potencia que permite realizar ensayos aerodinámicos a mayor velocidad, además se recomienda una construcción tipo octogonal para mantener un flujo laminar.

Para obtener los coeficientes de arrastre y coeficientes de momentos es necesario rediseñar el sistema de balanza aerodinámica de tal forma que permita obtener las fuerzas de arrastre y los momentos a los que se ve sometido un objeto aerodinámico.

REFERENCIAS

- [1] www.nasa.gov
- [2] Catálogo 9, Armfield Engineering Teaching & Research equipment. Pag. 11.
- [3] SUÁREZ, Mariú. Más Allá Del Homo Sapiens – Vol. II: Secretos Militares. 2001. pág. 6.
- [4] BERGADA, Josep M. Mecánica De Fluidos, Problemas Resueltos. 1Ed-2006.
- [5] S.M. Gorlin and I. I.Slezinger, Wind tunnels and their instrumentation, NASA. U.S.A.
- [6] MOTT, Robert L. Mecánica De Fluidos 6Ed – 2006. p. 165.
- [7] GILES, Ronald V. Mecánica de los fluidos e Hidráulica. McGraw-Hill. 1967. U.S.A. Pag.96-98, 160.
- [8] Fundamentals of fluid dynamics for aircraft designers, M. Munk Max.
- [9] AERODYNAMICS by N.A.V. Piercy d.sc.,m.inst.c.e., m.i.mech.e., f.r.ae.s. Second edition.
- [10] L. Streeter Víctor, Mecánica de los fluidos, Editorial Mc Graw Hill.
- [11] POTTER, Merle C y WIGGERT, David C. Mecánica de los fluidos. Prentice Hall. 1998. México. Pag. 97, 261- 262, 269-270, 276-278.
- [12] SHAMES, Irving H. Mecánica De Fluidos 3Ed – 1995.
- [13] Fundamentals of fluid dynamics for aircraft designers, M. Munk Max.
- [14] Donald R. F. Harleman, Daily James W., Dinámica de los fluidos con Aplicaciones en Ingeniería.
- [15] ULYSES, Moreno R. Rehabilitación del Túnel de Viento Subsónico C2-00 y Determinación del Coeficiente de Resistencia México-DF- 2008 p. 3.
- [16] Pineda Maigua Diego, Vega SantillanWillian, “Diseño y construcción de un Túnel de viento subsónico con sistema de adquisición de datos para el estudio de la aerodinámica de los vehículos”. Escuela politécnica del ejército, Extensión Latacunga. Ecuador.2010.

- [17] Chicas Molina Francisco, "Diseño y construcción de un túnel de Viento".
Universidad Centro americana José Simeón Cañas. El Salvador. Mayo 2012.
- [18] Manual práctico de ventilación salvador escoda S.A Segunda Edición.
- [19] Donald F. Elger, Barbara C. Williams, Clayton T. Crowe, Engineering Fluid
Mechanics. 10th Edition.

ANEXOS

Anexo A: Tablas de datos caracterización de sensores utilizados en la instrumentación electrónica.

Caracterización sensores instrumentación

Voltaje (V)	Velocidad (m/s)	Presión dinámica (Pa)
0.0354	0	0
0.0356	0	0
0.22	9.1	40.49409
0.225	9.24	41.7496464
0.23	9.3	42.29361
0.084	3.1	4.69929
0.085	3.15	4.8521025
0.086	3.2	5.00736
0.0772	2.16	2.2814784
0.0773	2.17	2.3026521
0.0774	2.18	2.3239236

Tabla A. Voltaje vs Velocidad y Presión Dinámica

Temperatura (°C)	Voltaje (mV)
2	550
3	528
8	428
13	285
15	262
16	233
17	221
18	168
19	144
20	132
21	101
22	78
23	75

Tabla B. Voltaje vs Temperatura Termocupla tipo K

Voltaje (V)	Humedad %HR
2.25	50
2.42	55
2.52	60
2.85	70
3.015	75
3.2	80

Tabla C. Voltaje vs Humedad, Sensor HIH 4000.

Peso (g)	Voltaje(V)	Peso (g)	Voltaje(V)
0	0,824	60	1,432
2	0,846	64	1,523
4	0,868	69	1,567
6	0,889	73	1,614
8	0,912	77	1,658
10	0,934	82	1,707
12	0,956	86	1,753
13	0,965	91	1,802
14	0,978	99	1,918
16	0,999	113	2,076
17	0,965	127	2,234
21	1,019	141	2,388
26	1,064	155	2,543
30	1,111	168	2,700
34	1,160	183	2,857
39	1,200	197	3,014
43	1,246	204	3,092
47	1,336	211	3,175
52	1,384	218	3,249
60	1,432	223	3,307

Tabla D. Voltaje vs Peso en la galga G1

Peso (g)	Voltaje(mV)	Peso (g)	Voltaje(mV)
0	-1,615		
2	-1,594	82	-0,727
4	-1,572	86	-0,685
6	-1,551	91	-0,637
8	-1,530	99	-0,540
10	-1,508	113	-0,401
12	-1,487	127	-0,251
13	-1,465	141	-0,098
14	-1,444	155	0,051
17	-1,431	168	0,204
21	-1,382	183	0,356
26	-1,334	197	0,512
30	-1,290	204	0,588
34	-1,242	232	0,899
39	-1,194	260	1,191
43	-1,146	289	1,495
47	-1,104	317	1,802
52	-1,056	345	2,106
56	-1,007	373	2,410
60	-0,964	401	2,711
64	-0,916	429	3,018
69	-0,868	439	3,133
73	-0,824	451	3,246
77	-0,775	455	3,302

Tabla E. Voltaje vs Peso en la galga G2

Peso (g)	Voltaje(V)	Peso (g)	Voltaje(V)
0	-0.296	56	0.200
2	-0.278	64	0.275
4	-0.260	73	0.350
6	-0.243	82	0.426
8	-0.226	91	0.505
10	-0.208	113	0.697
12	-0.191	141	0.945
13	-0.182	168	1.192
14	-0.173	183	1.316
16	-0.156	197	1.441
17	-0.146	204	1.503
21	-0.106	211	1.566
26	-0.067	218	1.627
30	-0.028	245	1.875
34	0.007	274	2.128
39	0.046	331	2.625
43	0.085	388	3.124
47	0.121	402	3.250
52	0.160	409	3.310

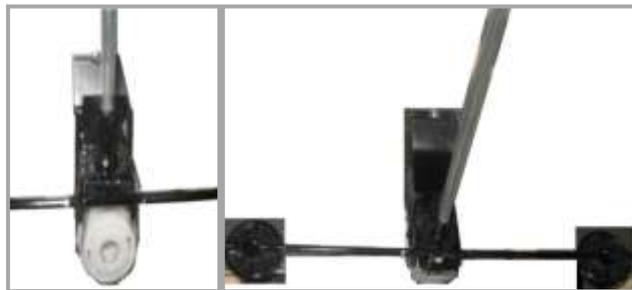
Tabla F. Voltaje vs Peso en la galga G3

AnexoB: Construcción primer prototipo para detección de fuerzas de sustentación

Sistema de detección de fuerzas aerodinámicas



Ubicación de Balanzas



Sistema de detección de fuerzas aerodinámicas

Base soporte servomotor



Sistema soporte servomotor

Base soporte para perfil aerodinámico



Base soporte para perfiles aerodinámicos



Sistema de Giro del servomotor al soporte del perfil alar



Ensamblaje del sistema de Balanza aerodinámica

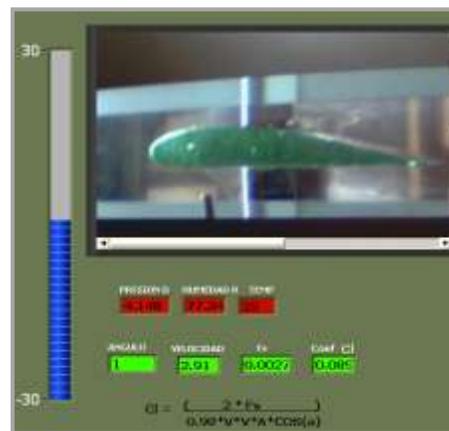


Balanza aerodinámica para determinación de perfiles aerodinámicos

Anexo C: Comportamiento instrumentación e interfaz de usuario



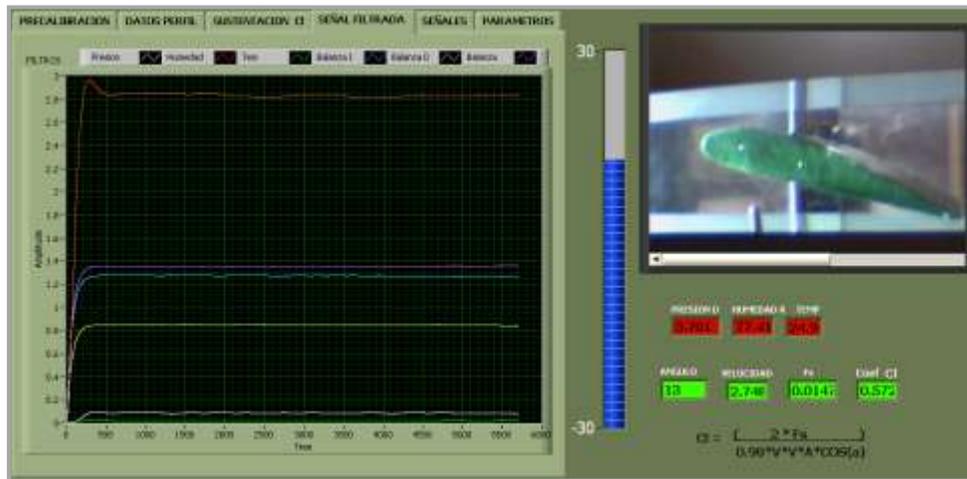
Obtención de C_L para el Perfil CLARK Y con $\text{Alpha}=0^\circ$



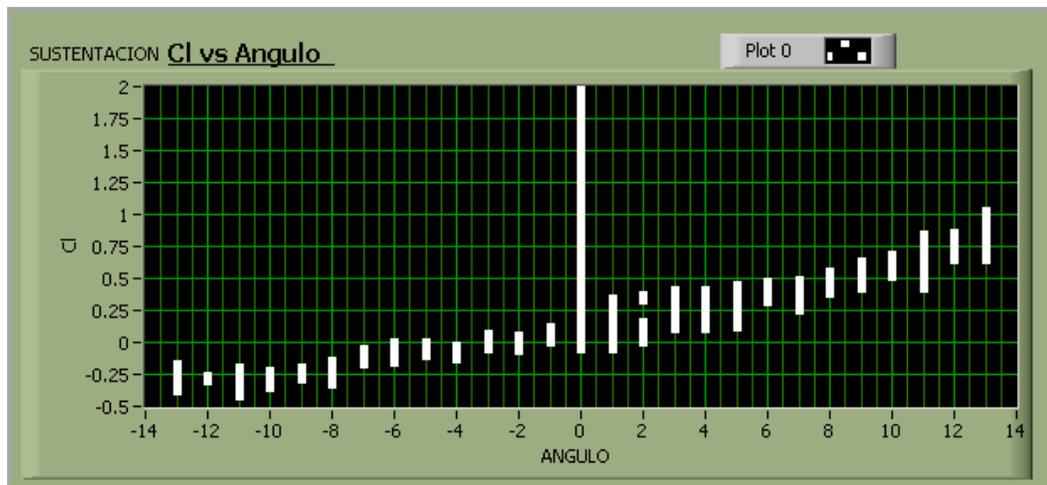
Obtención de C_L para el Perfil CLARK Y con $\text{Alpha}=1^\circ$



Obtención de C_L para el Perfil CLARK Y con $\text{Alpha}=2^\circ$



Comportamiento de sensores durante experimentación y visualización del ángulo de incidencia.



Obtención experimental de C_L para el perfil CLARKY a 8 m/s en la interfaz de usuario.

Anexo D: Código fuente programa de Instrumentación electrónica.

```
#include<p33FJ128MC802.h>
#include<stdio.h>
#include<stdlib.h>
#include<math.h>
#include<pwm12.h>
#include <stdlib.h>
#include <libq.h>
#include <uart.h>
#include <string.h>
#define FCY 4000000
#define BAUDRATE 9600
#define BRGVAL ((FCY/BAUDRATE)/16) - 1
_FOSCSEL(FNOSC_FRC); // SELECCIONA LA FUENTE DEL OSCILADOR,
_FOSC(FCKSM_CSECMD & OSCIOFNC_OFF & POSCMD_XT); //Switching Mode
_FGS(GWRP_OFF & GSS_OFF); // Proteccion del codigo
_FWDT(FWDTEN_OFF); // Perro Guardian Desactivado
unsigned int dutycyclereg;
unsigned int dutycycle;
unsigned char updatedisable;
unsigned int DmaBuffer = 0;
unsigned int BufferA[6] __attribute__((space(dma),aligned(32))); // 6ANx1 word
unsigned int BufferB[6] __attribute__((space(dma),aligned(32)));
void ProcessADCSamples(unsigned int valBuff[6]);
void enableInterrupts(void)
{SRbits.IPL = 0;
return;}
void initInterrupts(void)
{
INTCON1bits.NSTDIS = 0;
IPC3bits.AD1IP=7;
IPC1bits.DMA0IP=7;
IPC2bits.U1RXIP=7;
IFS0bits.AD1IF=0;
IFS0bits.DMA0IF=0;
IFS0bits.U1TXIF=0;
IFS0bits.U1RXIF=0;
IFS0bits.DMA0IF=0;
return;
}
void int_UART (void)
{
U1MODEbits.STSEL = 0; // 1 Stop bit
U1MODEbits.PDSEL = 0; // No Parity, 8 data bits
U1MODEbits.ABAUD = 0; // Auto-Baud Disabled
```

Anexo E: Datasheets circuito DSPic y sensores utilizados en la instrumentación

Datasheet Amplificador de instrumentación AD620



Low Cost Low Power Instrumentation Amplifier AD620

FEATURES

Easy to use

- Gain set with one external resistor (Gain range 1 to 10,000)
- Wide power supply range (± 2.3 V to ± 18 V)
- Higher performance than 3 op amp IA designs Available in 8-lead DIP and SOIC packaging
- Low power, 1.3 mA max supply current

Excellent dc performance (B grade)

- 50 μ V max, input offset voltage
- 0.6 μ V/°C max, input offset drift
- 1.0 nA max, input bias current
- 100 dB min common-mode rejection ratio (G = 10)

Low noise

- 9 nV/ $\sqrt{\text{Hz}}$ @ 1 kHz, input voltage noise
- 0.28 μ V p-p noise (0.1 Hz to 10 Hz)

Excellent ac specifications

- 120 kHz bandwidth (G = 100)
- 15 μ s settling time to 0.01%

APPLICATIONS

- Weigh scales
- ECG and medical instrumentation
- Transducer interface
- Data acquisition systems
- Industrial process controls
- Battery-powered and portable equipment

CONNECTION DIAGRAM

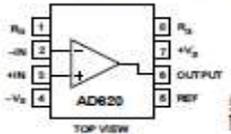


Figure 1. 8-Lead PDIP (N), CERDIP (C), and SOIC (R) Packages

PRODUCT DESCRIPTION

The AD620 is a low cost, high accuracy instrumentation amplifier that requires only one external resistor to set gains of 1 to 10,000. Furthermore, the AD620 features 8-lead SOIC and DIP packaging that is smaller than discrete designs and offers lower power (only 1.3 mA max supply current), making it a good fit for battery-powered, portable (or remote) applications.

The AD620, with its high accuracy of 40 ppm maximum nonlinearity, low offset voltage of 50 μ V max, and offset drift of 0.6 μ V/°C max, is ideal for use in precision data acquisition systems, such as weigh scales and transducer interfaces.

Furthermore, the low noise, low input bias current, and low power of the AD620 make it well suited for medical applications, such as ECG and noninvasive blood pressure monitors.

The low input bias current of 1.0 nA max is made possible with the use of SuperBeta processing in the input stage. The AD620 works well as a preamplifier due to its low input voltage noise of 9 nV/ $\sqrt{\text{Hz}}$ at 1 kHz, 0.28 μ V p-p in the 0.1 Hz to 10 Hz band, and 0.1 pA/ $\sqrt{\text{Hz}}$ input current noise. Also, the AD620 is well suited for multiplexed applications with its settling time of 15 μ s to 0.01%, and its cost is low enough to enable designs with one in-amp per channel.

Table 1. Next Generation Upgrades for AD620

Part	Comment
AD8221	Better specs at lower price
AD8222	Dual channel or differential out
AD8226	Low power, wide input range
AD8220	JFET input
AD8228	Best gain accuracy
AD8295	+2 precision op amps or differential out
AD8420	Ultra low noise

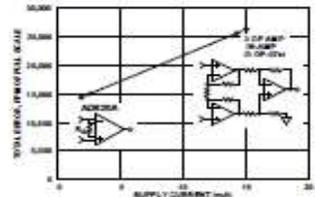


Figure 2. Three Op Amp IA Designs vs. AD620

Rev. H

Information furnished by Analog Devices is believed to be accurate and reliable. However, no responsibility is assumed by Analog Devices for its use, nor for any infringements of patents or other rights of third parties that may result from its use. Specifications subject to change without notice. No license is granted by implication or otherwise under any patent or patent rights of Analog Devices. Trademarks and registered trademarks are the property of their respective owners.

One Technology Way, P.O. Box 9106, Norwood, MA 02062-9106, U.S.A.
Tel: 781.329.4700 www.analog.com
Fax: 781.326.8703 © 2003–2011 Analog Devices, Inc. All rights reserved.



**dsPIC33FJ32MC302/304,
dsPIC33FJ64MCX02/X04 AND
dsPIC33FJ128MCX02/X04**

High-Performance, 16-bit Digital Signal Controllers

Operating Range:

- Up to 40 MIPS operation (at 3.0V -3.6V):
 - Industrial temperature range (-40°C to +85°C)
 - Extended temperature range (-40°C to +125°C)
- Up to 20 MIPS operation (at 3.0V -3.6V):
 - High temperature range (-40°C to +140°C)

High-Performance DSC CPU:

- Modified Harvard architecture
- C compiler optimized instruction set
- 16-bit wide data path
- 24-bit wide instructions
- Linear program memory addressing up to 4M instruction words
- Linear data memory addressing up to 64 Kbytes
- 83 base instructions: mostly 1 word/1 cycle
- Two 40-bit accumulators with rounding and saturation options
- Flexible and powerful addressing modes:
 - Indirect
 - Modulo
 - Bit-Reversed
- Software stack
- 16 x 16 fractional/integer multiply operations
- 32/16 and 16/16 divide operations
- Single-cycle multiply and accumulate:
 - Accumulator write back for DSP operations
 - Dual data fetch
- Up to ± 16 -bit shifts for up to 40-bit data

Direct Memory Access (DMA):

- 8-channel hardware DMA
- Up to 2 Kbytes dual ported DMA buffer area (DMA RAM) to store data transferred via DMA:
 - Allows data transfer between RAM and a peripheral while CPU is executing code (no cycle stealing)
- Most peripherals support DMA

Timers/Capture/Compare/PWM:

- Timer/Counters, up to five 16-bit timers:
 - Can pair up to make two 32-bit timers
 - One timer runs as a Real-Time Clock with an external 32.768 kHz oscillator
 - Programmable prescaler
- Input Capture (up to four channels):
 - Capture on up, down or both edges
 - 16-bit capture input functions
 - 4-deep FIFO on each capture
- Output Compare (up to four channels):
 - Single or Dual 16-bit Compare mode
 - 16-bit Glitchless PWM mode
- Hardware Real-Time Clock and Calendar (RTCC):
 - Provides clock, calendar and alarm functions

Interrupt Controller:

- 5-cycle latency
- Up to 53 available interrupt sources
- Up to three external interrupts
- Seven programmable priority levels
- Five processor exceptions

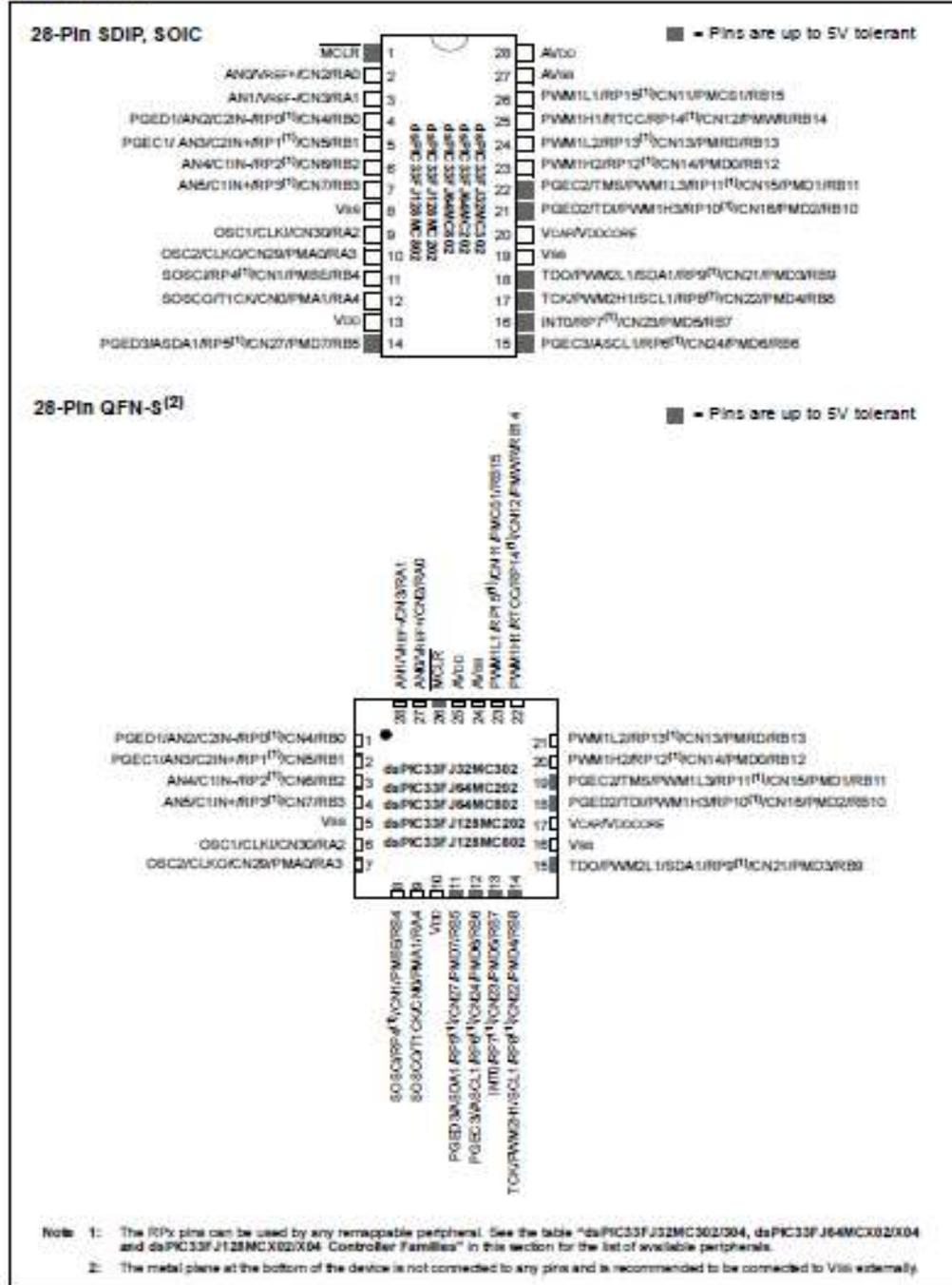
Digital I/O:

- Peripheral pin Select functionality
- Up to 35 programmable digital I/O pins
- Wake-up/Interrupt-on-Change for up to 31 pins
- Output pins can drive from 3.0V to 3.6V
- Up to 5V output with open drain configuration
- All digital input pins are 5V tolerant
- 4 mA sink on all I/O pins

On-Chip Flash and SRAM:

- Flash program memory (up to 128 Kbytes)
- Data SRAM (up to 16 Kbytes)
- Boot, Secure, and General Security for program Flash

Pin Diagrams



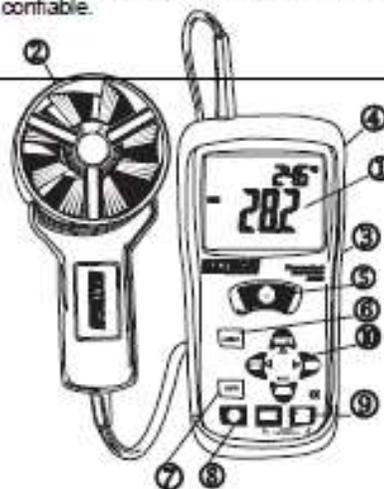
Datasheet Anemómetro

Introducción

Agradecemos su compra del Termo-Anemómetro PCMMCM AN100 de Extech. Este instrumento mide la velocidad, el caudal/flujo (volumen) y la temperatura del aire. LCD grande, retroiluminada de fácil lectura incluye indicador primario y secundario además diversos indicadores de estado. El medidor se embarca probado y calibrado y con uso apropiado le proveerá muchos años de servicio confiable.

Descripción del medidor

1. Pantalla LCD
2. Veleta
3. Funda de hule
4. Medidor
5. Apagado y encendido
6. Área
7. Prom (avg)
8. Retroiluminación
9. Botones para temperatura
10. Botones para flujo/velocidad del aire



Teclado

- **APAGADO AUTOMÁTICO** Presione para encender o apagar el medidor
- **MÁX / MIN** Usado para registrar y grabar las lecturas más alta, más baja y promedio del flujo o de la velocidad del aire.
 - ◀ (IZQUIERDA) además sirve como botón para cambio del punto decimal en modo ÁREA
- **UNITS** Presione para seleccionar el modo de operación. En modo FLUJO, el medidor indica el volumen de aire. En modo VELOCIDAD, el medidor indica la velocidad del aire.
 - ▲ (ARRIBA) sirve como botón de aumento de número en modo ÁREA.
- **AVG** Usada para promediar varias lecturas en modo FLOW (flujo) o VELOCITY (velocidad). Puede promediar hasta 20 lecturas.
- **HOLD** Presione para congelar (retener) la lectura indicada. Presione de nuevo para destrabar el indicador. Este botón además funciona como botón ▶ DERECHO de deslizamiento en modo ÁREA y modo recuperar RECALL.
- **AREA** Presione y sostenga para teclear el área del conducto en modo PCM o MCM
- **NEXT**, En modo ÁREA, seleccionar la ubicación de memoria 1-8.
- Presione para apagar/encender la retroiluminación
- **MÁX / MIN (Temperatura)** Usado para registrar y guardar las lecturas más alta y baja de la temperatura del aire.
- **°C °F HOLD (Temperatura)** Presione para congelar la lectura indicada de temperatura. Presione de nuevo para destrabar el indicador. Presione y sostenga durante 3 segundos para cambiar entre °C y °F. El medidor pitará dos veces para indicar el cambio.

El compartimiento de la batería está atrás del instrumento. Debe quitar la funda protectora de hule del medidor para entrar al compartimento.

Honeywell



Representative photograph, actual product appearance may vary.

Due to regional agency approval requirements, some products may not be available in your area. Please contact your regional Honeywell office regarding your product of choice.

HIH-4000-001

HIH-4000 Series Integrated Circuitry Humidity Sensor, 2,54 mm (0.100 in) Lead Pitch SIP

Features

- Molded thermoset plastic housing with cover
- Linear voltage output vs %RH
- Laser trimmed interchangeability
- Low power design
- High accuracy
- Fast response time
- Stable, low drift performance
- Chemically resistant

Typical Applications

- Refrigeration
- Drying
- Meteorology
- Battery-powered systems
- OEM assemblies

Description

The HIH-4000 Series Humidity Sensors are designed specifically for high volume OEM (Original Equipment Manufacturer) users. Direct input to a controller or other device is made possible by this sensor's linear voltage output. With a typical current draw of only 200 μ A, the HIH-4000 Series is ideally suited for low drain, battery operated systems. Tight sensor interchangeability reduces or eliminates OEM production calibration costs. Individual sensor calibration data is available.

The HIH-4000 Series delivers instrumentation-quality RH (Relative Humidity) sensing performance in a low cost, solderable SIP (Single In-line Package). Available in two lead spacing configurations, the RH sensor is a laser trimmed, thermoset polymer capacitive sensing element with on-chip integrated signal conditioning. The sensing element's multilayer construction provides excellent resistance to most application hazards such as wetting, dust, dirt, oils and common environmental chemicals.

Freescale Semiconductor

MPXV5004G
Rev 12, 09/2009

**Integrated Silicon Pressure Sensor
On-Chip Signal Conditioned,
Temperature Compensated and
Calibrated**

The MPXV5004 series piezoresistive transducer is a state-of-the-art monolithic silicon pressure sensor designed for a wide range of applications, but particularly those employing a microcontroller or microprocessor with A/D inputs. This sensor combines a highly sensitive implanted strain gauge with advanced micromachining techniques, thin-film metallization, and bipolar processing to provide an accurate, high level analog output signal that is proportional to the applied pressure.

Features

- 1.5% Maximum Error for 0 to 100 mm H₂O over +10° to +60°C with Auto Zero
- 2.5% Maximum Error for 100 to 400 mm H₂O over +10° to +60°C with Auto Zero
- 6.25% Maximum Error for 0 to 400 mm H₂O over +10° to +60°C without Auto Zero
- Temperature Compensated over 10° to 60°C
- Available in Gauge Surface Mount (SMT) or Through-Hole (DIP) Configurations
- Durable Thermoplastic (PPG) Package

**MPXV5004
MPVZ5004
Series**

0 to 3.92 kPa
(0 to 400 mm H₂O)
1.0 to 4.9 V Output

Application Examples

- Washing Machine Water Level
- Ideally Suited for Microprocessor or Microcontroller-Based Systems
- Appliance Liquid Level and Pressure Measurement
- Respiratory Equipment

ORDERING INFORMATION								
Device Name	Case No.	# of Ports			Pressure Type			Device Marking
		None	Single	Dual	Gauge	Differential	Absolute	
Small Outline Package (MPXV5004 Series)								
MPXV5004DP	1351			*		*		MPXV5004DP
MPXV5004GC6T1	482A		*		*			MPXV5004G
MPXV5004GC6U	482A		*		*			MPXV5004G
MPXV5004GC7U	482C		*		*			MPXV5004G
MPXV5004GP	1369		*		*			MPXV5004GP
MPXV5004GPT1	1369		*		*			MPXV5004GP
MPXV5004GVP	1368		*		*			MPXV5004GVP
Small Outline Package (Media Resistant Gel) (MPVZ5004 Series)								
MPVZ5004G6T1	482	*			*			MPVZ5004G
MPVZ5004G6U	482	*			*			MPVZ5004G
MPVZ5004G7U	482B	*			*			MPVZ5004G
MPVZ5004GC6U	482A		*		*			MPVZ5004G
MPVZ5004GW6U	1735		*		*			M25004GW
MPVZ5004GW7U	1560		*		*			M25004GW