Diseño e implementación de un prototipo de velocímetro IAS (Indicated Air Speed) para una aeronave tripulada de tipo LSA



UNIVERSIDAD DISTRITAL
FRANCISCO JOSÉ DE CALDAS

Daniel Felipe Pinilla Rodriguez
Director:
Ph. D. Álvaro Espinel Ortega

Universidad Distrital Francisco José de Caldas
Bogotá D.C.
2025

Índice general

1 Resumen **8**

2 Abstract **9**

3 Definición del problema **10**

4 Justificación **11**

5 Objetivos **13**
5.1 Objetivo general 13
5.2 Objetivos específicos 13

6 Marco referencial **14**
6.1 Conceptos 14
6.1.1 Viscosidad 14
6.1.2 Fricción 14
6.1.3 Presión 15
6.1.4 Tipos de presión 15
6.1.5 Efecto de la presión sobre la densidad 17
6.2 Velocímetro 18
6.2.1 Descripción 18
6.2.2 Funcionamiento 19
6.2.3 Tubo de pitot 19
6.2.4 Sistema de pitot estático 20
6.2.5 Sistema pitot bloqueado 21
6.2.6 Sistema estático bloqueado 22
6.2.7 Velocidades que registra el velocimetro 23
6.3 Velocímetro 24
6.4 Aeronaves de categoría LSA 25
6.5 Sistema EFIS-D100 26
6.6 Sensor piezoresistivo MPX2200DP 27
6.7 Determinación de la incertidumbre en la medición del instrumento 29

7 Estado del arte **32**

7.1 Diseño de un prototipo de ajuste de presión atmosférica de una cámara altimétrica para pruebas de altímetros sensitivos por medio de una visualización en Labview . . . 32
7.2 Desarrollo de instrumentos de vuelo para aviones de aviación general . . . 32
7.3 Una prueba empírica de un indicador de velocidad aérea mejorado . . . 33

8 Metodología **35**
8.1 Aplicaciones de software para el desarrollo del prototipo . . . 35
8.1.1 EasyEDA . . . 35
8.1.2 Proteus V8.12 . . . 35
8.1.3 Arduino IDE . . . 35
8.1.4 Software cassy lab 2 . . . 35
8.1.5 SolidWorks . . . 35
8.2 Hardware para el desarrollo del prototipo . . . 36
8.2.1 Sensor de presión diferencial MPX200DP . . . 36
8.2.2 Tarjeta de amplificación AD620 . . . 36
8.2.3 Amplificador de instrumentación INA128P . . . 37
8.2.4 ESP WROOM 32 . . . 38
8.2.5 LCD TFT 2.8çon controlador ST7789 . . . 38
8.2.6 Modulo ADS1115 . . . 38
8.2.7 Elementos pasivos . . . 40
8.2.8 Reguladores de voltaje . . . 40
8.3 Diseñar e implementar el circuito de acondicionamiento de señal para el sensor MXP2200DP . . . 40
8.3.1 Registro de los datos para la función característica del sensor . . . 40
8.3.2 Diseño etapa de filtrado . . . 44
8.3.3 Diseño circuito de acondicionamiento para el sensor MPX2200DP . . . 46
8.3.4 Diseño del esquema de circuito impreso. . . . 50
8.3.5 Obtener la función para la conversión de voltaje a velocidad IAS teórica. 53
8.3.6 Diseño de interfaz gráfica. . . . 54
8.4 Código para la conversión y visualización de la interfaz gráfica . . . 56
8.4.1 Conversión y adquisición de datos . . . 56
8.4.2 Funciones para la conversión y adquisición de datos . . . 57
8.4.3 Interfaz gráfica. . . . 57
8.4.4 Funciones para la interfaz gráfica. . . . 57
8.4.5 Diseño de corte de la caja de instrumentación. . . . 58
8.5 Pruebas de laboratorio prototipo . . . 59
8.6 Pruebas de vuelo . . . 66
8.7 Costos velocimetro IAS. . . . 69

9 Análisis de resultados. **70**
9.1 Medición del error datos de presión . . . 70
9.2 Medición del error datos de velocidad del aire . . . 73
9.3 Medición del error datos obtenidos en vuelo . . . 74
9.4 Determinación de la incertidumbre y el error en la medición del instrumento 75

9.4.1 Incertidumbre por resolución 75
9.4.2 Incertidumbre por mal funcionamiento 76
9.4.3 Incertidumbre Relativa 77
9.4.4 Incertidumbre total combinada 77
9.4.5 Error del prototipo 77

10 Conclusiones y Recomendaciones **79**
10.1 Conclusiones 79
10.1.1 Recomendaciones 80

11 Anexos **81**
11.1 Anexo 1 81
11.2 Anexo 2 84
11.3 Anexo 3 87
11.4 Anexo 4 94
11.5 Anexo 5 95
11.6 Anexo 6 96
11.7 Anexo 7 97
11.8 Anexo 8 101

Glosario

ADAHRS : Por siglas en inglés, Air Data, Altitude, Heading Reference System. Es un sistema electrónico que integra varios sensores para proporcionar a la tripulación métricas clave como la altitud, velocidad del aire, velocidad de ascenso/descenso, rumbo y la orientación de la aeronave. 33

CAD : Por siglas en inglés, Computer-Aided Design. Es una tecnología que utiliza programas de software para crear, modificar, analizar y optimizar diseños en diversas industrias. 35

caracterización de sensores : Es el proceso de analizar y definir las propiedades y el comportamiento de un sensor. 8

FR4 : Por siglas en inglés, Flame Retardant 4. Es un material laminado reforzado con fibra de vidrio y resina epoxi que se usa comúnmente como sustrato para placas de circuito impreso (PCB). 36

hadware : Se refiere a los componentes físicos y tangibles de un sistema informático que se pueden ver y tocar. 8

IAS : Por siglas en inglés, Indicated Airspeed (Velocidad Indicada), es la velocidad que muestra el indicador de velocidad aerodinámica del avión en cabina. 8

instrumentación : Se refiere al conjunto de herramientas, dispositivos y técnicas utilizadas para medir, controlar o registrar magnitudes físicas o químicas. 8

LSA : Por siglas en inglés, Light-Sport Aircraft, que se caracteriza por ser una aeronave pequeña y ligera, destinada a la aviación deportiva. 8

PCB : Por siglas en inglés, Printed Circuit Board. Es una base mecánica que sostiene y conecta componentes electrónicos utilizando pistas conductoras grabadas en una capa de material aislante . 35

PDF : Por siglas en inglés, Primary Flight Display. Es una pantalla electrónica en la cabina de un avión moderno que muestra información vital como la altitud, velocidad, rumbo y la actitud de la aeronave. . 33

PGA : Por siglas en inglés, Programmable Gain Amplifier. Se refiere a una característica integrada en el circuito integrado ADS1115.. 38

piezoresistivo : Describe una propiedad donde la resistencia eléctrica de un material cambia cuando se le aplica tensión mecánica (fuerza, deformación), como resultado de la deformación del material. 27

Stall : Es la velocidad mínima requerida para que una aeronave mantenga el vuelo y genere suficiente sustentación para contrarrestar su peso. 25

TAS : Por siglas en inglés, True Airspeed, es la velocidad real de una aeronave en relación con la masa de aire en la que vuela. 10

TFT : Por siglas en inglés, Thin Film Transistor. Es tecnología TFT permite un control individual de cada píxel, lo que resulta en imágenes más nítidas, colores más vivos y un mayor brillo, mejorando la experiencia visual en diversos dispositivos como monitores y teléfonos. . 8

velocímetro : Es un instrumento que muestra la velocidad de la aeronave con respecto al aire. 8

Índice de figuras

1 Superficie microscópica de un ala. Imagen tomada de [21] 15
2 Gráfica de los tipos de presión. Imagen tomada de [26] 16
3 Presión estándar a nivel del mar. Imagen tomada de [6] 17
4 Indicador de velocidad del aire (IAS) Imagen tomada de [6] 19
5 Interfaz de visualización IAS. Imagen tomada de[6] 20
6 Tubo de pitot. Imagen tomada de [31] 20
7 Sistema e instrumentos Pitot-estático. Imagen tomada de [6] 21
8 Presión de aire en el tubo de Venturi. Imagen tomada de [6] 21
9 Un tubo Pitot bloqueado, pero el orificio de drenaje está limpio. Imagen tomada de [6] 22
10 Sistema de bloqueo estático. Imagen tomada de [6] 23
11 Estructura general de un avión tipo LSA. Imagen tomada de [14] 27
12 Sistema electrónico Dynon EFIS-D10A. Imagen tomada de [7] 27
13 Pines de salida Sensor MPX2200DPS. Imagen tomada de [36] 28
14 Comparación de especificaciones de linealidad. Imagen tomada de [36] 29
15 Voltaje de salida Vs presión diferencial. Imagen tomada de [36] 29
16 Calibración del sensor. Imagen tomada de [10] 32
17 Sistema Dynon EFIS. Imagen tomada de [**25**] 33
18 Cinta PDF Airspeed mejorada con indicación explícita de la ausencia de velocidad aérea debido al estado de participación o al modo de control. Imagen tomada de [40] 34
19 Empaquetado sensor de presión MPX2200DP. Imagen tomada de [36] 36
20 Distribución de pines de la tarjeta AD620. Imagen tomada de [17] 37
21 Distribución de pines del INA128 37
22 Distribución de pines microcontrolador ESP32. Imagen tomada de [32] . . . 38

23 Distribución de pines LCD TFT Touch. Imagen tomada de [16] 39
24 Distribución ADS1115 + PGA 39
25 Pin Out reguladores prototipo. Imagen tomada de [13] 40
26 SENSOR-CASSY 41
27 Montaje físico para obtener la curva caracteristica del sensor. Fuente: Propia 41
28 Curva característica del sensor MPX2200DP antes de ser procesada. Fuente: Propia. 42
29 Grafica de calibración presión presión Vs voltaje 43
30 Señal de entrada prueba onda cuadrada. Fuente: Propia. 44
31 Señal de salida Tiempo Vs Voltaje. Fuente: Propia. 45
32 Frecuencia Vs Voltaje sensor MPX2200DP. Fuente: Propia. 45
33 Esquematico del circuito de acondicionamiento. Fuente: Propia. 47
34 ADC ESP32. Imagen tomada de [18] 48
35 Esquema circuito prototipo. Fuente: Propia. 48
36 Esquema circuito prototipo final. Fuente: Propia. 49
37 Diseño PCB en la capa superior. Fuente: Propia. 50
38 Diseño PCB en la capa inferior. Fuente: Propia. 50
39 Diseño PCB en 3D. Fuente: Propia. 51
40 PCB top versión 2. Fuente: Propia. 51
41 PCB bottom versión 2. Fuente: Propia. 52
42 PCB top versión final. Fuente: Propia. 52
43 PCB bottom versión final. Fuente: Propia. 53
44 Análisis sistema de pitot-estatico. Imagen tomada de [35] 53
45 Interfaz de inicio. Fuente: propia. 54
46 Visualización velocimetro 1. Fuente: Propia. 55
47 Visualización velocimetro 2. Fuente: Propia. 56
48 Planos en 2D de la caja de instrumentación. Fuente: Propia. 58
49 Proceso de corte laser del acrílico. Fuente: Propia. 59
50 Caja de instrumentación. Fuente: Propia. 59
51 Diagrama de bloques experimento de prueba. Fuente: Propia. 60
52 Montaje fisico prueba 1. Fuente: Propia. 60
53 Pruebas de laboratorio presión con soplador. Fuente:Propia. 61
54 Pruebas de laboratorio presión con compresor. Fuente:Propia. 62
55 Equipo de medicióin del aire DELORENZO y anemómetro 63
56 Montaje fisico prueba 2. Fuente: Propia. 63
57 Escenarios de medición prueba 2. Fuente:Propia. 64
58 Pruebas de laboratorio velocidad a 10cm. Fuente:Propia. 64
59 Pruebas de laboratorio velocidad a 20cm. Fuente:Propia. 65
60 Pruebas de laboratorio velocidad a 30cm. Fuente:Propia. 66
61 Fotos prueba de vuelo en avión. 67
62 Evidencia de prueba realizadas. 68

63 Curva de calibración del instrumento 72

64 Esquema PCB Fuente: Propia. 102

Índice de tablas

6.1 **Tabla 1. Altitudes en la atmósfera ISA.** 18
6.3 **Tabla 2. Calibración Cessna 172** 23
6.2 **Tabla 3. Velocidades que registra el velocímetro** 24
6.4 **Tabla 4. Características del sensor MPX2200DP** 28

8.1 **Tabla 5 . Linealización del sensor MPX2200DP con pendientes** . . . 43
8.2 **Tabla 6. Lista de materiales** 69

9.1 **Tabla 7. Pruebas de laboratorio. Datos de presión con soplador.** . . 70
9.2 **Tabla 8. Pruebas de laboratorio. Datos de presión con compresor.** . 71
9.3 **Tabla 9. Pruebas de laboratorio. Datos de velocidad 10 cm.** 73
9.4 **Tabla 10. Pruebas de laboratorio. Datos de velocidad 20 cm.** 74
9.5 **Tabla 11. Pruebas de laboratorio. Datos de velocidad 30 cm.** 74
9.6 **Tabla 12. Pruebas en vuelo. Datos de velocidad.** 75
9.7 **Tabla 13. Cálculo incertidumbre por resolución** 76
9.8 **Tabla 14. Cálculo error de las velocidades en modo crucero.** 78

11.1 **Tabla 15. Datos caracterización sensor MPX2200DP** 93

1 Resumen

En el presente documento se abordan los fundamentos teóricos de la velocidad indicada del aire (IAS), por sus siglas en inglés indicated air speed. La medición de presión dinámica y los componentes electrónicos necesarios para el desarrollo de un prototipo funcional de velocímetro digital aplicado a aeronaves ligeras (LSA), por sus siglas en inglés ligth sport aircraft. A lo largo del trabajo se caracteriza el sensor de presión diferencial MPX2200DP, identificando sus limitaciones y proponiendo una función de conversión ajustada para lograr lecturas útiles a partir de su señal de salida.

Se describe la arquitectura del sistema embebido basado en ESP32, incluyendo el uso del convertidor ADS1115 para mejorar la resolución de lectura, así como la implementación de una interfaz gráfica mediante pantalla TFT que permite visualizar la velocidad de forma interactiva. Se documentan las pruebas realizadas, el análisis de errores e incertidumbres, y se concluye con la validación funcional del sistema. Finalmente, se presentan recomendaciones para mejorar el prototipo, enfocadas en el uso de sensores más precisos y hadware.

Palabras clave

Indicador de velocidad del aire, velocímetro, instrumentación, ecuación de Bernoulli y caracterización de sensores.

2 Abstract

This document addresses the theoretical foundations of indicated air speed (IAS). The dynamic pressure measurement and the electronic components necessary for the development of a functional prototype of a digital speedometer applied to light sport aircraft (LSA). Throughout this work, the MPX2200DP differential pressure sensor is characterized, identifying its limitations and proposing an adjusted conversion function to achieve useful readings from its output signal.
The architecture of the embedded system based on ESP32 is described, including the use of the ADS1115 converter to improve the reading resolution, as well as the implementation of a graphical interface using a TFT screen that allows the speed to be displayed interactively. The tests carried out, the analysis of errors and uncertainties are documented, and the functional validation of the system is concluded. Finally, recommendations are presented to improve the prototype, focused on the use of more precise sensors and hardware.

Keywords
Indicated airspeed (IAS), velocimeter, instrumentation, Bernoulli equation andsSensor characterization.

3 Definición del problema

Las aeronaves ligeras para el ámbito deportivo han tenido un auge bastante alto a nivel mundial donde se evidencia que cada vez más las personas buscan participar de este nicho que reúne características deportivas y tecnológicas, buscando que las aeronaves cumplan con los requisitos internacionales necesarios planteados por la unidad administrativa especial de aeronáutica Civil (UAEAC) y así poder empezar a volar. En el marco de utilizar los diferentes marcadores para tener un vuelo óptimo y seguro la migración de diferentes tecnologías analógicas a digitales ha dado la posibilidad de implementación de aparatos tecnológicos que en algún momento ni se pensaban.[21]
El velocímetro, también conocido como IAS (Indicator Air Speed) en el área de la aviación, es un instrumento utilizado en los aviones para registrar la presión dinámica en la que se encuentra la aeronave. Siendo este indicador un factor fundamental para el piloto, afecta diversos aspectos de vuelo como: seguridad de vuelo, eficiencia del combustible, planificación del vuelo, aterrizaje seguro, navegación y maniobras. Este tipo de instrumentos nos refleja cualquier variación de presión que se presente en el ambiente tanto en el despegue, como en el vuelo y aterrizaje. Para la construcción se requiere un tubo de pitot, una caja sellada en la que se encuentra un diafragma y un conjunto de varillas conectadas con engranajes para finalmente estar conectada a la aguja graduada.[33]

Debido a los altos costos de elaboración y calibración del sistema para aviones, en especial para naves deportivas, comerciales y de uso militar, ya que su aviónica forma parte de sistemas más complejos y rodeado de diferentes variables, se busca analizar el alcance de tecnologías de sensores y amplificadores para implementarlos en estos sistemas robustos sin dejar a un lado la funcionalidad de registrar desde el IAS (Indicated Air Speed) hasta el TAS (True Air Speed). A partir de esto se plantea la siguiente incógnita:
¿Cómo construir un velocímetro (IAS-Indicated Air Speed) de bajo costo que permita medir la velocidad en vuelo de una aeronave tipo LSA?

4 Justificación

- **Justificación Investigativa**
  Los sistemas embebidos se han desarrollado a partir de proyectar nuevas tecnologías a las actividades que se realizan día a día, las automatizaciones de diferentes proyectos se han reflejado gracias a la transición de implementar artefactos digitales reemplazando los mecanismos analógicos. Esto ha traído consigo un cambio en la forma en que se desarrollan las mediciones y en las interfaces de visualización para el usuario[38]. El factor fundamental que pretende esta investigación es implementar los conocimientos en electrónica desde la perspectiva de la instrumentación industrial, donde se realiza la caracterización de sensores que será de presión diferencial con tecnología piezoresistivo de silicio y así poder implementar un prototipo de velocímetro que reemplace el mecanismo analógico usado comúnmente en los aviones de tipo LSA.

- **Justificación Académica**
  El estudio de esta problemática permite relacionar diferentes ramas del conocimiento. Debido a la complejidad que tienen los sistemas de aviación, factores tan importantes para el piloto, donde en cuestión de segundos la toma de decisiones puede cambiar una situación extrema y sumado al alcance que tienen los sensores en las mediciones para este tipo de industria. Se espera que este proyecto de algún aporte al área de la aviación. Adicionalmente este proyecto se vincula con las teorías aplicadas de la caracterización de sensores, el error y la incertidumbre de la medición de los mismos y aporte a los conocimientos en la aplicación de sensores de presión diferencial a la aviación, dando tanto a la industria como a la comunidad educativa una visión diferente en el uso de este tipo de sensores hacia un campo que tiene un gran espacio para emprendimiento en el sector aeronáutico del país.[34]

- **Justificación Económica**
  Debido al auge de la aviación deportiva, donde comúnmente se utilizan los aviones tipo LSA, cada vez son más las personas que buscan disminuir costos para desarrollar esta actividad. Este proyecto tiene el potencial de acceder a un mercado poco competitivo, dando que se reducen los costos por uno digital, que se utiliza para medir la velocidad de la aeronave entregando características similares. Con el valor agregado de que puede ser menos susceptible a errores de vuelo y mucho más fácil de cambiar un componente por otro en caso de que se requiera. [19]

  La realización de este prototipo y una vez determinado el error y la incertidumbre del mismo, si se encuentran en el límite de los parámetros establecidos en la norma FAA (Federal Aviation Administration), podría ser considerado para adelantar un proceso de certificación para su producción con fines comerciales, lo que daría origen a un emprendimiento. Es necesario precisar que para el caso de aviones LSA, que tienen carácter experimental, no se requiere que este dispositivo esté certificado. Sin embargo los niveles de error máximo recomendables son del 1 %, también llamdo clase 1.[2]

- **Justificación Ambiental**

  Teniendo en cuenta la situación ambiental en la que se encuentra el planeta, es de gran importancia realizar aportes en por el cuidado ambiental, por este motivo al analizar

la vida útil que desarrollan los mecanismos de medición que tienen las aeronaves se encuentran falencias que son posibles cambiar con este prototipo. Dado que se necesitan materiales robustos como el diafragma y los engranajes, utilizados con tiempo de vuelo, tienen desgaste significativo por la fricción entre estos materiales conlleva en su mantenimiento o cambio que luego del tiempo genera desechos contaminantes. Nuestro sistema ofrece un menor desgaste sacando provecho de que estos microcomponentes se ven afectados en menor medida. Adicionalmente el sensor no es forzado a sus límites lo que lleva a sea sostenible y tenga un mejor rango de trabajo.[22]

- **Justificación Social**
  Este proyecto traerá una solución que directamente beneficiará a los pilotos o propietarios de aeronaves de tipo LSA. Se dará una mejor probabilidad en los inconvenientes ligados a los indicadores presentes en las aeronaves, aumentando la calidad de vuelo para pilotos y tripulantes. A través de este enfoque no solo se busca mejorar la calidad de vuelo sino prever accidentes por falta de mantenimiento o repuestos. También busca que los pilotos sientan una mayor seguridad por los disturbios en el vuelo, factores como la turbulencia o el clima afectan circunstancialmente los equipos mecánicos utilizados hoy en día.[24]

5 Objetivos

5.1. Objetivo general

Diseñar y construir un prototipo de velocímetro (IAS-Indicated Air Speed) de bajo costo para implementarlo en aviones tipo LSA (Light Sport Aircraft).

5.2. Objetivos específicos

1. Caracterizar el sensor piezorresistivo para el sistema de un velocímetro que registre la IAS (Indicated Air Speed).

2. Diseñar el sistema embebido para implementar el velocímetro mediante el uso del sensor de presión diferencial con una interfaz gráfica que registre la velocidad en nudos (knots).

3. Probar el dispositivo IAS para determinar el error y la incertidumbre con el fin de considerar la viabilidad de utilizarlo en aeronaves tipo LSA (Light Sport Aircraft).

6 Marco referencial

6.1. Conceptos

Es necesario conocer los diferentes conceptos que actúan sobre una aeronave cuando está en vuelo, con el fin de conocer las características de las entradas del velocímetro, y a su vez, identificar las fuerzas que afectan el desempeño del instrumento.

6.1.1. Viscosidad

La viscosidad se define como la propiedad de un líquido que le impide fluir libremente. Esta característica está determinada por cómo interactúan las moléculas individuales del líquido entre sí. Los líquidos con alta viscosidad se consideran espesos y ofrecen resistencia al movimiento, mientras que los de baja viscosidad son más ligeros y fluyen con facilidad. Aunque el aire es un fluido con baja viscosidad y fluidez notable, sigue presentando cierta resistencia al flujo alrededor de objetos, a pesar de que esta propiedad no sea fácilmente observable. Un ejemplo que presentan los medios de transporte con motor es el aceite y la gasolina, este líquido al tener mayor viscosidad fluye en un menor tiempo a través de una superficie o tubo que el otro respectivamente.[6]

6.1.2. Fricción

De acuerdo con Federal Aviation Administration "La fricción es la resistencia que encuentra una superficie u objeto al moverse sobre otro. La fricción existe entre dos materiales que entran en contacto entre sí. Los efectos de la fricción se pueden demostrar usando un ejemplo similar al anterior. Si se vierten fluidos idénticos por dos rampas idénticas, fluirán de la misma manera y a la misma velocidad. Si la superficie de una rampa es rugosa y la otra lisa, el flujo que baja por las dos rampas difiere significativamente. La rampa de superficie rugosa impide el flujo del fluido debido a la resistencia de la superficie (fricción). Es importante recordar que todas las superficies, por muy lisas que parezcan, no lo son a nivel microscópico e impiden el flujo de un fluido." [9 p.4-2] En la Figura 1, se muestra el comportamiento de las moléculas del aire con el ala del avión que al tener rugosidad en la superficie generando así resistencia contra el aire lo que induce en una fricción sobre este elemento.

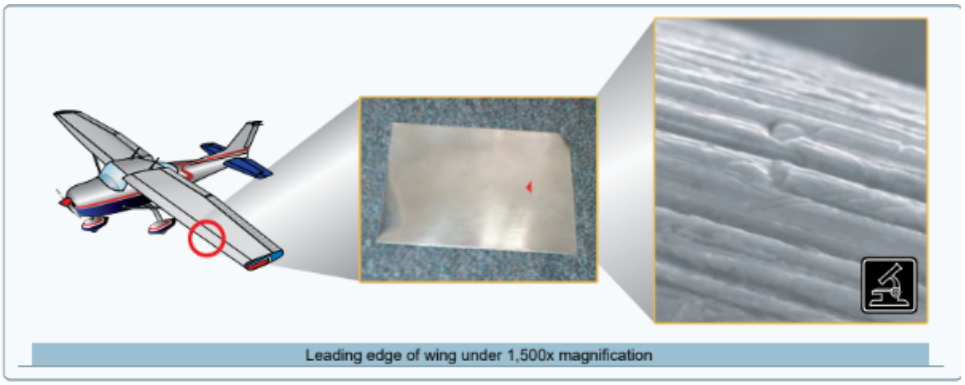


Figura 1: Superficie microscópica de un ala. Imagen tomada de [21]

6.1.3. Presión

La presión es la fuerza aplicada perpendicularmente a la superficie de un objeto. Generalmente, se cuantifica en libras de fuerza por pulgada cuadrada (PSI). Cuando un objeto está completamente sumergido en un fluido, experimentará una presión uniforme en toda su superficie. Si la presión sobre una parte del objeto es menor que en otras áreas, el objeto tenderá a moverse en la dirección donde la presión es más baja.[6]

6.1.4. Tipos de presión

Presión atmosférica
La presión atmosférica en un lugar específico indica el peso de la columna vertical de aire que se extiende desde la superficie terrestre hasta el límite superior de la atmósfera, por unidad de área en ese punto. Por lo tanto, conforme aumenta la altitud, la presión atmosférica tiende a disminuir. Este parámetro es crucial en meteorología, ya que ayuda a evaluar el estado actual de la atmósfera.

Presión dinámica
Es la presión atmosférica del aire en movimiento tomada en la entrada del Tubo de Pitot, ya sea en vuelo o en tierra.

Presión estática
Presión Es la presión barométrica en el lugar donde está volando la aeronave, y no depende de la velocidad de la aeronave o del viento.

Presión absoluta
La presión absoluta es la verdadera presión ejercida en un punto específico, considerando tanto la presión atmosférica como la presión manométrica. Se relaciona con la presión medida desde un punto de referencia de "vacío absoluto".

Presión relativa
Este tipo representa la medida de la presión por encima o por debajo de la presión atmosférica, utilizando como referencia un valor cero que corresponde a la presión atmosférica.

Presión diferencial
La presión diferencial es la diferencia de presión entre dos puntos dentro de un sistema o dispositivo. Se calcula restando la presión en un punto de la presión en otro punto, lo que proporciona información sobre cómo varía la presión en diferentes partes del sistema.

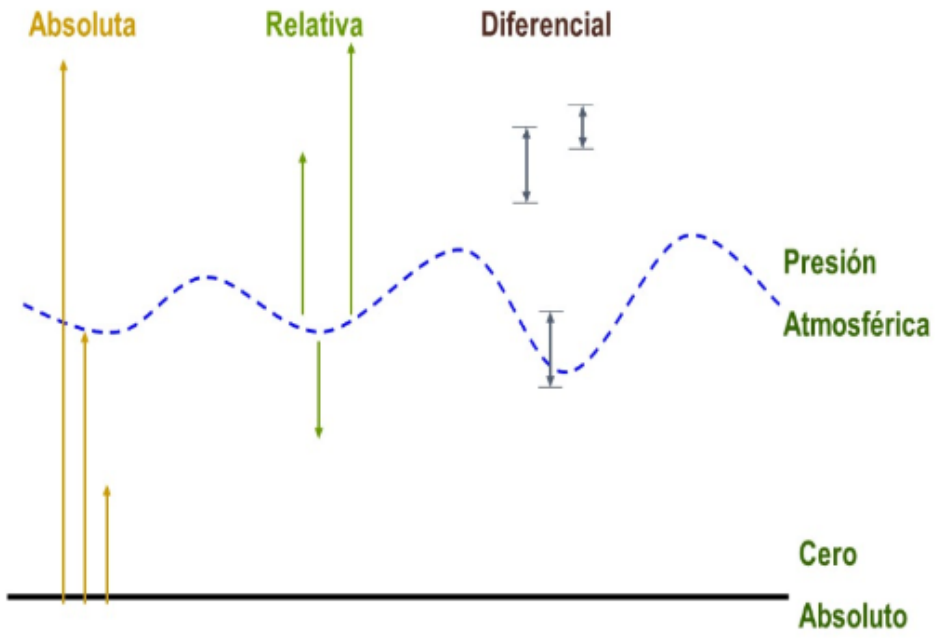


Figura 2: Gráfica de los tipos de presión. Imagen tomada de [26]

Este trabajo se enfocará en la presión atmosférica debido a que la mayoría de instrumentos de medición de la aeronave se ve afectada directamente por ésta, siendo en este caso caso el prototipo de velocimetro que se va a elaborar. Según Federal Aviation Administration "En condiciones estándar al nivel del mar, la presión promedio ejercida por el peso de la atmósfera es de aproximadamente 14,70 libras por pulgada cuadrada (psi) de superficie, o 1.013,2 milibares (mb). La densidad de la atmósfera es limitada; por lo tanto, cuanto mayor es la altitud, menos aire hay arriba. Por esta razón, el peso de la atmósfera a 18.000 pies es la mitad del que pesa a nivel del mar. La atmósfera estándar al nivel del mar tiene una temperatura superficial de 59 °F o 15 °C y una presión superficial de 29,92 pulgadas de mercurio (mmHg) o 1.013,2 mb".[9 p.4-3]. En la siguiente figura se presenta una representación gráfica del comportamiento de la presión atmosférica.

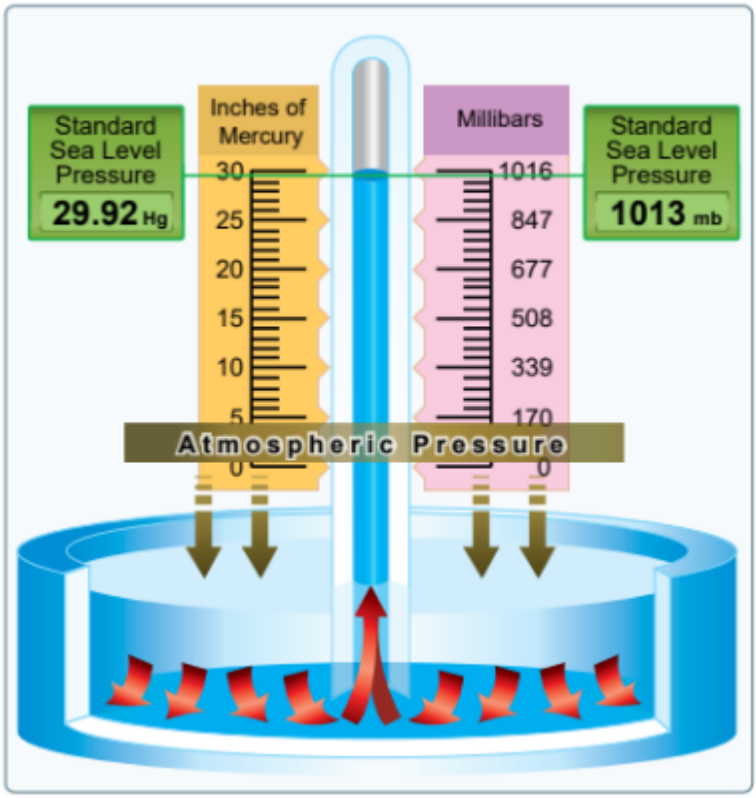


Figura 3: Presión estándar a nivel del mar. Imagen tomada de [6]

6.1.5. Efecto de la presión sobre la densidad

Debido a que el aire es un gas, tiene la capacidad de contraerse o expandirse. Cuando se comprime el aire, puede ocupar un espacio más reducido, mientras que al reducir la presión sobre él, el aire se expande y ocupa un espacio mayor. En condiciones de menor presión, la cantidad de aire contenida en una columna de aire original es menor. La densidad del aire disminuye en proporción a la presión, ya que estas dos variables están directamente relacionadas. Por ejemplo, si se duplica la presión, la densidad también se duplica; y si la presión disminuye, la densidad también lo hace. Es importante destacar que esta relación solo es válida cuando la temperatura se mantiene constante.[6]

Tabla 1. Altitudes en la atmósfera ISA.

ALTITUDE (Feet)	TEMP. (°C)	PRESSURE			PRESSURE RATIO $\delta = P/Po$	DENSITY $\sigma = \rho/\rho o$	Speed of sound (kt)	ALTITUDE (meters)
		hPa	PSI	In.Hg				
40 000	- 56.5	188	2.72	5.54	0.1851	0.2462	573	12 192
39 000	- 56.5	197	2.58	5.81	0.1942	0.2583	573	11 887
38 000	- 56.5	206	2.99	6.10	0.2038	0.2710	573	11 582
37 000	- 56.5	217	3.14	6.40	0.2138	0.2844	573	11 278
36 000	- 56.3	227	3.30	6.71	0.2243	0.2981	573	10 973
35 000	- 54.3	238	3.46	7.04	0.2353	0.3099	576	10 668
34 000	- 52.4	250	3.63	7.38	0.2467	0.3220	579	10 363
33 000	- 50.4	262	3.80	7.74	0.2586	0.3345	581	10 058
32 000	- 48.4	274	3.98	8.11	0.2709	0.3473	584	9 754
31 000	- 46.4	287	4.17	8.49	0.2837	0.3605	586	9 449
30 000	- 44.4	301	4.36	8.89	0.2970	0.3741	589	9 144
29 000	- 42.5	315	4.57	9.30	0.3107	0.3881	591	8 839
28 000	- 40.5	329	4.78	9.73	0.3250	0.4025	594	8 534
27 000	- 38.5	344	4.99	10.17	0.3398	0.4173	597	8 230
26 000	- 36.5	360	5.22	10.63	0.3552	0.4325	599	7 925
25 000	- 34.5	376	5.45	11.10	0.3711	0.4481	602	7 620
24 000	- 32.5	393	5.70	11.60	0.3876	0.4642	604	7 315
23 000	- 30.6	410	5.95	12.11	0.4046	0.4806	607	7 010
22 000	- 28.6	428	6.21	12.64	0.4223	0.4976	609	6 706
21 000	- 26.6	446	6.47	13.18	0.4406	0.5150	611	6 401
20 000	- 24.6	466	6.75	13.75	0.4595	0.5328	614	6 096
19 000	- 22.6	485	7.04	14.34	0.4791	0.5511	616	5 791
18 000	- 20.7	506	7.34	14.94	0.4994	0.5699	619	5 406
17 000	- 18.7	527	7.65	15.57	0.5203	0.5892	621	5 182
16 000	- 16.7	549	7.97	16.22	0.5420	0.6090	624	4 877
15 000	- 14.7	572	8.29	16.89	0.5643	0.6292	626	4 572
14 000	- 12.7	595	8.63	17.58	0.5875	0.6500	628	4 267
13 000	- 10.8	619	8.99	18.29	0.6113	0.6713	631	3 962
12 000	- 8.8	644	9.35	19.03	0.6360	0.6932	633	3 658
11 000	- 6.8	670	9.72	19.79	0.6614	0.7156	636	3 353
10 000	- 4.8	697	10.10	20.58	0.6877	0.7385	638	3 048
9 000	- 2.8	724	10.51	21.39	0.7148	0.7620	640	2 743
8 000	- 0.8	753	10.92	22.22	0.7428	0.7860	643	2 438
7 000	+ 1.1	782	11.34	23.09	0.7716	0.8106	645	2 134
6 000	+ 3.1	812	11.78	23.98	0.8014	0.8359	647	1 829
5 000	+ 5.1	843	12.23	24.90	0.8320	0.8617	650	1 524
4 000	+ 7.1	875	12.69	25.84	0.8637	0.8881	652	1 219
3 000	+ 9.1	908	13.17	26.82	0.8962	0.9151	654	914
2 000	+ 11.0	942	13.67	27.82	0.9298	0.9428	656	610
1 000	+ 13.0	977	14.17	28.86	0.9644	0.9711	659	305
0	+ 15.0	1013	14.70	29.92	1.0000	1.0000	661	0
- 1 000	+ 17.0	1050	15.23	31.02	1.0366	1.0295	664	- 305

Tomada de [27]

6.2. Velocímetro

6.2.1. Descripción

El sistema consiste en la diferenciación de la presión total y estática. Como la presión estática se encuentra presente en la caja del velocímetro, y a través del tubo de pitot se suministra la presión total, es necesario restar estas para obtener la presión dinámica. Se busca que la velocidad IAS (Indicated AirSpeed) indicada en el instrumento tenga proporcionalidad con el aumento de la presión dinámica. En la Figura 4 se presenta el velocímetro.

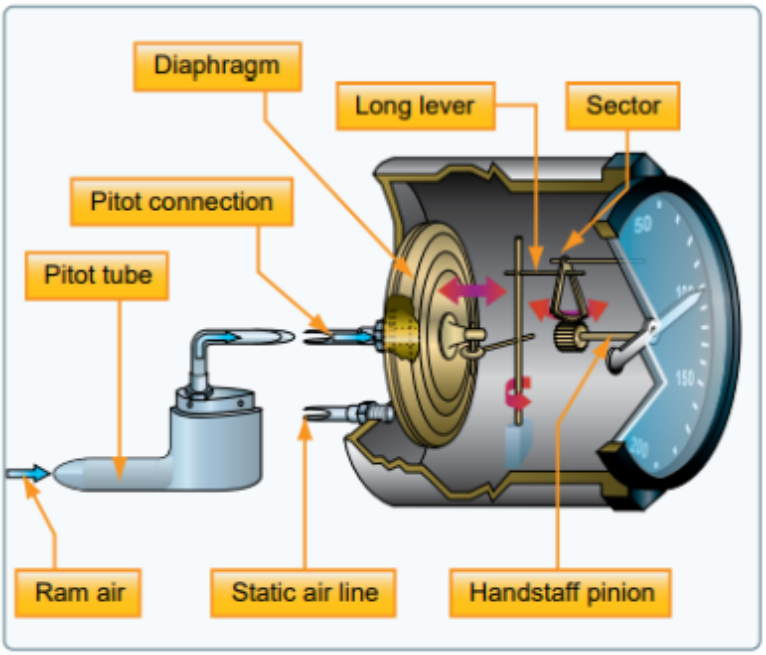


Figura 4: Indicador de velocidad del aire (IAS) Imagen tomada de [6]

6.2.2. Funcionamiento

Mediante la entrada estática el instrumento se llena de presión estática, y por el tubo de pitot se suministra la presión total al diafragma. Este elemento se ve influenciado por ambas presiones donde la presión total intenta expandirlo y la presión estática comprimirlo. Mediante este proceso mecánico, indirectamente dentro del diafragma, se está generando la diferencia, dando como resultado la presión dinámica. Por último, el diafragma está conectado a una serie de engranajes, que en el momento de mayor presión dinámica, aumentará el valor marcado por la aguja. La interfaz visual estándar del IAS se presenta en la Figura 6.

6.2.3. Tubo de pitot

El tubo de pitot es un instrumento que sirve para la medición diferencial entre la presión estática y dinámica, el cual permite también la determinación de la velocidad de un fluido dentro de una tubería. Resalta que al ingreso del tubo de Pitot, la velocidad del fluido es cero debido a la creación de un punto de estancamiento, generando un aumento en la presión del tubo al convertir la energía cinética del aire o gases en energía de presión. Estos dispositivos son comúnmente utilizados en aviación, donde su ubicación en el borde de ataque, debajo del ala o en otras partes específicas de la aeronave, se selecciona cuidadosamente para evitar perturbaciones causadas por el movimiento del avión en el aire. Tienen una limitación importante, ya que enfrentan dificultades para medir velocidades bajas del aire, lo que afecta la precisión de las mediciones. [31]

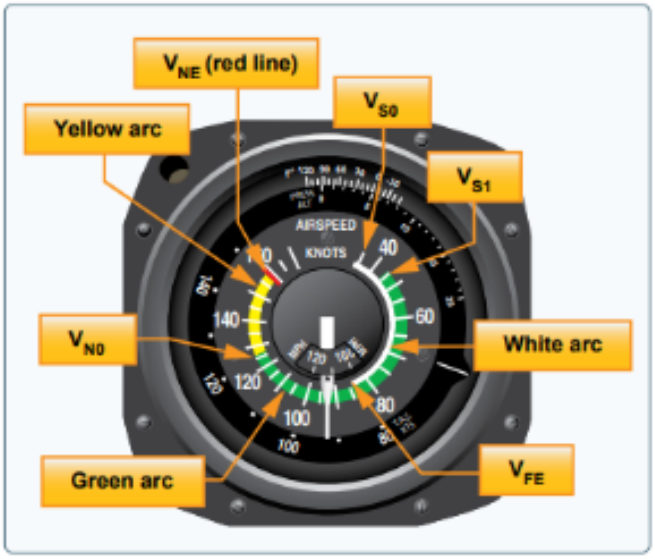


Figura 5: Interfaz de visualización IAS. Imagen tomada de[6]

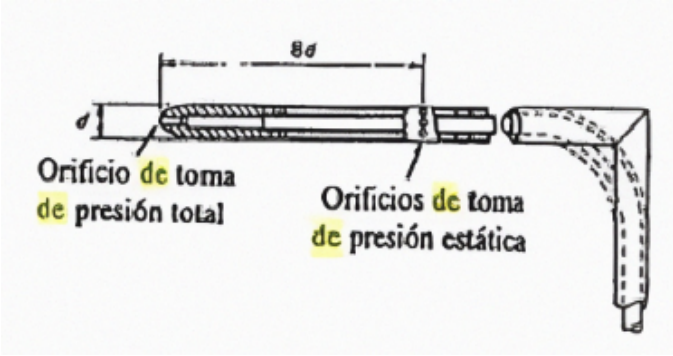


Figura 6: Tubo de pitot. Imagen tomada de [31]

6.2.4. Sistema de pitot estático

De acuerdo con Zapata y García "El sistema Pitot estático de una aeronave es un sistema en el que el total de la presión es creada por el choque de flujo de aire en el tubo Pitot, y la presión estática de la atmósfera que lo rodea es detectada por tomas estáticas del mismo, ubicadas generalmente también en el fuselaje de la aeronave. Además es donde se obtiene y es medida la velocidad, altitud y cambio de altitud (velocidad vertical). La presión diferencial medida a través del Tubo Pitot puede calcularse utilizando la ecuación de Bernoulli, y resulta ser proporcional al cuadrado de la velocidad del fluido".[28] En la figura 7 se muestra la representación gráfica del sistema de pitot estático para la aviación. A parte de la aviación, otro ejemplo claro en el que podemos identificar la aplicación de la ecuación de Bernoulli es en el tubo de Venturi, donde presenta una entrada de aire que se estrecha hasta alcanzar la garganta, seguida por una sección de salida que se ensancha gradualmente hacia atrás. Tanto la entrada como la salida tienen el mismo diámetro. Es crucial que la masa de aire que entra al tubo sea idéntica a la que sale de él. En la parte más angosta, la velocidad del aire debe

incrementarse para garantizar el paso del mismo volumen de aire en el mismo intervalo de tiempo que en otras partes del tubo. Este aumento de velocidad conlleva una disminución de la presión. Más allá de la zona estrecha, el flujo de aire se desacelera y la presión aumenta. Gráficamente se evidencia en la figura 8.[6]

$$PT = PE + \frac{1}{2}\rho V^2 \tag{6.1}$$

Donde:
PT es la presión total medida por el tubo de Pitot.
PE es la presión estática del fluido.
V es la velocidad del fluido.
ρ es la densidad del fluido.

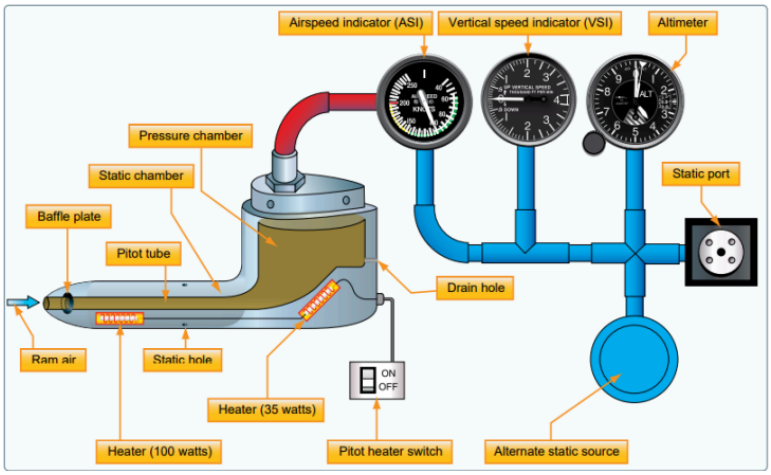


Figura 7: Sistema e instrumentos Pitot-estático. Imagen tomada de [6]

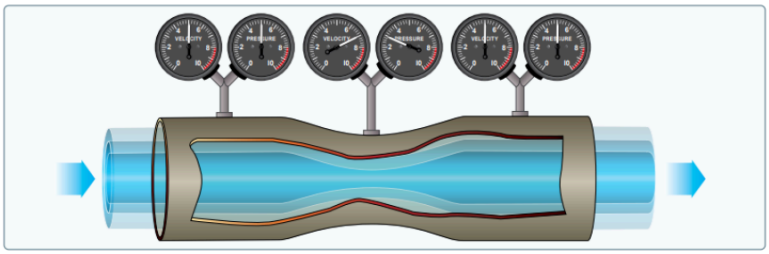


Figura 8: Presión de aire en el tubo de Venturi. Imagen tomada de [6]

6.2.5. Sistema pitot bloqueado

Si el orificio de drenaje del tubo Pitot permanece abierto, existe la posibilidad de que el sistema Pitot se bloquee total o parcialmente. Cuando esto ocurre, el aire comprimido ya no puede entrar al sistema Pitot y el aire contenido en el sistema se libera a través del orificio

de drenaje, lo que hace que la presión restante se iguale a la presión del aire exterior. Como resultado, la lectura del Indicador de Velocidad Aérea (IAS) disminuye a cero, ya que no hay diferencia entre la presión del aire dinámica y estática. Esto provoca que el ASI deje de funcionar, porque la presión dinámica no puede acceder al tubo Pitot.
En el caso de que tanto el orificio de entrada del tubo Pitot como el de drenaje se obstruyan, la presión en el tubo Pitot queda atrapada. En esta situación, no se observa ningún cambio en la indicación de velocidad, independientemente de si la velocidad aérea aumenta o disminuye. Sin embargo, si el puerto estático está desbloqueado y la aeronave cambia de altitud, se registrará un cambio en el IAS debido a la variación en la presión estática. Aunque el bloqueo no afecta la presión total en el tubo Pitot, la presión estática experimentará cambios. [6]

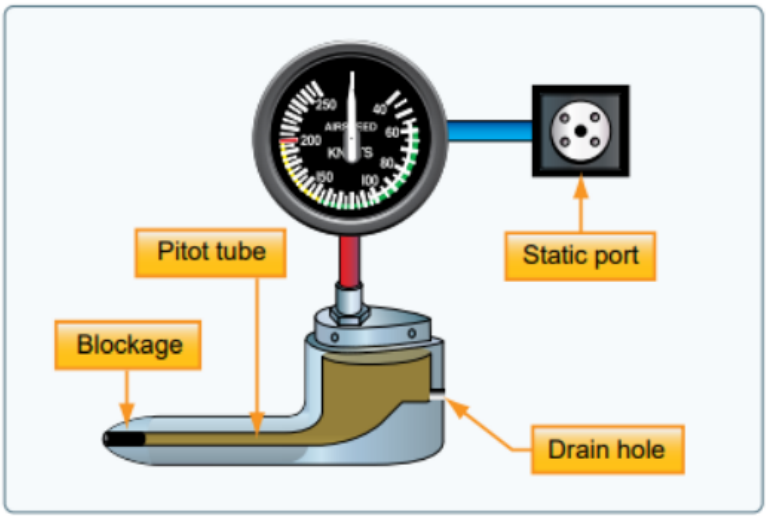


Figura 9: Un tubo Pitot bloqueado, pero el orificio de drenaje está limpio. Imagen tomada de [6]

6.2.6. Sistema estático bloqueado

Si el sistema estático se bloquea pero el tubo Pitot permanece sin obstrucciones, el indicador de velocidad del aire continúa operando, pero con inexactitudes. Cuando la aeronave vuela por encima de la altitud donde los puertos estáticos están bloqueados, el IAS muestra una velocidad del aire inferior a la real debido a la presión estática más alta de lo normal atrapada en el sistema. Por otro lado, al operar a altitudes más bajas, el indicador muestra una velocidad del aire aparentemente más rápida que la real, causada por la presión estática relativamente baja retenida en el sistema.
Cuando la aeronave desciende, la presión estática aumenta en el lado del Pitot, lo que resulta en un incremento en la indicación del IAS. Sin embargo, este aumento no refleja un valor real en la velocidad de la aeronave. En realidad, el aumento en la presión estática en el lado del Pitot equivale a un aumento en la presión dinámica, ya que la presión no puede variar en el lado estático. [6]

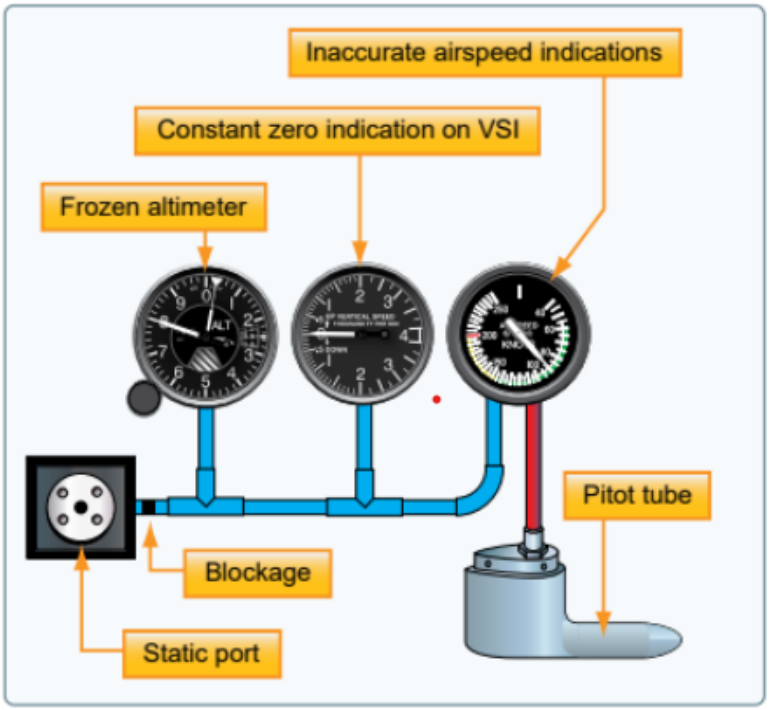


Figura 10: Sistema de bloqueo estático. Imagen tomada de [6]

6.2.7. Velocidades que registra el velocimetro

A continuación se presenta la tabla 3. que describe cada velocidad que puede registrar el instrumento con los errores que posee cada uno.[4]

Cálculo de la velocidad CAS

En la Tabla 2. Se observa como varía la velocidad en nudos IAS y CAS dependiendo de los grados de los flaps extendidos.

Tabla 2. Calibración Cessna 172

FLAPS UP												
KIAS	50	60	70	80	90	100	110	120	130	140	150	160
KCAS	56	62	70	78	87	97	107	117	127	137	147	157
FLAPS 10°												
KIAS	40	50	60	70	80	90	100	110	---	---	---	---
KCAS	51	57	63	71	80	89	99	109	---	---	---	---
FLAPS 30°												
KIAS	40	50	60	70	80	85	---	---	---	---	---	---
KCAS	50	56	63	72	81	86	---	---	---	---	---	---

Tabla 3. Velocidades que registra el velocímetro

Tipo de velocidad	Descripción	Error
Indicated airspeed (IAS)	La velocidad indicada (IAS) es la velocidad leída directamente del indicador de velocidad aérea sin ninguna corrección de errores. La IAS se puede expresar en nudos o millas por hora, según el instrumento.	El error en la instalación es debido al desgaste de los engranajes del instrumento. El error de posición debido a los cambios de vuelo que puede tener el avión se ve afectado el sistema pitot estático.
Calibrated airspeed (CAS)	Esta velocidad corrige los errores de instalación y posición de la IAS. Son realizadas por el fabricante mediante tablas dependiendo el modelo. En la Tabla. Se muestra un ejemplo de tabla de calibración tipo Cessna 172.	El error de compresibilidad se provoca al valor a altas velocidades ya que el aire se comprime y genera problemas en la medición.
Equivalent airspeed (EAS)	Corrige el error de CAS a partir del factor de compresibilidad del aire. En la ecuación 6.2 está el cálculo de EAS.	El error por densidad del aire genera cambios en la presión dinámica, esto porque a mayor altitud menor será la densidad del aire.
True airspeed (TAS)	Esta velocidad se determina a partir de la consideración de la temperatura y presión visto en el error de densidad. Se calcula mediante un computador de vuelo o con una formula aproximada mostrada en 6.3.	No tiene en cuenta la velocidad del viento.
Groundspeed (GS)	Velocidad real de la aeronave con respecto al terreno. Si considera el viento.	

Fuente: Propia.

6.3. Velocímetro

Fuente:U.S. pattern entry tutoria.[41]
Cálculo de la velocidad EAS

Para el cálculo de velocidad equivalente (EAS) es necesario tener el valor de CAS, número de

máquina (M), presión estática (P) y presión estándar al nivel del mar (P_0), donde: $\delta = \frac{P}{P_0}$. Tomada del mundo aeronáutico[4] .

$$EAS = \frac{CAS}{1 + \frac{1}{8}(1-\delta)M^2 + \frac{3}{640}(1 - 10\delta + 9\delta^2)M^4} \tag{6.2}$$

Cálculo de la velocidad TAS
Se debe tener en cuenta que la velocidad TAS aumenta 2 % por cada 1000 pies de incremento en la altitud, para ello se necesita la altitud de presión (PA) y la velocidad IAS.
Se calcula el porcentaje de incremento (%VI) y después lo multiplicamos a la IAS. Tomada de Centro de Enseñanza SAPCO VA [20].

$$\%VI = \frac{PA(2\,\%)}{1000ft} \rightarrow TAS = IAS * \%VI \tag{6.3}$$

Cálculo de la velocidad GS
Para el cálculo de la velocidad GS es necesario saber si la velocidad del viento va en contra o favor de la velocidad TAS, puesto que se le restará o sumará respectivamente. Tomada de Centro de Enseñanza SAPCO VA [20].

$$GS = TAS \pm Vwind \tag{6.4}$$

6.4. Aeronaves de categoría LSA

Los aviones tipo LSA (Light Sport Aircraft) son aeronaves diseñadas y construidas conforme a regulaciones específicas establecidas por la Administración Federal de Aviación (FAA) en los Estados Unidos. Estas regulaciones fueron creadas para promover la aviación ligera y recreativa al permitir una categoría de aeronaves más accesible en términos de costos y requisitos de licencia. Las aeronaves deben tener las siguientes características para entrar en esta categoría [12]:
a. Un peso máximo de despegue no superior a: 300 kilogramos (660 libras) para aeronaves más livianas que el aire, 600 kilogramos (1,320 libras) para aeronaves que no vayan a operar en el agua o 650 kilogramos (1,430 libras) para una aeronave que vaya a operar en el agua.
b. Una velocidad máxima en vuelo recto y nivelado con máxima potencia continua (Vh), de no más de 120 nudos CAS, bajo condiciones atmosféricas estándares a nivel del mar.
c. Una velocidad de nunca exceder (Vne) de no más de 120 nudos CAS, para el caso de un planeador.
d. Una velocidad de Stall máxima o una velocidad mínima en vuelo recto, sin el uso de dispositivos aerodinámicos que aumenten la sustentación (Vs1), no superior a 45 nudos CAS, al peso máximo del despegue certificado y en el punto más crítico de ubicación del centro de gravedad.
e. Una capacidad máxima de 2 asientos, incluyendo el piloto.
f. Un solo motor recíproco, si es motorizado.
g. Una hélice de paso fijo o del tipo ajustable en tierra, si la aeronave motorizada es un avión o un planeador motorizado.
h. Una hélice de paso fijo o un sistema de auto embanderamiento de hélice si es un planeador

motorizado.
i. Un sistema de rotor de dos palas, paso fijo, semirígido, oscilante, si es un giroplano.
j. Una cabina no presurizada, si está equipada con cabina.
k. Tren de aterrizaje fijo, a excepción de una aeronave que vaya a operar en el agua o en el caso de un planeador.
l. Tren de aterrizaje fijo o reposicionable, o un casco, para una aeronave que vaya a operar en el agua.
m. Tren de aterrizaje fijo o retráctil para el caso de un planeador.

Según la Unidad Administrativa Especial de Aeronáutica Civil en el reglamento aeronáutico colombiano (RAC) las aeronaves de categoría LSA deben cumplir los siguiente parámetros [3]:
a. Avión liviano, con cualquier tipo de estructura (tubular, monocoque, etc.), alas en tela, en lámina o material compuesto.
b. Un peso máximo de despegue no superior a setecientos cincuenta (750) kilogramos (1.654 libras).
c. Una velocidad de pérdida ("stall") máxima o una velocidad mínima en vuelo recto, en configuración de aterrizaje (VS0), menor o igual a cuarenta y cinco (45) nudos CAS (Calibrated Airspeed), con el peso máximo de despegue certificado y en el punto más crítico de ubicación del centro de gravedad.
d. Capacidad máxima de dos (2) sillas, incluyendo la silla del piloto.
e. Un solo motor certificado de tipo: Sea del tipo recíproco (de pistón), turbina (turbohélice o turboeje), a reacción o eléctrico. Para los motores turbina (turbohélice o turboeje), a reacción o eléctrico, se tendrán en cuenta los requerimientos aplicables del Estándar RAC – VLA (CS-VLA de la European Union Aviation Safety Agency – EASA, Subparte E) y los demás requerimientos técnicos que se definan necesarios dentro del proceso de certificación de la aeronave por la innovación tecnológica.
f. Una hélice de paso fijo o variable certificada de tipo.
g. Cabina cerrada no presurizada.
h. Certificado para operaciones diurnas bajo reglas de vuelo visual (VFR), únicamente.
i. Certificado para operaciones no acrobáticas, lo que significa que puede efectuar cualquier maniobra que no se aparte de un vuelo normal, incluyendo pérdidas (exceptuando la entrada en pérdida durante una ascensión vertical), ochos perezosos, chandeles y virajes pronunciados en los cuales el ángulo de inclinación (banqueo) no sea mayor a los 60° grados.

6.5. Sistema EFIS-D100

El EFIS-D100 de Dynon es un sistema electrónico de información de vuelo con pantalla grande. Derivado del modelo EFIS-D10A, su pantalla panorámica de 7 pulgas muestra textos y gráficos grandes y fáciles de leer, con capacidad para mostrar múltiples páginas una al lado de la otra en un formato de pantalla dividida. Este dispositivo integra una variedad de instrumentos de vuelo, como velocidad aérea, altitud, brújula magnética giroestabilizada, velocidad de giro, indicador de deslizamiento, ángulo de inclinación y velocidad vertical. Además, ofrece funciones adicionales como temporizador, medidor g, voltímetro, calculadora

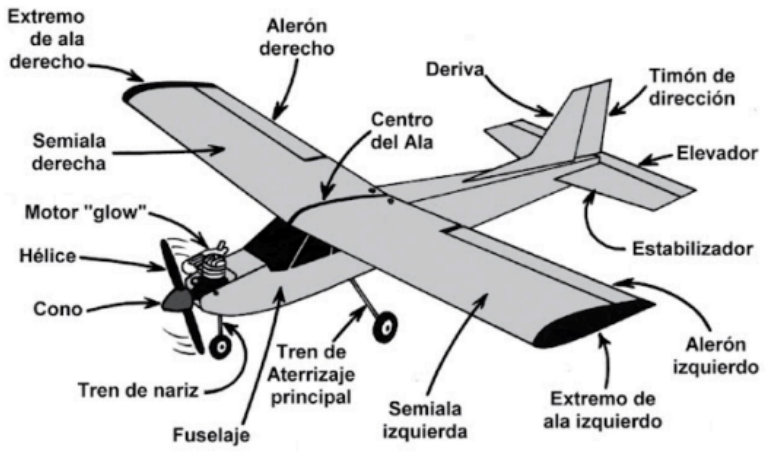


Figura 11: Estructura general de un avión tipo LSA. Imagen tomada de [14]

de altitud de densidad y velocidad real.
El EFIS-D10A puede ser instalado sin necesidad de cumplir con los requisitos tradicionales de certificación técnica (TSO) y aprobación del fabricante de partes (PMA). En su lugar, utiliza la aprobación bajo la regla de piezas comerciales de la FAA, que permite la instalación de productos no diseñados específicamente para aeronaves certificadas bajo ciertas circunstancias. Este enfoque brinda la oportunidad a propietarios de aeronaves elegibles de equiparse con productos Dynon asequibles, similares a los utilizados durante años en aeronaves experimentales y LSA. Esto se logra manteniendo al mínimo los costos adicionales de certificación. [7]



Figura 12: Sistema electrónico Dynon EFIS-D10A. Imagen tomada de [7]

6.6. Sensor piezoresistivo MPX2200DP

Según el fabricante Freescale Semiconductor, el dispositivo de la serie MPX2200 es un sensor de presión piezoresistivo de silicio. Proporcionando una salida de voltaje lineal y altamente precisa, directamente proporcional a la presión aplicada. El sensor es un diafragma de silicio monolítico único con el medidor de tensión y una red de resistencias de película delgada

integrada en el chip. El chip es láser. recortado para una calibración precisa de amplitud y compensación y compensación de temperatura. Están diseñados para usarse en aplicaciones como controladores de bombas/motores, robótica, indicadores de nivel, diagnóstico médico, conmutación de presión, barómetros, altímetros, etc. En la tabla 4 se presentan las características principales del sensor y los pines de salida [36]:

Tabla 4. Características del sensor MPX2200DP

Característica	Valor	Unidad
Temperatura compensada	0 a 85	°C
Temperatura de almacenamiento y temperatura de funcionamiento	–40 a +125	°C
Rango de presión diferencial	200	kPa
Presión máxima (P1 >P2)	800	kPa
Tensión de alimentación	10 a 16	V
Corriente de alimentación	6	mAdc
Linealidad típica	±0,25	%
Impedancia de entrada	1300 a 2500	Ω
Impedancia de salida	1400 a 3000	Ω
Rango de escala completa	40 ±1,5	mV

Fuente: Propia.

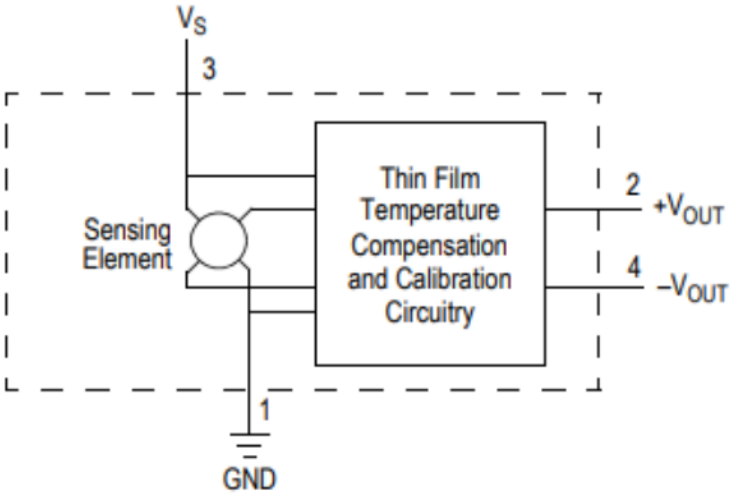


Figura 13: Pines de salida Sensor MPX2200DPS. Imagen tomada de [36]

Para el cálculo de la linealidad disponemos de la ecuación (6.5) dada por el fabricante y para el caso de la región no lineal se utiliza la desviación de mínimos cuadrados. Véase la Figura 14.

$$Vout = Voffset(mV) + Sensibilidad(mVKpa) * Presin(Kpa) \tag{6.5}$$

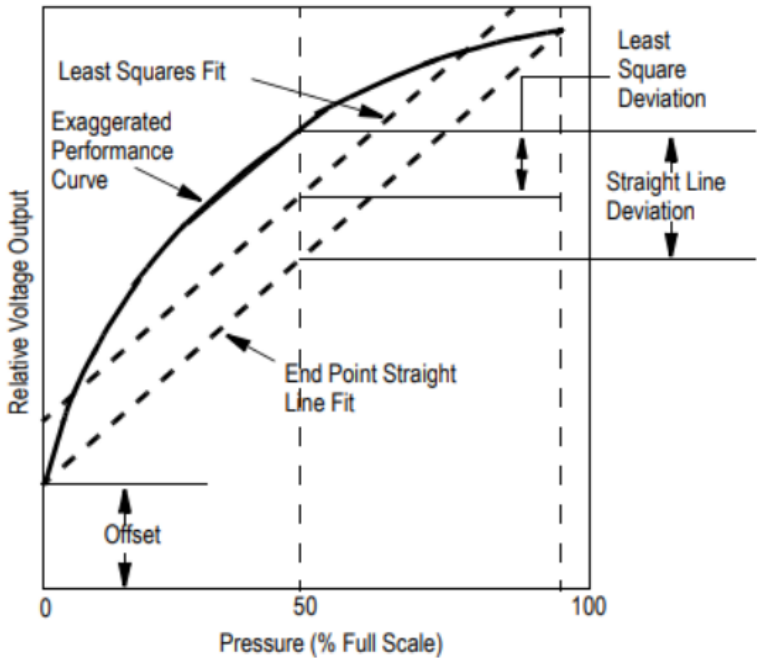


Figura 14: Comparación de especificaciones de linealidad. Imagen tomada de [36]

Finalmente la respuesta de voltaje de salida contra presión diferencial esta en la siguiente figura 15.

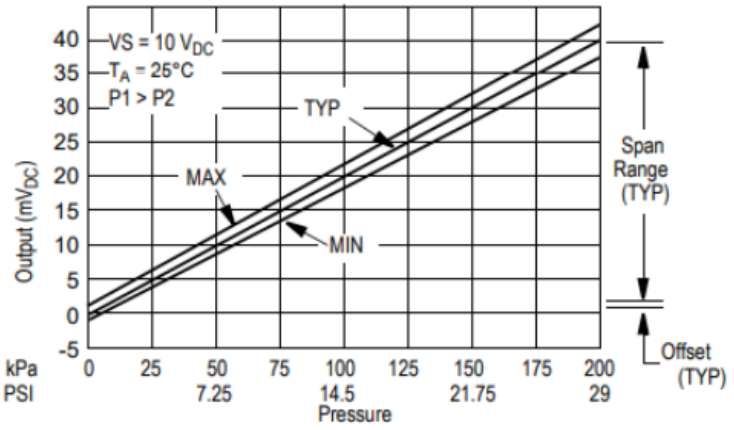


Figura 15: Voltaje de salida Vs presión diferencial. Imagen tomada de [36]

6.7. Determinación de la incertidumbre en la medición del instrumento

La determinación del error e incertidumbre en los instrumentos de medición es fundamental por varias razones[8]: a. Precisión y Exactitud: La precisión y la exactitud son cualidades esenciales en cualquier medición. El error y la incertidumbre proporcionan información

sobre que tan cerca están los resultados medidos de los valores verdaderos. Esto garantiza mediciones confiables y precisas. b. Calibración: Los instrumentos de medición deben ser calibrados regularmente para garantizar su precisión y fiabilidad. La evaluación del error e incertidumbre permite determinar si un instrumento está dentro de las especificaciones de calibración y si necesita ajustes o recalibración. c. Toma de Decisiones: En muchos casos, las mediciones se utilizan para la toma de decisiones críticas en procesos industriales, investigaciones científicas o diagnósticos médicos. La comprensión del error e incertidumbre proporciona la confianza necesaria para tomar decisiones informadas basadas en datos precisos y confiables. d. Control de Procesos: En entornos de fabricación y producción, la determinación del error e incertidumbre ayuda a controlar y mejorar la calidad de los productos. Identificar y minimizar los errores en los instrumentos de medición contribuye a optimizar los procesos y reducir los desperdicios. e. Cumplimiento Normativo: En muchos campos, existen regulaciones y estándares que especifican los requisitos de precisión y exactitud de las mediciones. La evaluación del error e incertidumbre es fundamental para cumplir con estos requisitos y garantizar el cumplimiento normativo.

Se tomará como referencia el artículo *Determination of Uncertainty in Measuring Instruments in Electrical Engineering Programs* [1] para extraer los cálculos que se deben hacer en la medición del error e incertidumbre del instrumento.

Media Aritmética

Se utiliza la media aritmética, debido a que es la principal medida de tendencia central; se define como el valor promedio de las muestras (x_i) dividido por el número total de datos. La fórmula se presenta en 6.6.

$$\bar{x} = \frac{1}{n} \sum x_i \tag{6.6}$$

Varianza muestral

La varianza mide la dispersión de los datos alrededor de la media. Si es bajo, los valores del conjunto se agrupan cerca a la medida; si es alto, los elementos están dispersos. La varianza se presenta en 6.7, donde es igual a la desviación estándar al cuadrado y se define como la expectativa de la desviación al cuadrado de una variable con respecto a su media esperanza de su media.

$$S^2 = \frac{\sum_{i=1}^{n} (x_i - \bar{x})^2}{N} \tag{6.7}$$

Desviación estándar

Esta medida nos indica qué tan dispersos están los datos con respecto a la media; cuanto mayor es la desviación estándar, mayor es la dispersión de los datos. El cálculo se presenta en la ecuación 6.8.

$$\sigma = \sqrt{\sigma^2} \tag{6.8}$$

Errores de medición

El error se convierte en una herramienta que asegura la confiabilidad de los datos medidos en el sistema debido a que se necesitan mediciones precisas. Es necesario tener en cuenta el

valor de incertidumbre que puede tener el instrumento.

E_{abs} = Valor promedio de medidas - valor real $\rightarrow E = E_{abs} \pm U_x (6.9)$

Expresión de incertidumbre

La incertidumbre nos indica la duda sobre la validez del resultado de una medición. El método ideal para evaluar y expresar la incertidumbre del resultado de una medición debe ser universal, internamente consistente y transferible. Se plantean 7 ítems que componen la metodología para el cálculo de la incertidumbre, donde para un caso se determina con base a las mediciones que se realizan en el experimento y en otro expresa los patrones de incertidumbre en el instrumento.

1. Expresar en términos matemáticos la relación funcional.
2. Identificar y aplicar correcciones significativas por errores sistemáticos.
3. Determine el valor estimado de cada magnitud de entrada.
4. Calcule la contribución a la incertidumbre combinada (coeficiente de sensibilidad).
5. Relacione todas las fuentes de incertidumbre al calcular la incertidumbre estándar combinada.
6. Elija el factor de cobertura k en función de la probabilidad.
7. Determine la incertidumbre expandida U.

7 Estado del arte

7.1. Diseño de un prototipo de ajuste de presión atmosférica de una cámara altimétrica para pruebas de altímetros sensitivos por medio de una visualización en Labview

En esta tesis de posgrado el ingeniero Giovanny Córdoba tiene como objetivo diseñar un prototipo de ajuste de presión atmosférica de una cámara altimétrica para pruebas de altímetros sensitivos, en el desarrollo de este proyecto llevo a cabo el análisis de cambios de presión, estudio los diferentes modelos matemáticos que reflejan el comportamiento de la cámara altimétrica y al diseñar el sistema de control para pruebas de altímetros aeronáuticos, mostró el procedimiento necesario para llevar a cabo el acondicionamiento del sensor MPX2200, donde utilizó un amplificador de instrumentación con el fin de mejorar las perturbaciones y señales obtenidas por el sensor. Llevo a cabo una ruta que explica con precisión como elaborar la calibración del sensor que se presenta en la figura 16, obteniendo resultados en la simulación de una altitud de 8000 pies en relación con el voltaje que debe entregar el dispositivo.[10]

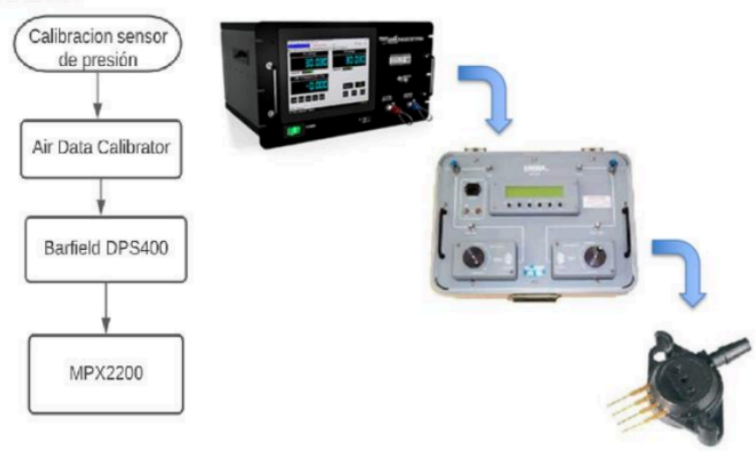


Figura 16: Calibración del sensor. Imagen tomada de [10]

7.2. Desarrollo de instrumentos de vuelo para aviones de aviación general

En este trabajo de tesis, elaborado por Ďuricová y Kandera, se enfocó en mostrar la transición de los instrumentos de medición utilizados en aeronaves de avión general. Da como punto de partida en esta modernización de los sistemas eléctricos en este gremio, la aplicación de los buses de información en el sistema EFIS, mostrando las ventajas que trae dejar a un lado la utilización de partes mecánicas de los dispositivos analógicos. También reflejan la funcionalidad de los dispositivos de la empresa DYNON en las aeronaves, a raíz de los sistemas modernos en el procesamiento de los datos aeronáuticos se pueden obtener valores

más exactos como la altitud, velocidad vertical, altitud de vuelo, pendiente, entre otros, que posteriormente serán analizadas por los pilotos en las pantallas LCD del dispositivo, estás trajeron consigo varias ventajas en relación al peso, tamaño, visualización más clara, seguridad y prevención en el desgaste de piezas. Adicionalmente mostró la operación de este sistema aplicado a los aviones de la institución Žilina, haciendo enfoque en el método de recopilación de datos donde "Se conduce la presión total al ADAHRS y al indicador barométrico de velocidad del aire. El ángulo de ataque se procesa en el ADAHRS. En la parte superior del estabilizador vertical de un sensor de presión estática para medir su valor, desde donde se transmite al sistema ADAHRS"[25. pág.4]. En la figura 17 se muestra un diagrama de la recopilación de datos utilizando el sistema Dynon EFIS.

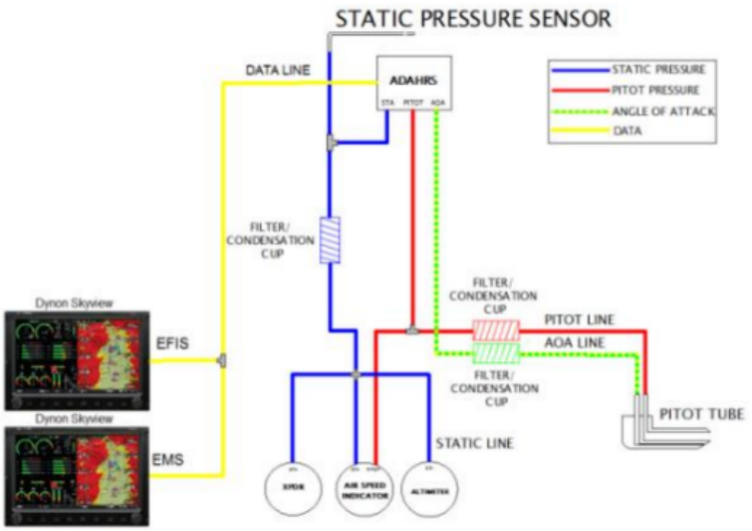


Figura 17: Sistema Dynon EFIS. Imagen tomada de [**25**]

7.3. Una prueba empírica de un indicador de velocidad aérea mejorado

En este artículo menciona la búsqueda de mejorar el PDF el cual agrupa en una única pantalla la velocidad del aire, permitiendo así al piloto obtener datos sobre la orientación y el estado de la aeronave con muy poco movimiento ocular. Mejorar la visibilidad de la información vital de la automatización puede aumentar la capacidad de los pilotos para identificar, reconocer y entender cuándo una aeronave está en riesgo de desacelerar incorrectamente, antes de que ocurra una situación de pérdida de velocidad. En el diseño agregó una nueva capa en el PDF por sus sigas en inglés Primary Flight Display, donde mediante una x, y el objetivo con colores en la parte superior de la cinta, si los objetivos son morados la x quiere decir que se está controlando la velocidad del aire hacia los Sistemas de Gestión de Vuelo (FMS), si los objetivos son verdes sin la x se controla la velocidad del aire hacia los Paneles de Control de Modo (MCP). En el caso de que no se está controlando se marca una x. Los objetivos codificados por colores son visibles debajo de las ☒ para indicar cómo serían si se volviera

a activar la automatización. En la figura 18 se muestra el diseño integrado por Trippe y Mauro para el PDF. En la discusión de los resultados tomaron como referencia el tiempo de respuesta que tenían los pilotos al visualizar el PDF mejorado y el normal encontrando una mejoras cuando se presentaba una diferencia estadísticamente confiable en la velocidad de respuesta, donde se comprueba una mejora del rendimiento sin generar problemas al piloto. [40]

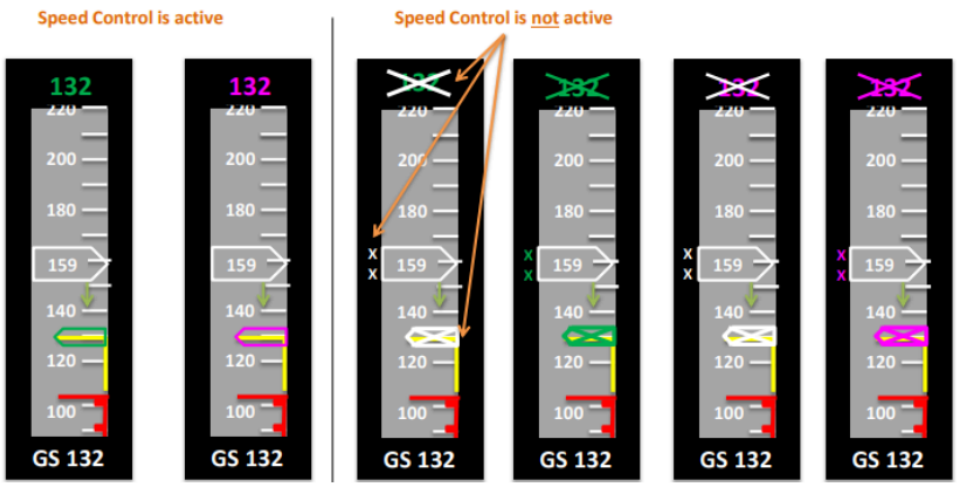


Figura 18: Cinta PDF Airspeed mejorada con indicación explícita de la ausencia de velocidad aérea debido al estado de participación o al modo de control. Imagen tomada de [40]

8 Metodología

Para la elaboración del velocímetro digital, teniendo en cuenta las características del instrumento para asegurar la confiabilidad y precisión, se desarrollaron 4 fases que permitieron llevar a cabo este proyecto. Inicialmente se presentan los diferentes aplicaciones de software utilizados para la elaboración del prototipo.

8.1. Aplicaciones de software para el desarrollo del prototipo

8.1.1. EasyEDA

EasyEDA es una herramienta de automatización de diseño electrónico gratuita y basada en la nube que permite diseñar esquemas eléctricos, simular circuitos analógicos, digitales y de señal mixta, y desarrollar circuitos impresos directamente desde el navegador, sin necesidad de instalación. Ofrece una amplia biblioteca de componentes electrónicos y soporte para trabajo colaborativo en línea.[23]

8.1.2. Proteus V8.12

Proteus es un software de simulación y diseño electrónico ampliamente utilizado para crear y probar circuitos antes de implementarlos físicamente. Integra herramientas para diseñar esquemáticos, simular microcontroladores y desarrollar PCB, siendo ideal para estudiantes, ingenieros y profesionales en electrónica.

8.1.3. Arduino IDE

El Arduino IDE es un entorno de desarrollo integrado diseñado para programar y cargar código en placas. Ofrece una interfaz sencilla y accesible para escribir, compilar y depurar programas utilizando el lenguaje de programación basado en C/C++. Incluye una amplia biblioteca de funciones y ejemplos preinstalados como para el control de pantallas con tecnología Thin Film Transistor (TFT) touch lo que facilita el desarrollo de proyectos. [5]

8.1.4. Software cassy lab 2

Cassy Lab 2 es un software diseñado para el registro, visualización y análisis de datos en experimentos científicos y educativos. Es compatible con sensores y dispositivos de medición de la serie CASSY, permitiendo realizar experimentos en tiempo real en áreas como física, química y biología. Su interfaz intuitiva facilita la configuración de experimentos, el procesamiento de datos y la creación de gráficos. [30]

8.1.5. SolidWorks

SolidWorks es un software de diseño asistido por computadora (CAD) que permite crear modelos 3D, piezas, ensamblajes y dibujos técnicos. Es utilizado para el diseño industrial

por su facilidad de uso, herramientas avanzadas y capacidad para simular y analizar diseños antes de fabricarlos.[15]
A continuación se muestran los elementos necesarios para desarrollar el hardware y prototipo final del velocimetro el cual se montò sobre una placa de circuito impreso en material Flame Retardant 4 (FR4).

8.2. Hardware para el desarrollo del prototipo

8.2.1. Sensor de presión diferencial MPX200DP

El sensor de presión diferencial con tecnología piezorresistivo mide diferencias de presión entre dos puertos en un rango de 0 a 200 kPa. Ideal para la aplicación del velocimetro IAS debido a que supera el rango de presiones que experimentan las aeronaves de tipo LSA. Proporciona una salida analógica proporcional a la presión aplicada. Es conocido por su alta precisión, estabilidad y facilidad de integración en circuitos electrónicos. En la sección 6.6 se describe a detalle las caracteriticas.

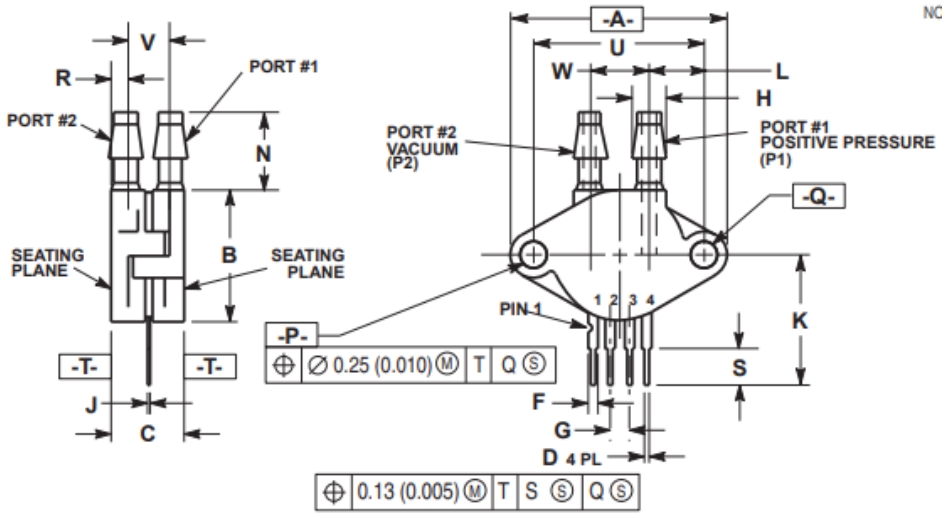


Figura 19: Empaquetado sensor de presión MPX2200DP. Imagen tomada de [36]

8.2.2. Tarjeta de amplificación AD620

Está diseñado para amplificaciones de instrumentación con rango de ganancia de 1.5-1000 veces. Está equipado con chip amplificador AD620 de instrumentación, soporta ajuste de punto nulo, salida de voltaje negativo y capacidades de filtrado de ruido para obtener baja distorsión y una señal de alta frecuencia, ideal para una pequeña amplificación.

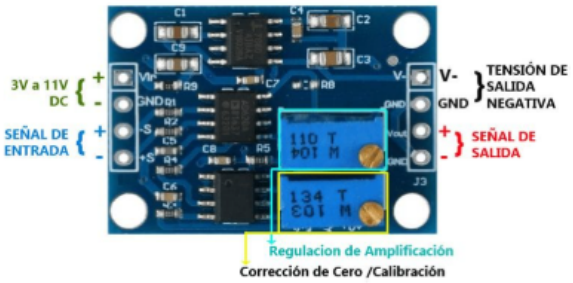


Figura 20: Distribución de pines de la tarjeta AD620. Imagen tomada de [17]

8.2.3. Amplificador de instrumentación INA128P

El INA128 es un amplificador de instrumentación de alta precisión diseñado para amplificar señales diferenciales pequeñas en entornos ruidosos. Destaca por su alta ganancia configurable mediante una sola resistencia externa, su bajo voltaje de offset de entrada , y un excelente rechazo de modo común (CMRR) superior a 120dB, lo que lo hace ideal para mediciones precisas con sensores como celdas de carga, sensores de presión o biopotenciales. Puede alimentarse con fuentes unipolares o bipolares, y su diseño permite una fácil integración con sistemas de adquisición de datos y microcontroladores. Gracias a su estabilidad y precisión, es ampliamente utilizado en aplicaciones médicas, industriales y científicas. [39]

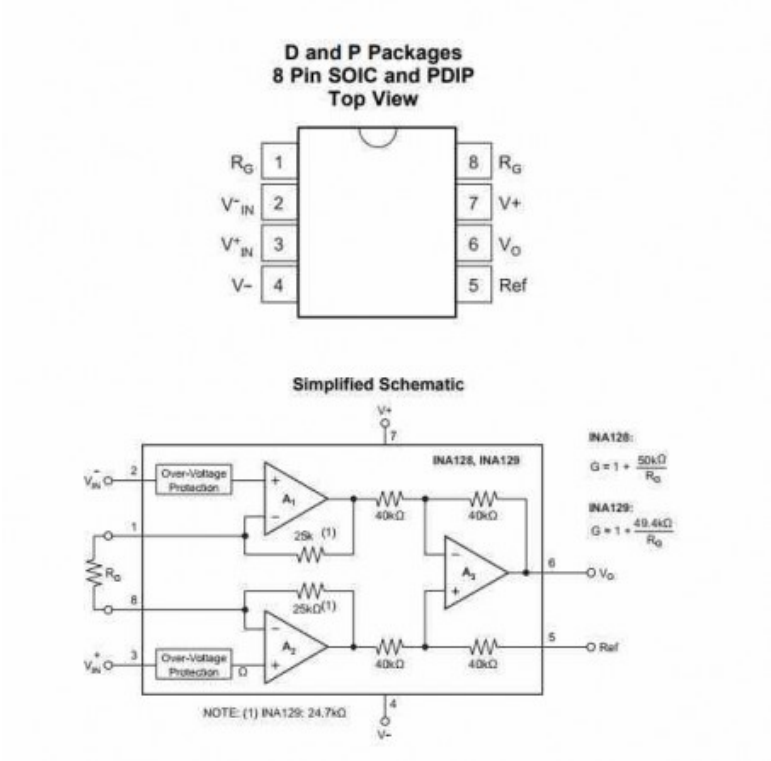


Figura 21: Distribución de pines del INA128

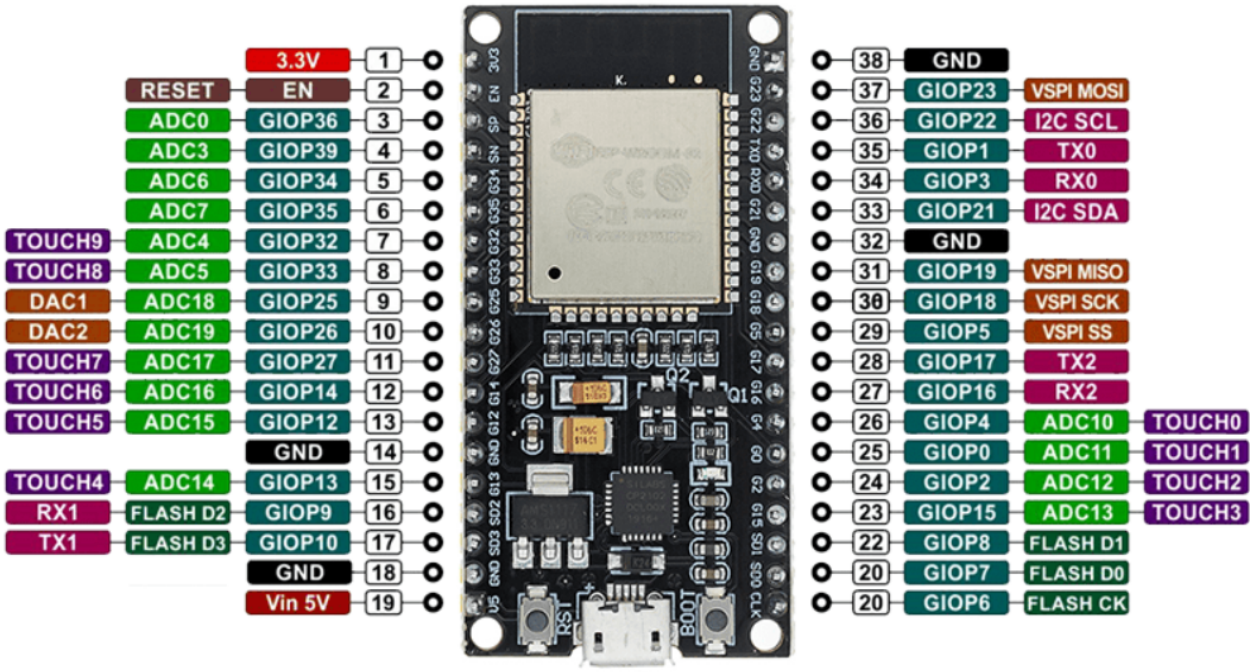


Figura 22: Distribución de pines microcontrolador ESP32. Imagen tomada de [32]

8.2.4. ESP WROOM 32

La ESP32 es un microcontrolador versátil y de alto rendimiento, conocida por su bajo consumo energético y su capacidad para ejecutar tareas en tiempo real. Tiene compatibilidad con diversos entornos de programación. Fue elegido para este proyecto debido a su tamaño, bajo consumo de energía esencial para prototipos portables y por los diferentes modos de comunicación para transmitir datos.

8.2.5. LCD TFT 2.8çon controlador ST7789

Es un módulo de visualización en color diseñado para proyectos electrónicos que requieren gráficos detallados y texto. Ofrece una resolución de 240x320 píxeles. Este controlador es compatible con las librerias para ser usado con la ESP32. Se utilizó el modo de 8 bits con el fin de sacar provecho a la velocidad de visualización en comparación con el modo SPI.

8.2.6. Modulo ADS1115

El ADS1115 es un convertidor analógico a digital (ADC) de 16 bits de resolución, con interfaz I2C, ideal para sistemas embebidos que requieren mediciones de voltaje de alta precisión. Ofrece cuatro canales de entrada de propósito general (o dos diferenciales) y una velocidad de muestreo de hasta 860 muestras por segundo (SPS). Incluye un amplificador de ganancia programable (PGA) que permite ajustar la ganancia de entrada para medir señales muy pequeñas, hasta unos pocos milivoltios. Su bajo consumo de energía y su capacidad para operar con una sola alimentación de 2.0V a 5.5V lo hacen ideal para aplicaciones portátiles y de bajo voltaje. Además, cuenta con una entrada de referencia interna y un comparador

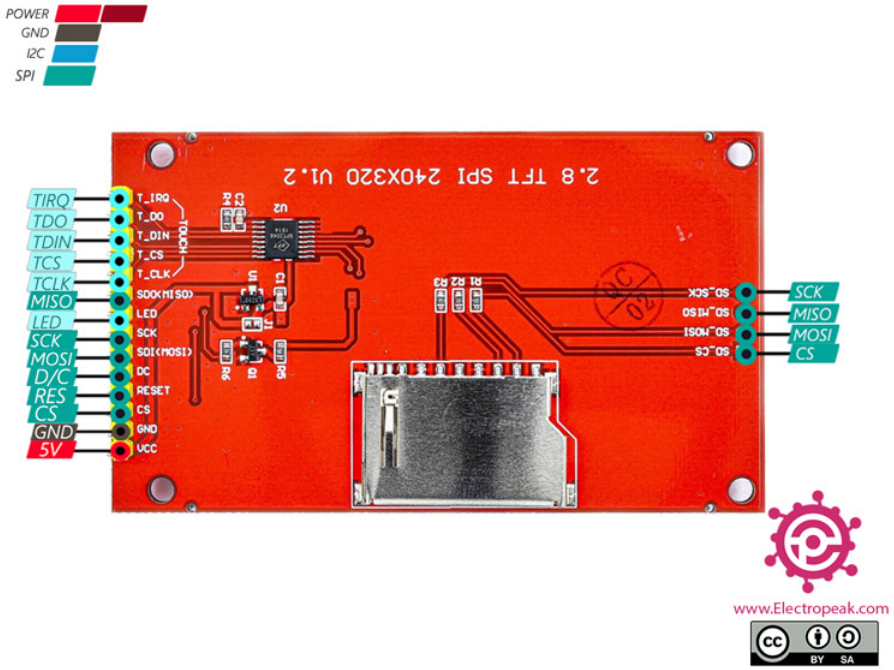


Figura 23: Distribución de pines LCD TFT Touch. Imagen tomada de [16]

programable, lo que lo convierte en una excelente opción para medir sensores analógicos con microcontroladores. [42]

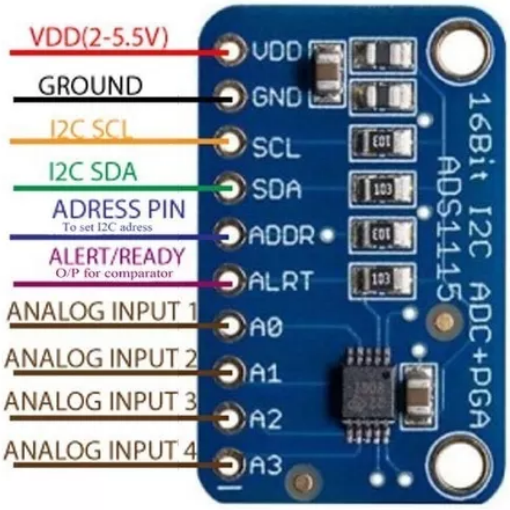


Figura 24: Distribución ADS1115 + PGA

8.2.7. Elementos pasivos

Se utilizaron resistencias, condensadores y diodos como elementos pasivos para realizar el acondicionamiento del instrumento. Para el caso de las resistencias, se buscó que fueran de precisión y se verificó el valor de los condensadores buscando reducir el error.

8.2.8. Reguladores de voltaje

Se utilizaron los reguladores para el prototipo los AMS1117-XX y LM78XX, destacando que ambos modelos tienen protección sobrecorriente, sobrecalentamiento y cortocircuitos. Los primeros cumple un factor importante debido a su tamaño para optimizar el espacio, con un empaquetado SOT-223, y el LM7810 cuenta con mejor estabilidad frente a cambios en la carga y en la entrada. Esto proporciona fiabilidad para la alimentación de los dispositivos.

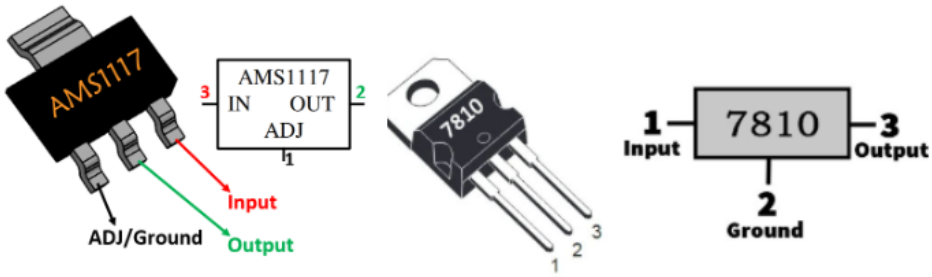


Figura 25: Pin Out reguladores prototipo. Imagen tomada de [13]

8.3. Diseñar e implementar el circuito de acondicionamiento de señal para el sensor MXP2200DP

Inicialmente es necesario conocer las caracteristicas exactas que tiene el sensor MPX2200DP, con base a los valores de voltaje que entrega experimentalmente se sabra que tanto se debe amplificar las señales de salida, se obtiene asi la función caracteristica del sensor que posteriormente será utilizada para el procesamiento digital.

8.3.1. Registro de los datos para la función característica del sensor

Mediante la interfaz de SENSOR-CASSY 26 se realizó la recopilación de los datos donde se usó como referencia un sensor calibrado, suministrado por la fabrica LEYBOLD. En la figura 27 se muestra el montaje fisico realizado que consta de un compresor que mediante un arreglo de mangueras en T alimenta el sensor del fabricante y al que esta bajo pruebas. La señal de voltaje se refleja mediante el aplicativo Cassy Lab 2.

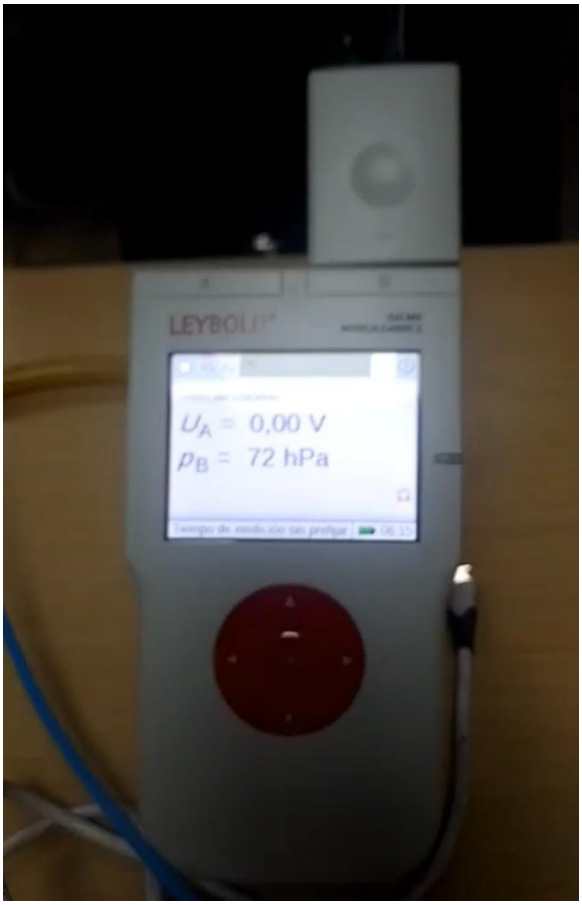


Figura 26: SENSOR-CASSY

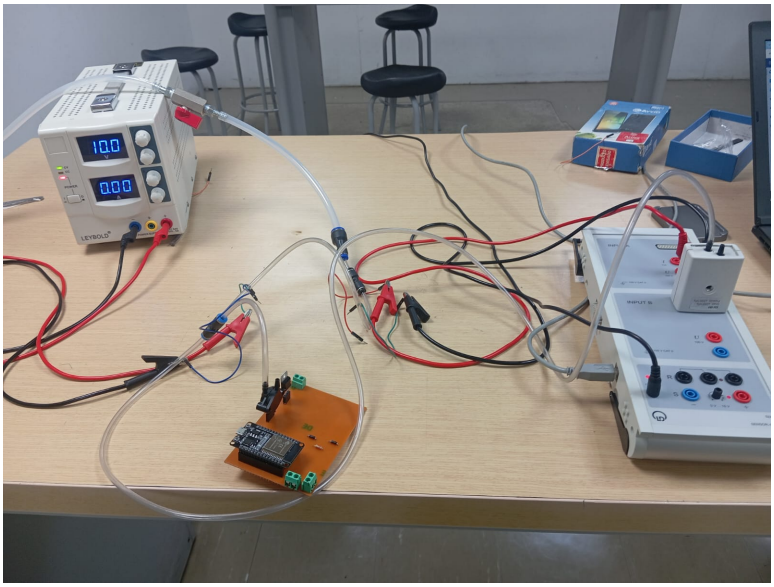


Figura 27: Montaje físico para obtener la curva caracteristica del sensor. Fuente: Propia

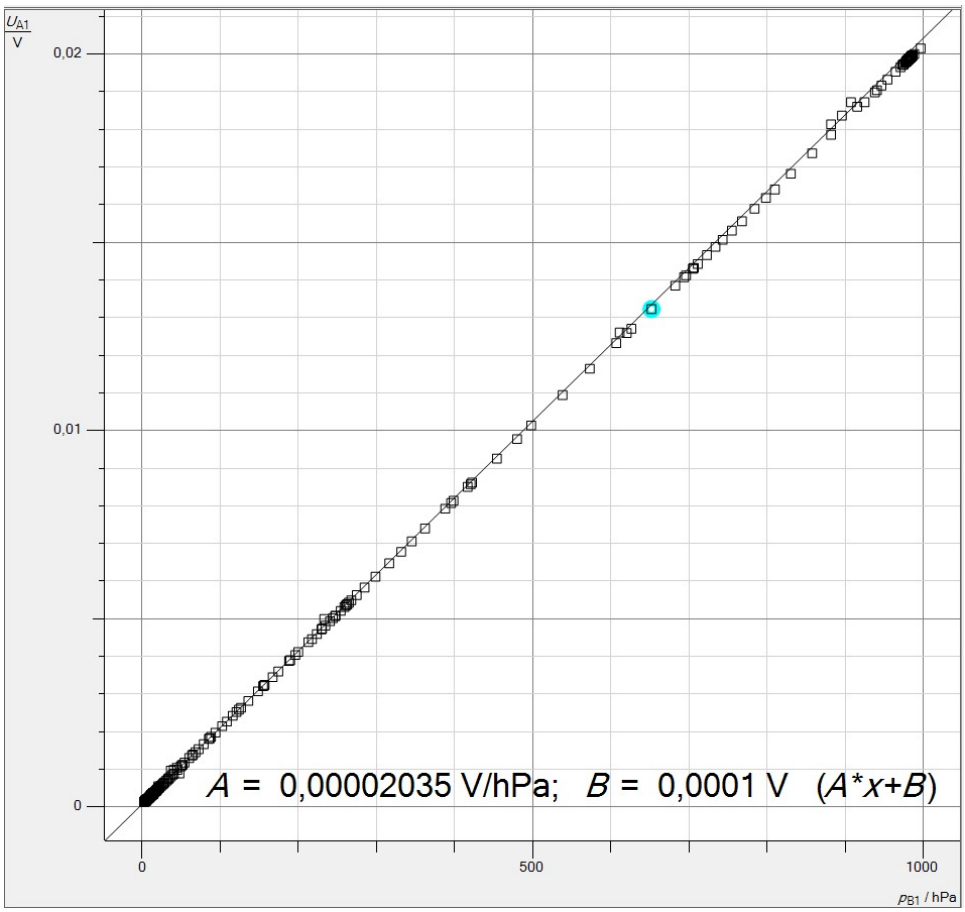


Figura 28: Curva característica del sensor MPX2200DP antes de ser procesada. Fuente: Propia.

Finalmente en la figura 28 se muestra la curva caracteristica del sensor de presión de diferencias MPX2200DP. Mediante el aplicativo Cassylab se obtuvo la función lineal aproximada.

$$mV_{out} = 0{,}2035 * P + 0{,}1mV/KPa \tag{8.1}$$

A partir de la curva característica presentada por el fabricante vista en 14. Donde se toma la función tipica del sensor se obtiene la función que representa el comportamiento de voltaje vs presión.

$$V_{out} = 0{,}2 * P \tag{8.2}$$

Como se puede observar la pendiente tiene un error relativo de 0.45 % y tiene un voltaje negativo aproximado de 0.5286.
Se realizo una prueba utilizando el soplador para verificar la curva del sensor en las zonas especificas de presión desde 0 Kpa a 8Kpa, los valores se tomaron con el instrumento completo. En la figura 63 se muestra que al forzar a la zonas mas bajas el sensor no es lineal, para ello se aplico una linealización por los segmentos visto en la tabla 5.

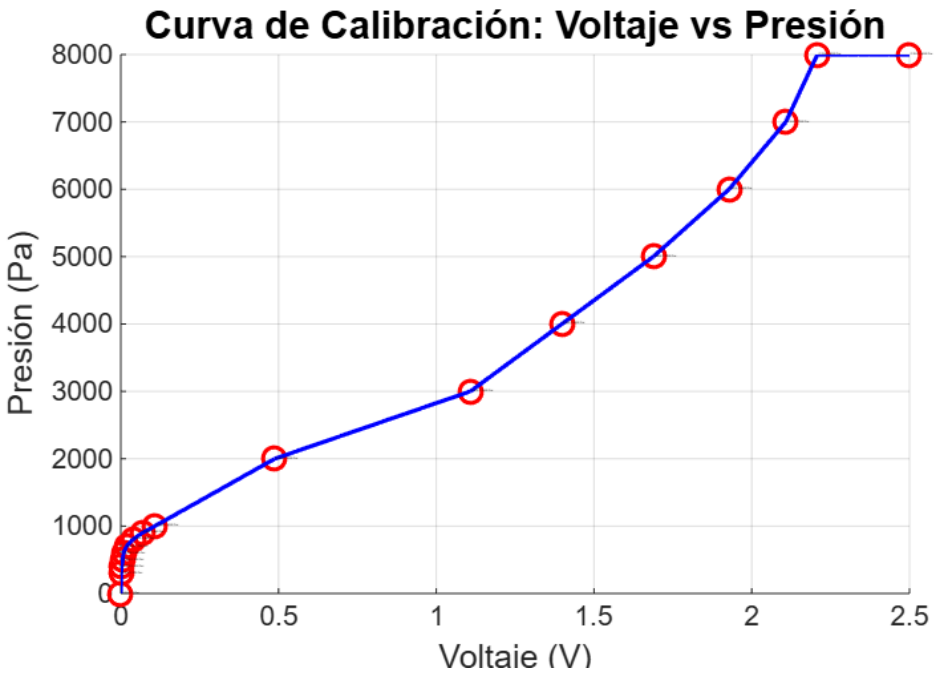


Figura 29: Grafica de calibración presión presión Vs voltaje

Tabla 5 . Linealización del sensor MPX2200DP con pendientes

Voltaje (V)	**Presión (Pa)**	**Pendiente (Pa/V)**
0.0–0.001	0–300	300000.00
0.001–0.003	300–400	50000.00
0.003–0.006	400–500	33333.33
0.006–0.009	500–600	33333.33
0.009–0.018	600–700	11111.11
0.018–0.038	700–800	5000.00
0.038–0.068	800–900	3333.33
0.068–0.108	900–1000	2500.00
0.108–0.488	1000–2000	2631.58
0.488–1.108	2000–3000	1612.90
1.108–1.398	3000–4000	3448.28
1.398–1.688	4000–5000	3448.28
1.688–1.928	5000–6000	4166.67
1.928–2.108	6000–7000	5555.56
2.108–2.208	7000–8000	10000.00
2.208	8000	–

Debido a la sensibilidad del sensor de 0.2mV/kPa al trabajar un rango menor como se muestra en la tabla 5 este puede detectar desde 300 Pascales una velocidad mínima de aproximadamente 50 nudos. La ecuación que representa la presión es la siguiente:

$$P_{Pa} = Presin_{inicial} + (Voltaje - V_{inicial}) * Pendiente \tag{8.3}$$

8.3.2. Diseño etapa de filtrado

Para el diseño del filtro inicialmente es necesario conocer el ancho de banda del sensor MPX2200DP, debido a que el fabricante no indica directamente esta información se busca hallar un aproximado experimentalmente. Se utilizo como referencia el experimento de la onda cuadrada utilizado por Sedra [29] para calcular en ancho de banda de los amplificadores. Consiste en aplicar una señal cuadrada debido a los cambios rapidos que tiene en las subida y lentos al estabilizarse la señal. Para el caso se suministró una presión al sensor hasta que se estabilizó y después se quitara, el proceso se repitió durante un tiempo determinado visto en la figura 30. En la salida se observa la figura 31. Se aplicó la transformada rapida de Fourier (FFT) asi obtenemos la gráfica de Voltaje Vs Frecuencia 32. Allí se ve donde se encuenta concentrada la mayor cantidad de energía y este debera ser el ancho de banda que buscamos. En el anexo 11.6 se presenta el código para obtener las graficas.

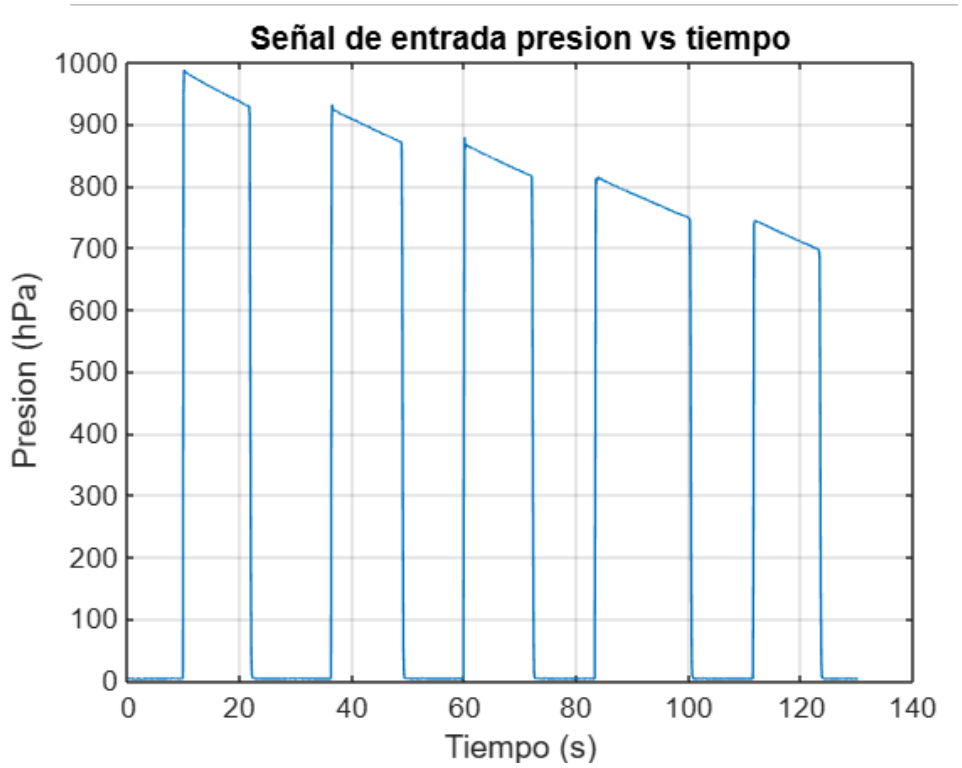


Figura 30: Señal de entrada prueba onda cuadrada. Fuente: Propia.

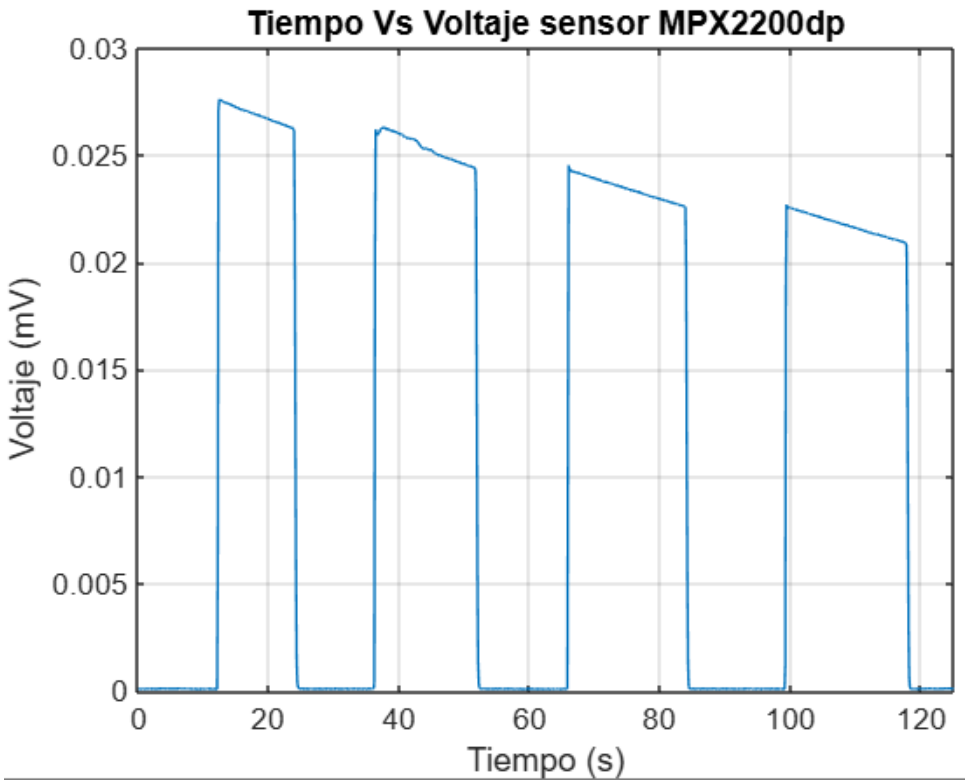


Figura 31: Señal de salida Tiempo Vs Voltaje. Fuente: Propia.

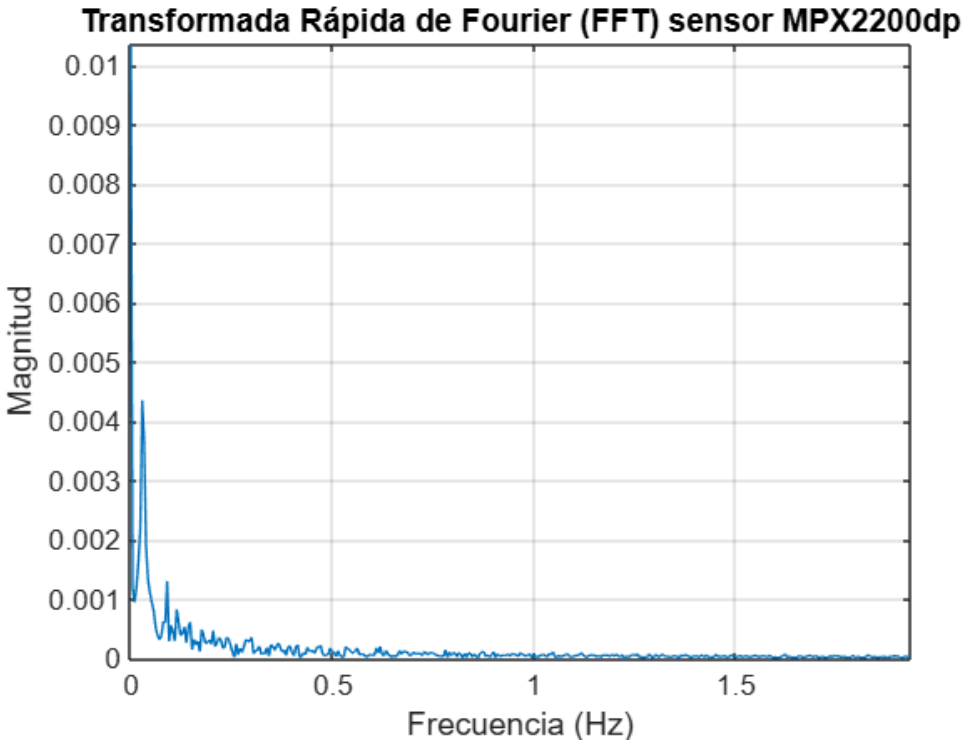


Figura 32: Frecuencia Vs Voltaje sensor MPX2200DP. Fuente: Propia.

A partir de la figura 32 se puede decir que aproxiadamente el ancho de banda de la señal es de 1 Hz, basta con diseñar un filtro pasa bajos con frecuencia de corte cercana a 1 Hz para filtrar la señal del sensor.

$$fc = \frac{1}{2\pi RC} \tag{8.4}$$

Hallamos el valor de R teniendo en cuenta se eligió un condensador de 1 μF de película debido a que estos tienen característica ideales para aplicaciones de baja frecuencia y precisión.

$$R = \frac{1}{2\pi * 1\mu F * 1Hz} = 159154{,}9431\Omega \approx 150K\Omega$$

Ω (8.5)

8.3.3. Diseño circuito de acondicionamiento para el sensor MPX2200DP

En esta actividad se realizó el acondicionamiento inicial para utilizar el sensor MPX2200DP, debido a que la señal que nos da el sensor tiene un rango de 0V a 40mV fue necesario utilizar un amplificador de instrumentación para aumentar la señal en un factor de 1000 veces. Teniendo en cuenta que se utilizó el microcontrolador ESP32, este no cuenta con una protección propia para la comunicación ADC y tiene un limite de 3.3V Se utilizo como referencial un arreglo de diodos como recortadores y reguladores se mantiene un valor cercano al umbral utilizado en [25]. A su vez los reguladores ayudan a mantener los voltajes con el fin de mantener la polarización de los elementos. En la figura 33 se presenta el esquematico del circuito.
Se utilizó la tarjeta AD620 que cuenta directamente con dos potenciometros que ayudar a variar tanto el zero como la amplificación, este tiene un porcentaje de error bajo según fabricante y también cuenta con condensadores de desacoplo y filtros basicos que ayudan para esta aplicación. Se tomo la siguiente formula del fabricante.

$$RG = \frac{49{,}4K\Omega}{G-1} = \frac{49{,}4K\Omega}{1000-1} = 50\Omega \tag{8.6}$$

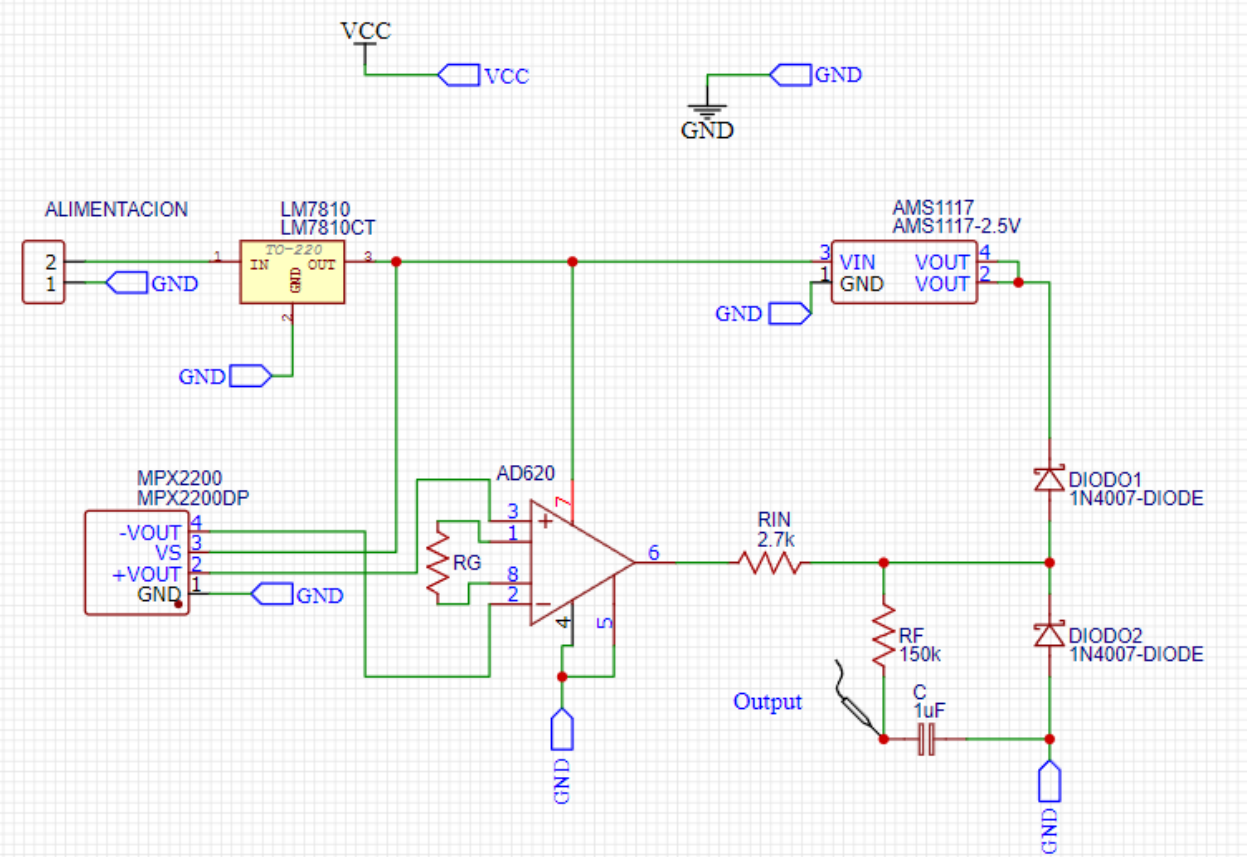


Figura 33: Esquematico del circuito de acondicionamiento. Fuente: Propia.

Se diseñó una segunda versión que tiene, adicionalmente un pedestal de 200mV usando la referencia de la tarjeta AD620. Se eligio este valor de voltaje a partir de la figura 34 donde se ilustra el comportamiento de la región mas lineal del ADC del ESP32; La configuración para utilizar la pantalla TFT con controlador ST7789, el filtro pasa bajos y mediante un regulador de 5V se podrá alimentar el microcontrolador sin necesidad de su conexión USB.

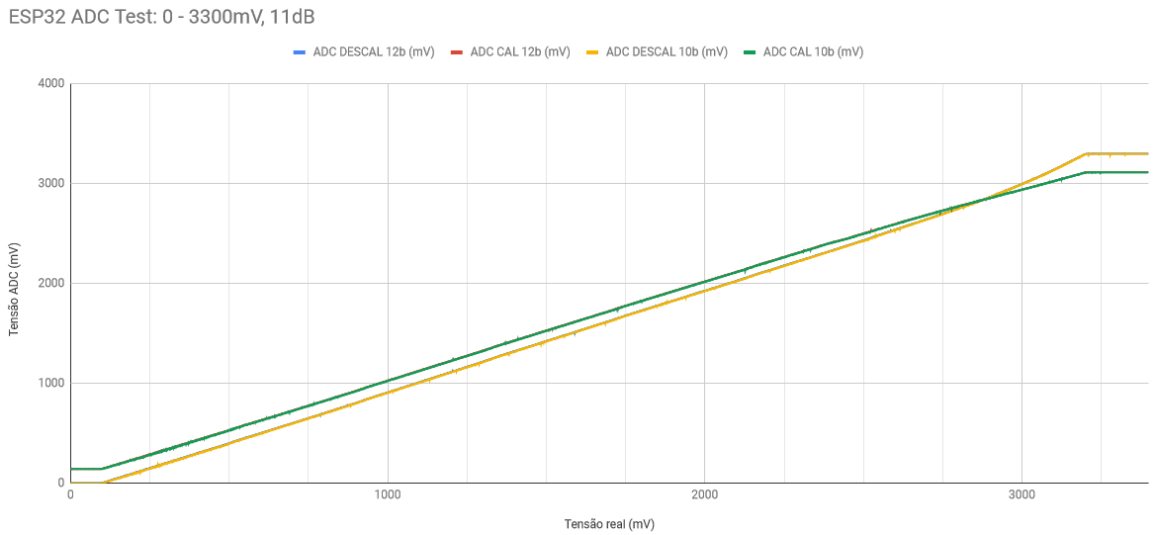


Figura 34: ADC ESP32. Imagen tomada de [18]

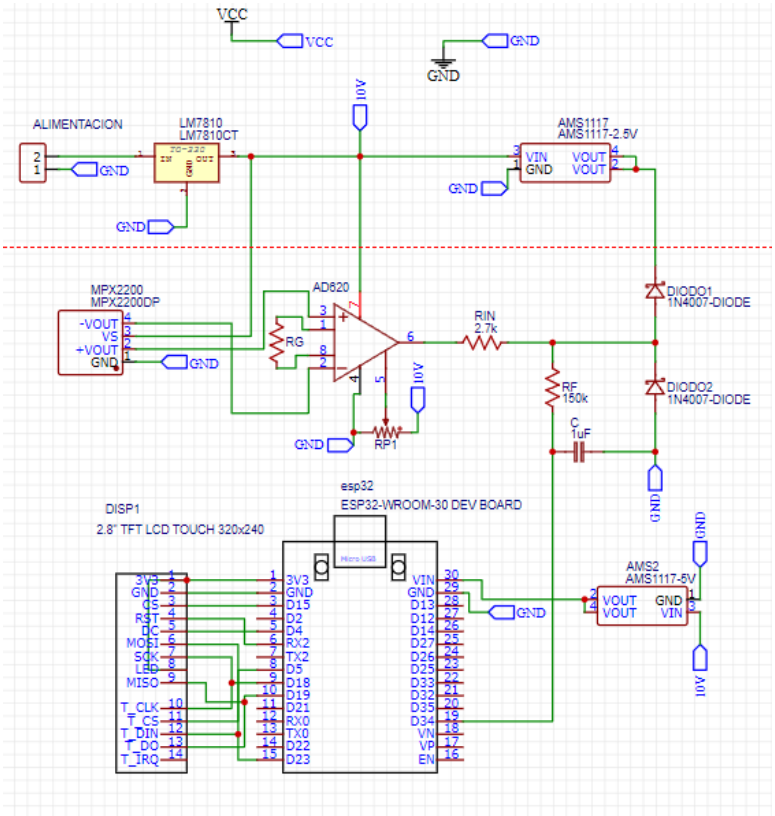


Figura 35: Esquema circuito prototipo. Fuente: Propia.

Debido a las pruebas realizadas con la versión 2.0 del prototipo fue necesario realizar cambios la tarjeta amplificadora, porque al utilizar el AD620 con una ganancia de 1000 o superior este amplificador empezó a ser inestable por que se estaba llegando a su rango limite de

operación. Adicionalmente se presentaron problemas con las variaciones de voltaje donde habian cambios bruscos utilizando el ADC de 12 bits de la ESP32.

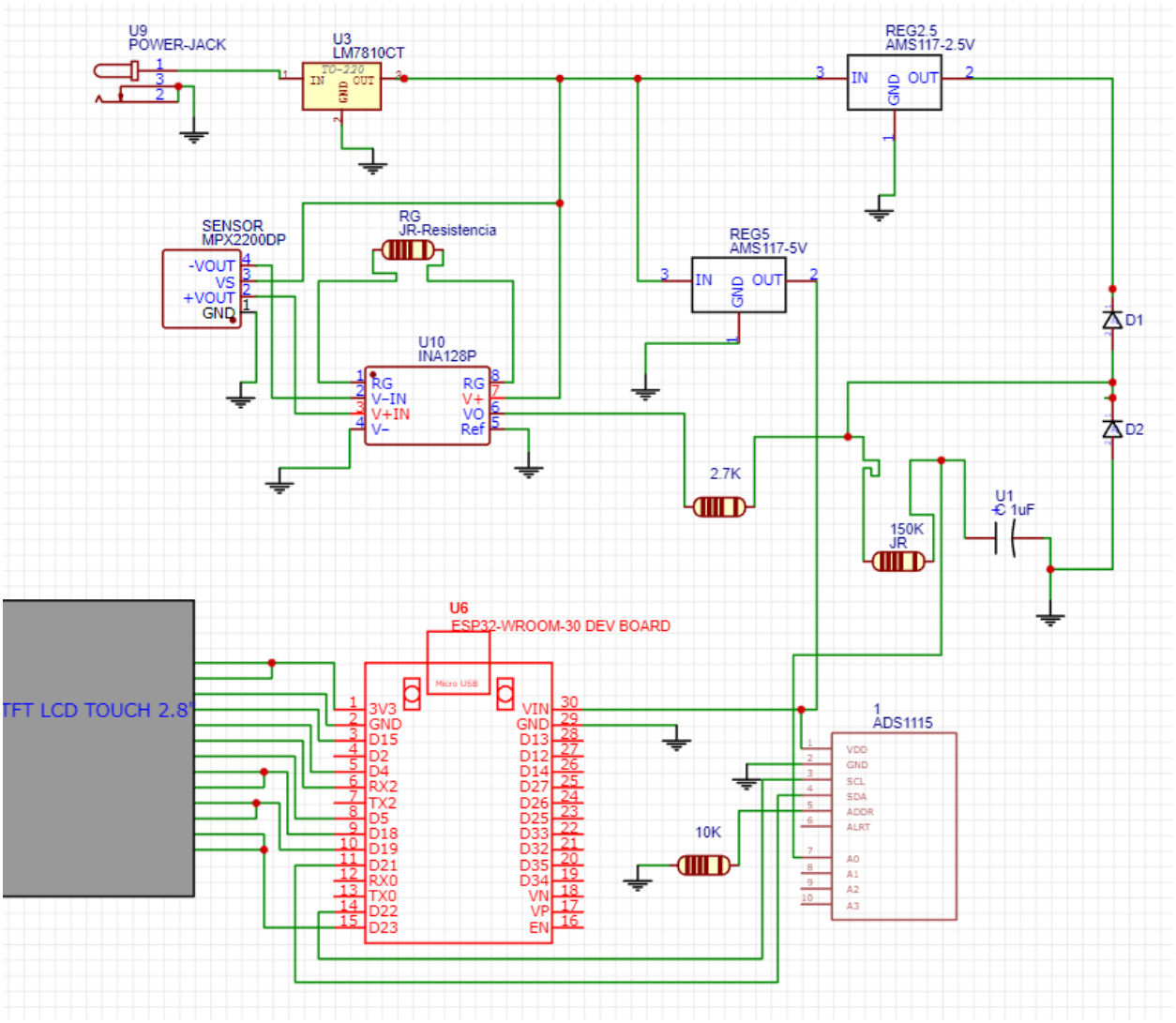


Figura 36: Esquema circuito prototipo final. Fuente: Propia.

Como se muestra en la figura 36, para los dar solución a los inconvenientes mencionados anteriormente. En primer lugar, se utilizó el amplificador de instrumentación INA128P en su encapsulado debido al rango de aperación de 1 a 10000 veces y en segundo lugar se implementó el conversor analógico digital ads1115 de 16 bits + amplificador de ganancia programable (PGA). Se calculó la ganancia a partir de la siguiente formula dada por el fabricante.

$$G = 1 + \frac{50K\Omega}{RG} = \frac{50K\Omega}{22\Omega} = 2273 \tag{8.7}$$

8.3.4. Diseño del esquema de circuito impreso.

Se creo un primer diseño de la PCB para el prototipo. Se llevo a cabo mediante el aplicativo EasyEDA el cual permite utilizar un banco de componentes para, posteriormente migrar al diseño en PCB como se muestra en las figuras 37 y 38. Se planteó que los caminos estén en la capa inferior de la placa. Adicionalmente el aplicativo nos permite dar una visión en 3D de como se ve en la placa 39.

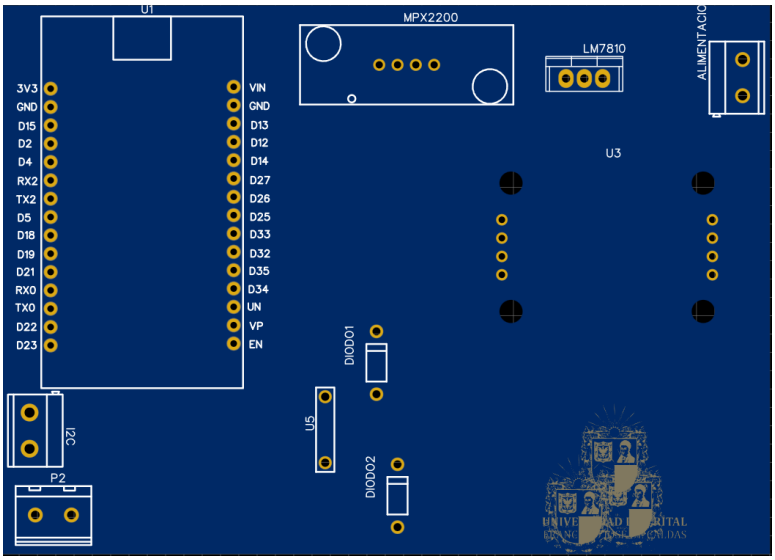


Figura 37: Diseño PCB en la capa superior. Fuente: Propia.

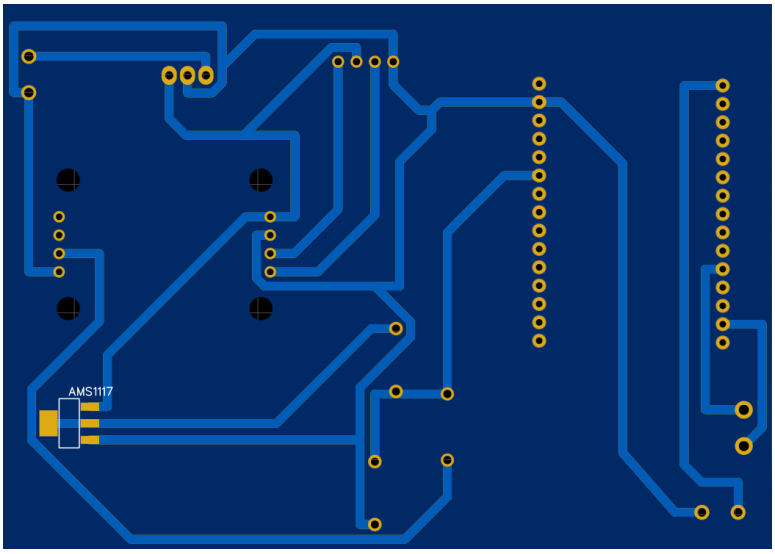


Figura 38: Diseño PCB en la capa inferior. Fuente: Propia.

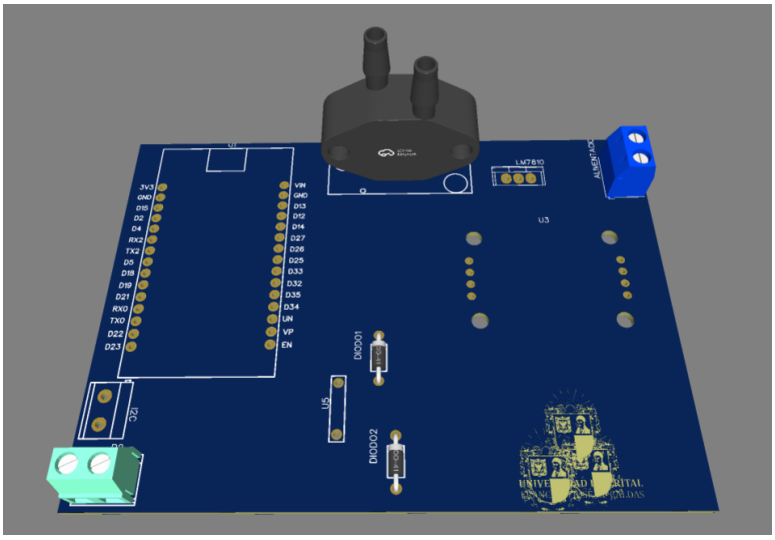


Figura 39: Diseño PCB en 3D. Fuente: Propia.

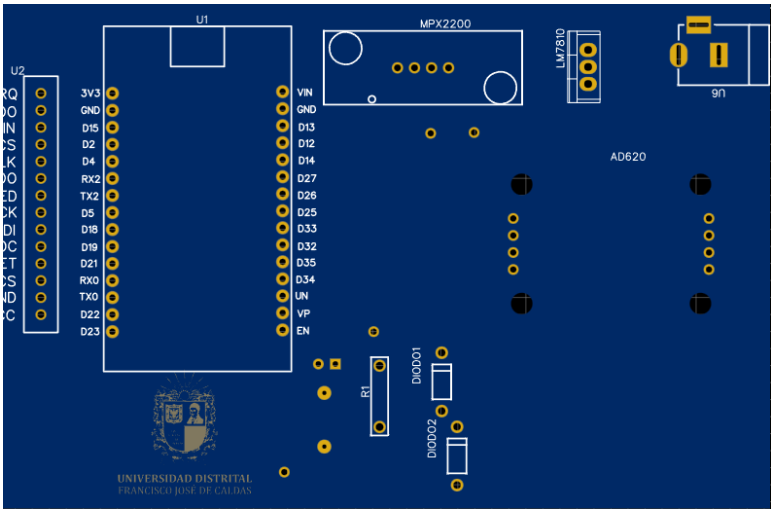


Figura 40: PCB top versión 2. Fuente: Propia.

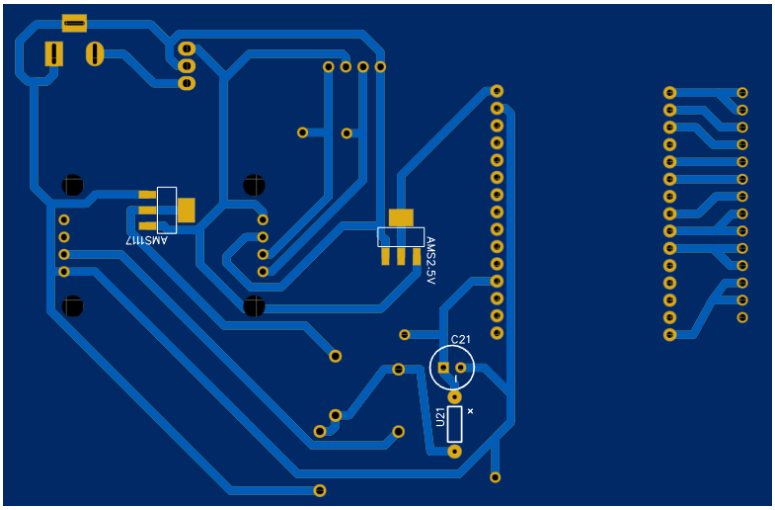


Figura 41: PCB bottom versión 2. Fuente: Propia.

La versión final de la placa del prototipo se presenta en las figuras 42 y 43, donde se realizaron los cambios explicados en el esquema 36.

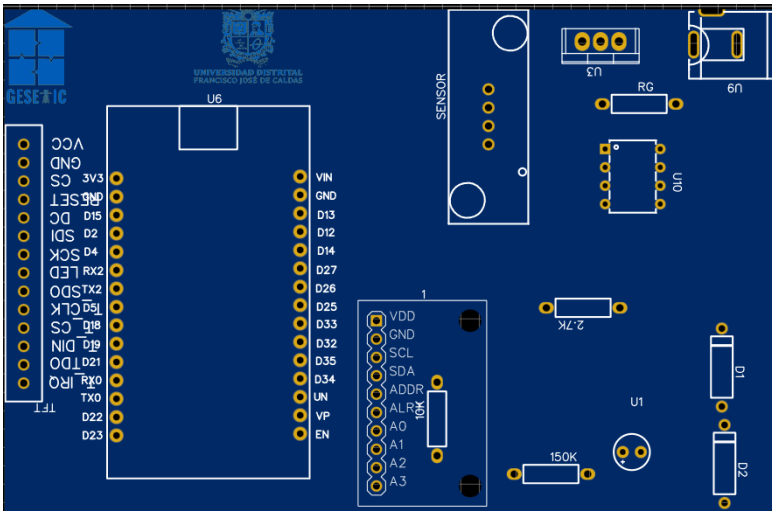


Figura 42: PCB top versión final. Fuente: Propia.

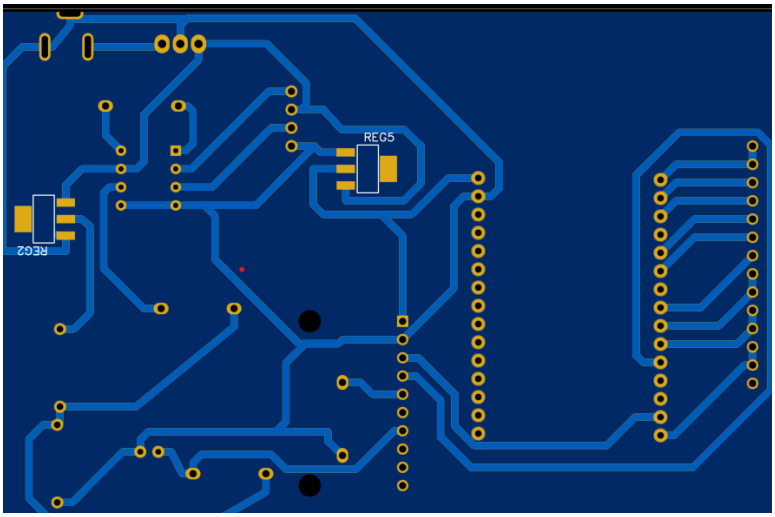


Figura 43: PCB bottom versión final. Fuente: Propia.

8.3.5. Obtener la función para la conversión de voltaje a velocidad IAS teórica.

Inicialmente se busca conocer la velocidad del flujo a través del sistema de pitot-estatico. Se toma como punto de partida la ecuación de Bernoulli.

$$p_1 + \frac{1}{2}\rho {v_1}^2 + \rho g h_1 = p_2 + \frac{1}{2}\rho {v_2}^2 + \rho g h_2$$

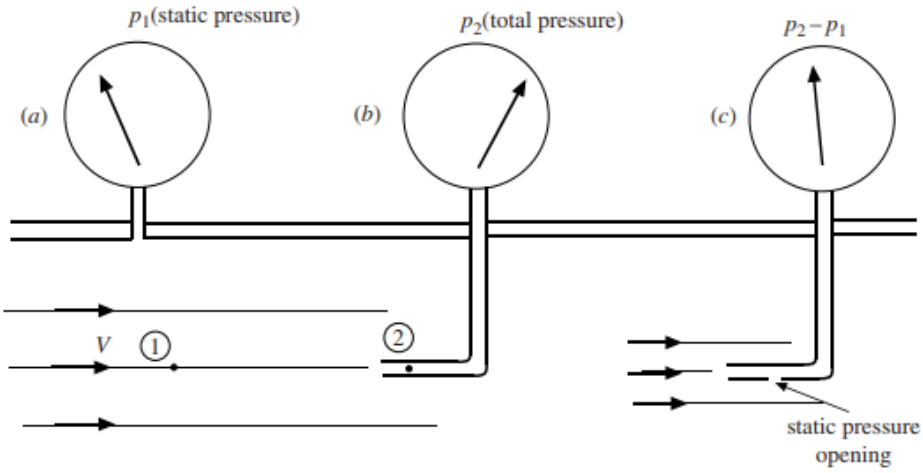


Figura 44: Análisis sistema de pitot-estatico. Imagen tomada de [35]

Como se muestra en la figura 44 en el punto 1 se hará referencia a la presión estática y en el punto 2 la presión total. Teniendo en cuenta que la densidad del aire, la gravedad y la altura en los puntos 1 y 2 son iguales se cancelan los terminos.

$$p_1 + \frac{1}{2}\rho {v_1}^2 + \underline{\rho g h_1} = p_2 + \frac{1}{2}\rho {v_2}^2 + \underline{\rho g h_2}$$

Además, que el aire se encuentra retenido en el punto 2, V2 = 0, por lo tanto resulta la siguiente expresión.

$$p_1 + \frac{1}{2}\rho {v_1}^2 = p_2$$

Al despejar y reordenar los terminos da como resultado la siguiente expresión para calcular la velocidad del flujo a través del tubo de pitot.

$$v = \sqrt{\frac{2(p_2 - p_1)}{\rho}}$$

8.3.6. Diseño de interfaz gráfica.

Se utilizó la pantalla LCD TFT tactil de 2.8 pulgadas con controlador ST7789 utilizando el modo de comunicación de 8 bits. La visualización consta de 3 momentos, en primer lugar se presenta una interfaz de visualización en la figura 45, que cuenta con la información principal del prototipo, nombre de la institución educativa, grupo de investigación, nombre del instrumento y una barra de carga que dura entre 5 segundos y 7 segundos.

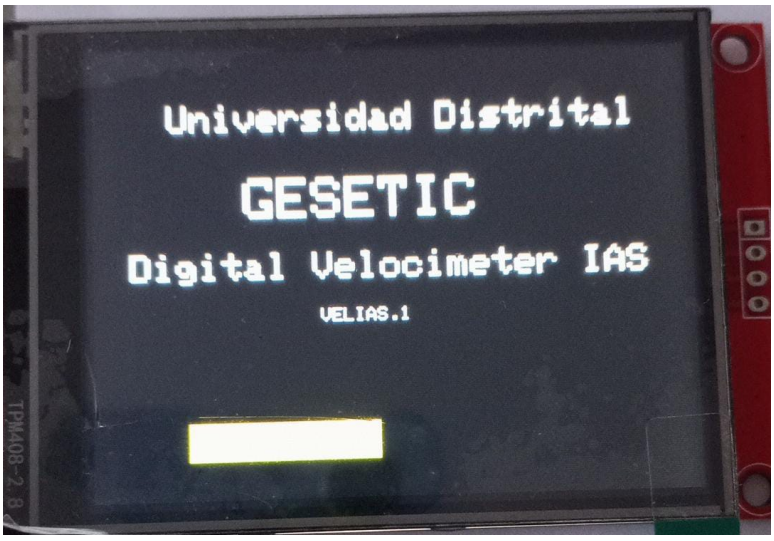


Figura 45: Interfaz de inicio. Fuente: propia.

Las siguientes dos tienen la opción de variar mediante el tacto de la pantalla. Allí se encuentra la interfaz de la figura 46 donde esta un simil al velocimetro generalmente usado en los aviones ligeros consta de una aguja que marca la velocidad IAS. En la interfaz vista en la figura 47 se observa una visualización alternativa que tiene el número exacto de la velocidad acompañado de una barra de colores para identificar con facilidad las velocidades.

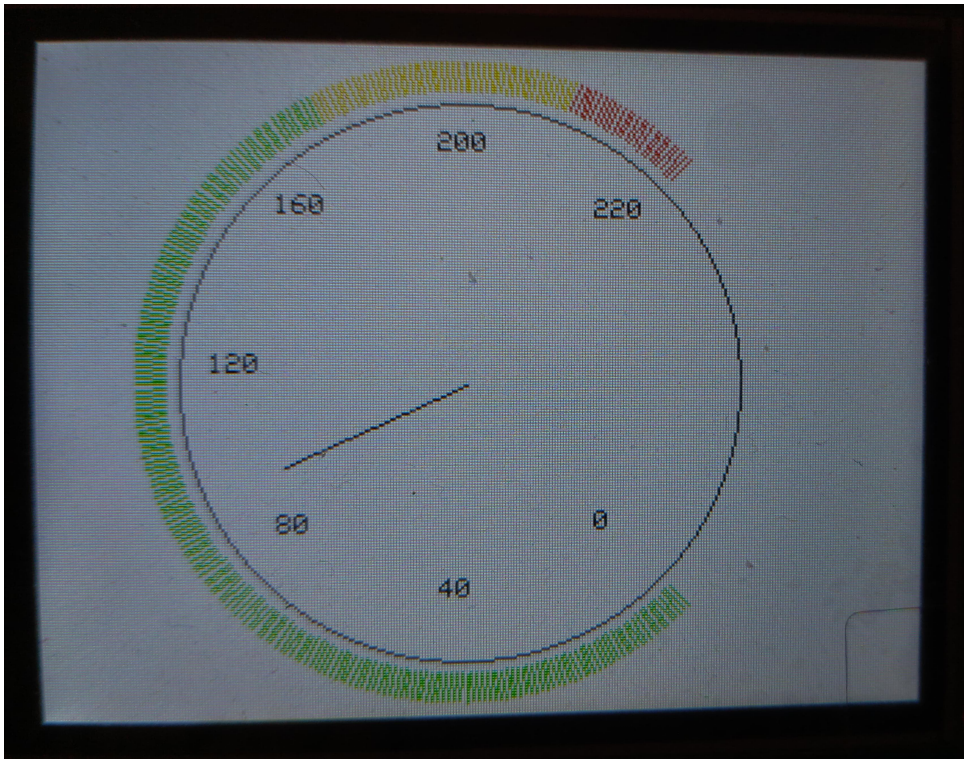


Figura 46: Visualización velocimetro 1. Fuente: Propia.

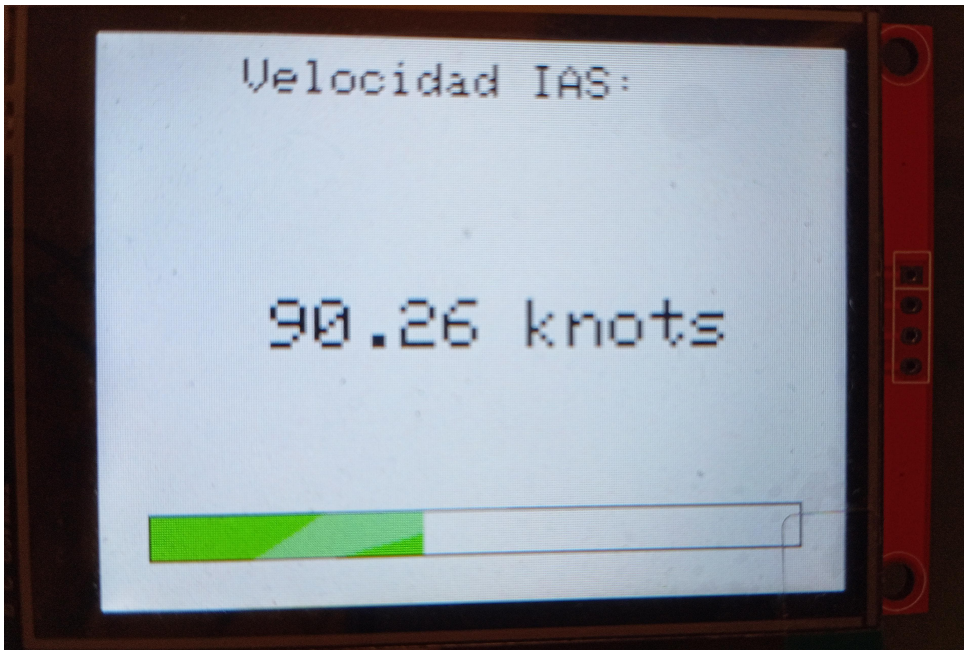


Figura 47: Visualización velocimetro 2. Fuente: Propia.

8.4. Código para la conversión y visualización de la interfaz gráfica

8.4.1. Conversión y adquisición de datos

Inicialmente se debe tener en cuenta que para la adquisición de los datos analógicos se utilizo el conversor ADS1115 de 16 bits + PGA, se programó para tener 128 muestras por segundos (SPS) debido a que al aumentarlo se empezó a notar mucho ruido en la señal y se saturaba la pantalla. Adicionamente se utilizo el PGA 1 para aumentar el factor de escala a 125 mV.

$$Tm = \frac{1}{128} = 7{,}81ms. \tag{8.8}$$

Es importante resaltar que la frecuencia de muestreo seleccionada debe garantizar la correcta digitalización de la señal de interés de acuerdo con el teorema de muestreo de Nyquist-Shannon, el cual establece que una señal puede ser reconstruida sin pérdida de información si la frecuencia de muestreo f_s es, al menos, el doble del ancho de banda máximo presente en la señal f_{max}, esté valor será el ancho de banda del sensor MPX2200DP de un valor inferior a 1 Hz.

$$f_s \geq 2f_{max} \tag{8.9}$$

$$128\,\text{Hz} \geq 2 \cdot 1\,\text{Hz}$$

$$f_{\text{Nyquist}} = \frac{128}{2} = 64\,\text{Hz}$$

8.4.2. Funciones para la conversión y adquisición de datos

calcularPresionPa: Efectua la conversión de voltaje a presión en pascales aplicando la linealización.

Leer sensor: Esta función realiza la lectura del voltaje recibido en el ADS1115. Este voltaje es filtrado digitalmente con un promedio movil de orden 3, con el objetivo de suavisar la señal para reducir las variaciones rápidas producto del ruido electrónico, y obteniendo así una respuesta más estable y legible. Posteriormente llama la funcion calcularPresionPa y finalmente calcula la velocidad con la ecuación de Bernoulli.

Función loop: A través de esta función se detectan los toques en la pantalla para alternar entre el velocimetro gráfico y la visualización numérica.

8.4.3. Interfaz gráfica.

Mediante las librerias Adafruit_GFX.h y Adafruit_ST7789.h, el trabajo en conjunto de las dos permite la inicialización y el manejo de la pantalla, permitiendo funciones como la manipulación de píxeles, el dibujo de formas y la visualización de imágenes complejas.[9]
Para el control interativo con la pantalla tactil resistiva se utiliza la libreria XPT2046_Touchscreen.h, la cual proporciona funciones para leer la posición táctil, detectar toques y calibrar la pantalla, lo que facilita la implementación de interfaces gráficas interactivas en proyectos.[37]

Para la creación de la interfaz vista en la sección 8.3.6 se realizaron 5 funciones en lenguaje C utilizando arduino IDE.

8.4.4. Funciones para la interfaz gráfica.

A continuación se presentan las funciones utilizadas para definir la interfaz UI del instrumentos. Se encuentran con detalle en el anexo 11.7.

1. **Pantalla inicial**: Mediante esta función se presenta la interfaz inicial al energizar el instrumento visto en la figura 45, se llaman las funciones setTextColor, setTextSize, setCursor y println, con el fin de inicializar la pantalla, posicionar los titulos y darles tamaño. La barra de carga se hace llamando a la función fillRect dentro de un for para que durante un tiempo se cargue y nos redireccióne a la interfaz de la figura 46.

2. **Dibujar velocimetro**: En esta función se buscó dibujar el círculo principal que simula el velocímetro. Adicionalmente se agregó un contorno de colores verde, amarillo y rojo.

Para posicionar los valores de la velocidad, se utilizaron dos arreglos para los ángulos del círculo y las velocidades, y con un bucle for se posicionaban cada cierta distancia.

3. **Dibujar aguja**: El atributo de esta funciòn es dibujar y actualizar la posiciòn de la aguja de acuerdo a la velocidad. En esta también se realiza el proceso de convertir la velocidad en la posición angular.

4. **Mostrar valor**: A partir de esta función se muestra la segunda interfaz de visualización vista en la figura 47, se activa mediante el tacto de la pantalla y tiene anidada la función dibujar barra de progreso.

5. **Dibujar barra progreso**: Mediante esta función se dibuja la barra inferior de la figura 47, para que se realicen los cambios de color la barra mapea la velocidad en el ancho de la barra y esta cambia dependiendo el valor.

8.4.5. Diseño de corte de la caja de instrumentación.

Mediante el aplicativo SolidWorks se diseñó la caja de instrumentación utilizando el plano alzado. Se compone de tres croquis, los cuales son los dibujos en 2D; uno para las tapas, diseño de la LCD y huecos de alimentación con los soportes de la PCB, vista en la figura 48. El corte se realizo utilizando la máquina de corte láser en material acrílico blanco de 3mm como se ve en la figura 49. Las dimensiones superficiales son de 380mm X 280 mm. Finalmente se utilizo adhesivo a base de solvente para pegar las caras y el soporte de la PCB como se observa en la figura. 50

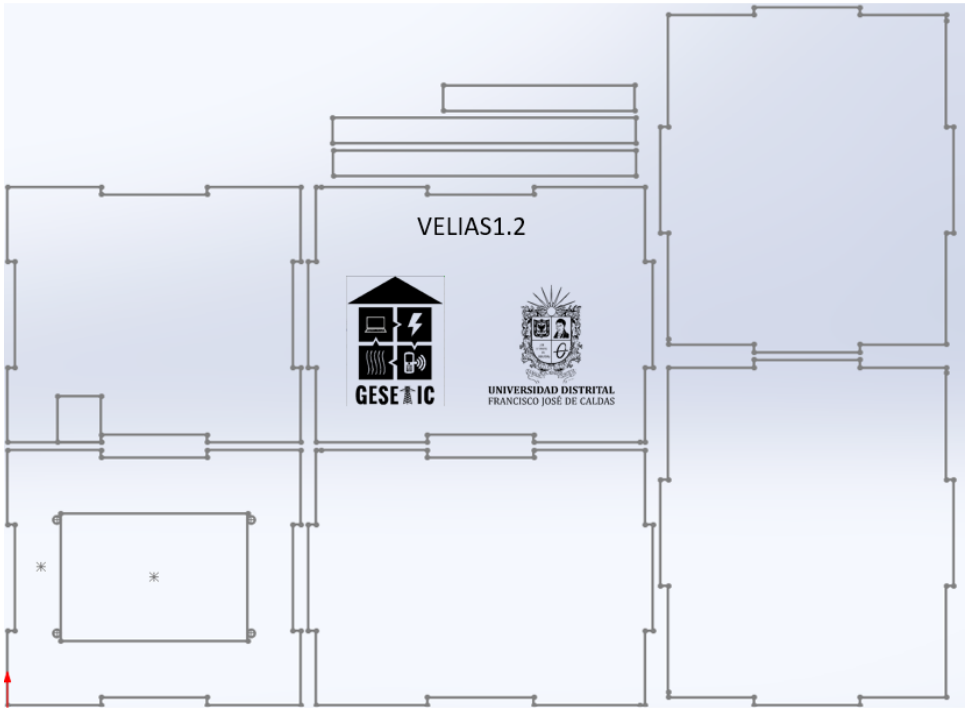


Figura 48: Planos en 2D de la caja de instrumentación. Fuente: Propia.



Figura 49: Proceso de corte laser del acrílico. Fuente: Propia.



Figura 50: Caja de instrumentación. Fuente: Propia.

8.5. Pruebas de laboratorio prototipo

Se realizaron pruebas de laboratorio con el fin de validar la función de conversión de voltaje hasta velocidad IAS. Además que se manejen los rangos de presión estimados para la aplicación de un velocimetro IAS para aeronaves LSA y comprobar el funcionamiento del

circuito de acondicionamiento de la señal del sensor. En la figura 51 se muestra el diagrama de bloques del montaje para realizar las mediciones.

Se alimentó mediante un soplador con una rango de presiones de 0 Pa a 80 hPa, mediante un arreglo de mangueras y conectores en T se tienen las dos conexiones en P1 para el sensor MPX2200DP y el sensor Cassy.

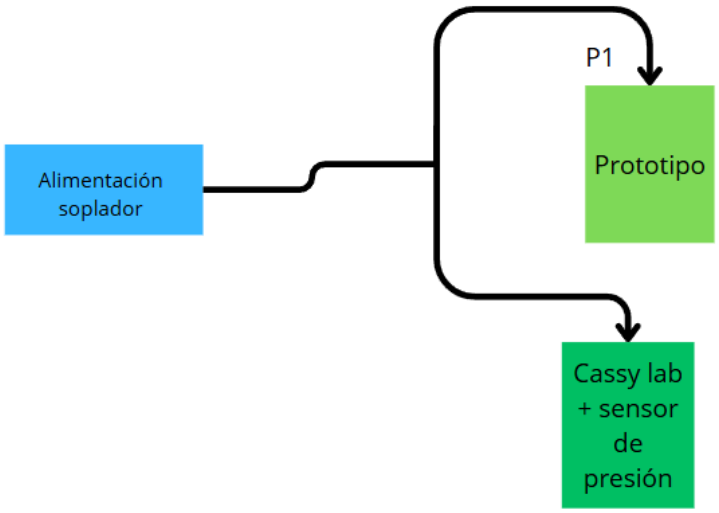


Figura 51: Diagrama de bloques experimento de prueba. Fuente: Propia.

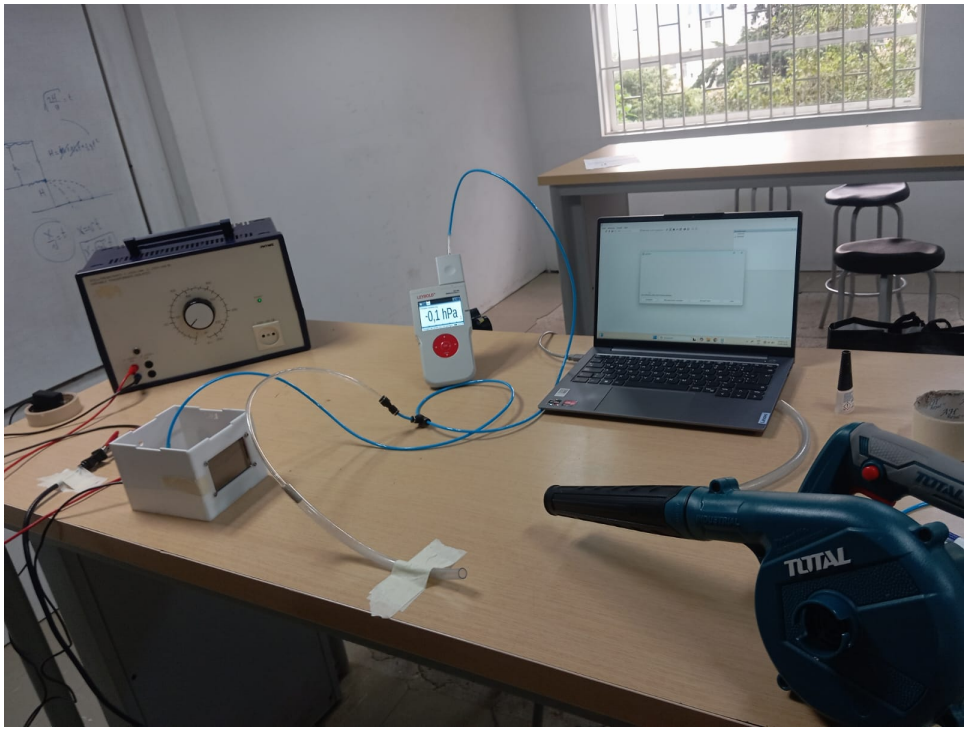


Figura 52: Montaje fisico prueba 1. Fuente: Propia.



Figura 53: Pruebas de laboratorio presión con soplador. Fuente:Propia.



Figura 54: Pruebas de laboratorio presión con compresor. Fuente:Propia.

Se realizó una segunda prueba donde se utilizará un simulador DL 9022 de De Lorenzo. Este tiene la capacidad de medir la velocidad del aire mediante un anemómetro tipo cazoletas donde el eje gira según la velocidad del viento presente en la figura 55. A mayor velocidad,

mayor frecuencia de rotación. Entonces, para esta prueba, es necesario que la entrada de aire con el soplador este totalmente alineada con la boquilla de entrada del sensor de presión y con las aletas del medidor. Se realizaron medidas generando aire a 10cm, 20cm y 30cm de distancia, con el fin de confirmar que el instrumento es capaz de detectar cambios en la presión dinámica cuando varía la velocidad del flujo de aire.



Figura 55: Equipo de medicióin del aire DELORENZO y anemómetro



Figura 56: Montaje fisico prueba 2. Fuente: Propia.



Figura 57: Escenarios de medición prueba 2. Fuente:Propia.

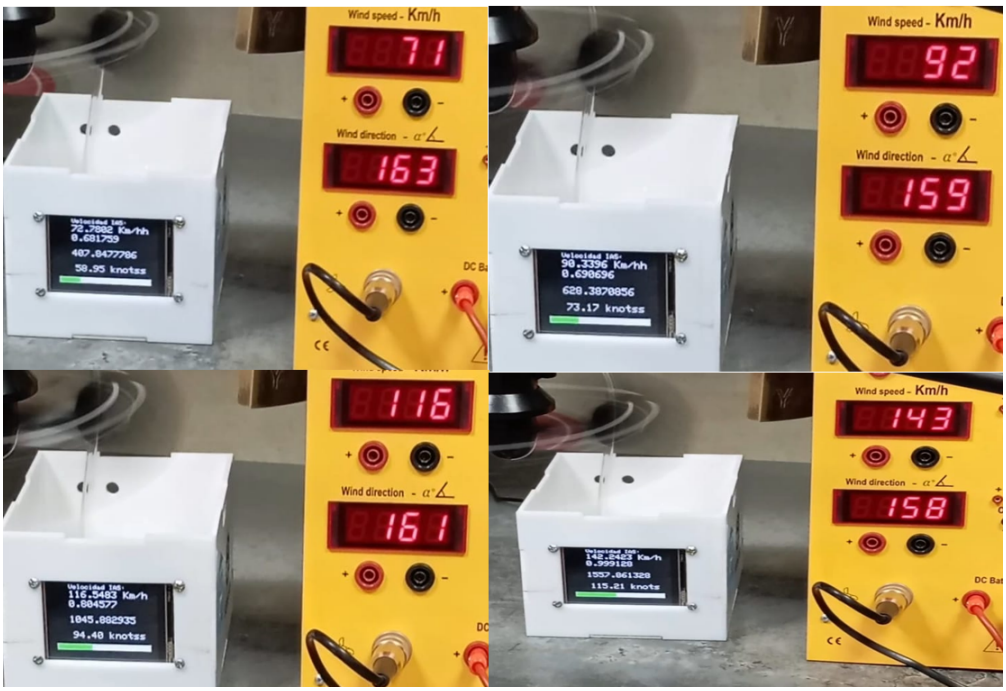


Figura 58: Pruebas de laboratorio velocidad a 10cm. Fuente:Propia.



Figura 59: Pruebas de laboratorio velocidad a 20cm. Fuente:Propia.



Figura 60: Pruebas de laboratorio velocidad a 30cm. Fuente:Propia.

8.6. Pruebas de vuelo

Se desarrollo una prueba de vuelo de aproximadamente 40 minutos en la aeronave tipo LSA MXP-1000 Tayrona hecha por World Aircraft Company South America (WACSA) en el aeropuerto Guaymaral Flaminio Suarez Camacho. Fue necesaria la participación del ingeniero aeronautico Leandro Gallo, que realizó los ajustes en el avión para hacer la toma y medición utilizando un tubo de pitot presente en el ala derecha del avión.



Figura 61: Fotos prueba de vuelo en avión.



Figura 62: Evidencia de prueba realizadas.

8.7. Costos velocimetro IAS.

En la siguiente tabla se muestra el costo de los elementos para la elaboración del velocimetro IAS.

Tabla 6. Lista de materiales

Materiales	Precio unitario	Cantidad	Valor total
ESP32-WROOM	$ 30.000	1	$ 30.000
Sensor MPX2200dp	$ 120.000	1	$ 120.000
Amplificador de instrumentación INA128	$ 28.000	2	$ 56.000
Modulo ADS1115	$ 22.000	2	$ 44.000
Pantalla TFT ST7789	$ 67.000	1	$ 67.000
Acrilico 3mm	$ 40.000	1	$ 40.000
PCB	$ 25.000	2	$ 50.000
Diodos	$ 500	4	$ 2.000
Condensadores	$ 500	2	$ 1.000
Resistencias de precisión	$ 500	10	$ 5.000
Reguladores	$ 2.000	6	$ 12.000
Puerto jack hembra	$ 1.500	3	$ 4.500
PCB	$ 25.000	2	$ 50.000
Cautín	$ 20.000	1	$ 20.000
Estaño	$ 23.000	1	$ 23.000
Magueras y abrazaderas	$ 5.500	4	$ 22.000
Racor	$ 6.500	5	$ 32.500
Regletas	$ 3.000	4	$ 12.000
TOTAL			$ 591.000

Fuente: Propia.

9 Análisis de resultados.

Al realizar las pruebas de laboratorio mencionadas en la sección 8.5, se obtiene las siguientes tablas con el error relativo, para cada una de las pruebas.

9.1. Medición del error datos de presión

Tabla 7. Pruebas de laboratorio. Datos de presión con soplador.

Dato	Presión Cassy mobile hPa	Presión Prototipo hPa	Error relativo %	Dato	Presión Cassy mobile hPa	Presión Prototipo hPa	Error relativo %
1	4,1	4,2548	3,77561	17	10,7	10,7847	0,79159
2	4,6	4,7832	3,98261	18	11,5	11,7638	2,29391
3	5,2	5,2951	1,82885	19	11,8	11,9429	1,21102
4	5,7	5,6421	1,01579	20	12	11,9918	0,06833
5	6	6,062281	1,03802	21	12,6	12,5693	0,24365
6	6,5	6,4791	0,32154	22	13	13,0474	0,36462
7	6,7	6,7608	0,90746	23	13,5	13,6601	1,18593
8	6,8	6,7372	0,92353	24	14,1	13,9058	1,37730
9	7,2	7,3417	1,96806	25	14,8	14,7548	0,30541
10	7,8	7,9394	1,78718	26	15,2	15,0914	0,71447
11	8,1	8,1752	0,92840	27	15,6	15,5888	0,07179
12	8,6	8,5318	0,79302	28	16,4	16,5471	0,89695
13	8,8	8,9012	1,15000	29	16,7	16,7215	0,12874
14	9,2	9,0301	1,84674	30	17	17,1441	0,84765
15	9,6	9,593	0,07292	31	19,5	19,3506	0,76615
16	10,2	10,1721	0,27353				

Fuente: Propia.

Tabla 8. Pruebas de laboratorio. Datos de presión con compresor.

Dato	Presión Cassy mobile hPa	Presión Prototipo hPa	Error relativo %	Dato	Presión Cassy mobile hPa	Presión Prototipo hPa	Error relativo %
1	22,1	22,0938	0,02805	11	53	53,6484	1,22340
2	26	26,3467	1,33346	12	57	58,2025	2,10965
3	29,5	29,1902	1,05017	13	60	61,1049	1,84150
4	34,2	33,86	0,99415	14	64	64,2954	0,46156
5	35,6	34,4696	3,17528	15	68	67,8749	0,18397
6	40,2	39,4647	1,82910	16	70	70,1503	0,21471
7	42,6	42,1015	1,17019	17	75	75,2745	0,36600
8	45,1	44,5113	1,30532	18	77	77,5537	0,71909
9	46,5	45,7589	1,59376	19	81	80	1,23457
10	50	49,6281	0,74380				

Fuente: Propia.

A partir de los datos de las tablas 7 y 8 se halló la curva de calibración del instrumento mediante regresión lineal utilizando el método de la estimación por mínimos cuadrados, y se identificó el tipo de error. El modelo de calibración es:

$$y = a + bx$$

Donde:
y: lectura del prototipo,
x: valor real,
a: intercepto (error de offset),
b: pendiente (error de ganancia/sensibilidad).

Promedios:

$$\bar{x} = \frac{1}{n}\sum x_i = 26,126 \quad \bar{y} = \frac{1}{n}\sum y_i = 26,12185162$$

Pendiente:

$$b = \frac{\sum(x_i - \bar{x})(y_i - \bar{y})}{\sum(x_i - \bar{x})^2} = 1,000123$$

Intercepto(offset):

$$a = \bar{y} + b\bar{x} = -0,007366$$

La curva de calibración y los datos tomados en el rango completo de presión, se presenta en la figura 63:

$$y = (1{,}000123)x - 0,007366$$

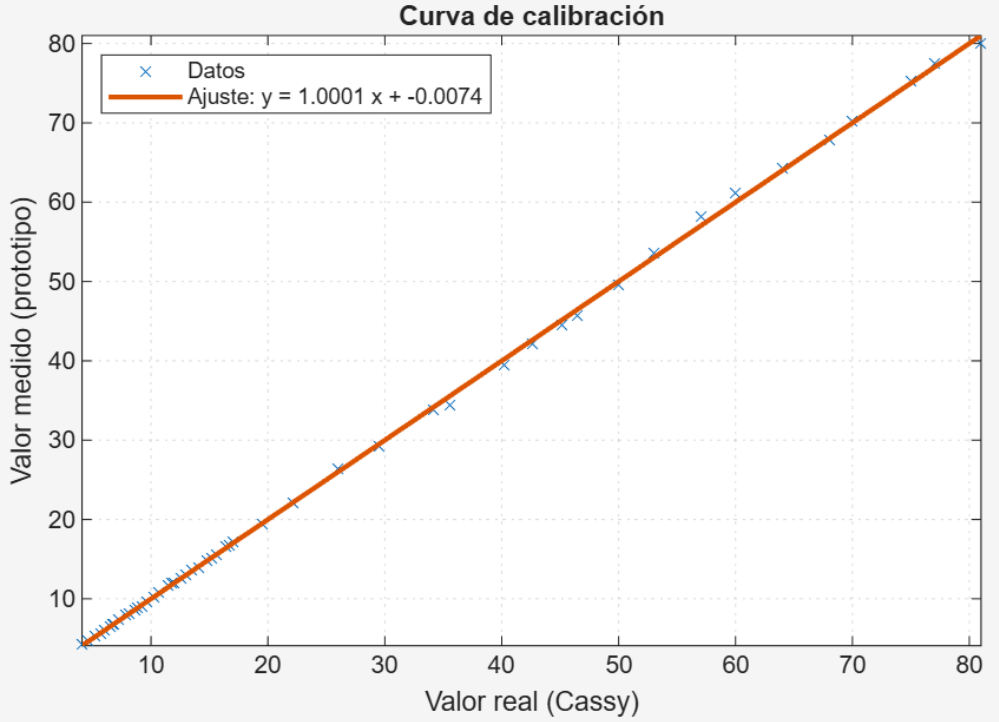


Figura 63: Curva de calibración del instrumento

Para determinar el error fue necesario calcular los siguientes estadísticos. Allí se evidencia que el error dominante es la no linealidad, lo que, indica que en ciertos tramos, el instrumento se separa levemente de la recta ideal de calibración:
Residuo

$$r_i = y_i - \hat{y}_i$$

RMSE (error cuadrático medio)

$$\text{RMSE} = \sqrt{\frac{1}{n}\sum r_i^2} = 0{,}411hPa$$

MAE (error absoluto medio)

$$\text{MAE} = \frac{1}{n}\sum |r_i| = 0{,}268 hPa$$

MAPE (error porcentual medio absoluto vs. el valor real)

$$\text{MAPE} = \frac{100}{n}\sum \left|\frac{y_i - x_i}{x_i}\right| = 1{,}12\,\%$$

$\mathbf{R^2}$ (Coeficiente de determinación)

$$R^2 = 1 - \frac{\sum (y_i - \hat{y}_i)^2}{\sum (y_i - \bar{y})^2} = 0{,}99967$$

No linealidad(%)

$$\text{NL}(\,\%) = \frac{\text{máx}\,|r_i|}{\text{FS}} \times 100 = 1{,}56\,\%$$

Donde FS = máx(x) − mín(x).
Error de ganancia:

$$(b-1) \times 100\,\% = +0{,}012\,\%$$

Error de offset:

$$a = 0{,}0074 hPa$$

9.2. Medición del error datos de velocidad del aire

Tabla 9. Pruebas de laboratorio. Datos de velocidad 10 cm.

Dato	Velocidad del aire real km/h	Velocidad Prototipo km/h	Error relativo %	Dato	Velocidad del aire real km/h	Velocidad Prototipo km/h	Error relativo %
1	69	70,9388	2,80985	11	96	97,3421	1,39802
2	71	72,7802	2,50732	12	105	105,1433	0,13648
3	74	75,8438	2,49162	13	111	112,3452	1,21189
4	75	76,2661	1,688133	14	116	116,5483	0,47267
5	78	77,185	1,04487	15	122	124,4013	1,96828
6	79	77,879	1,41898	16	125	126,0096	0,80768
7	81	82,3105	1,61790	17	126	126,5806	0,46079
8	85	86,365	1,60588	18	129	128,8134	0,14465
9	87	88,2271	1,41045	19	137	138,2077	0,88153
10	92	90,5596	1,56565	20	143	142,2423	0,52986

Fuente: Propia.

Tabla 10. Pruebas de laboratorio. Datos de velocidad 20 cm.

Dato	Velocidad del aire real km/h	Velocidad Prototipo km/h	Error relativo %	Dato	Velocidad del aire real km/h	Velocidad Prototipo km/h	Error relativo %
1	49	50,8437	3,76265	11	102	101,2436	0,74157
2	74	75,8438	2,49162	12	112	113,1389	1,01688
3	75	77,2661	3,02147	13	114	113,754	0,21579
4	78	80,1269	2,72679	14	115	114,2042	0,69200
5	85	85,1448	0,17035	15	122	122,5138	0,42115
6	86	88,0883	2,42826	16	126	126,2963	0,23516
7	90	91,3564	1,50711	17	129	128,8134	0,14465
8	94	95,09534	1,16526	18	133	133,2715	0,20414
9	97	99,1936	2,26144	19	135	136,6341	1,21044
10	99	100,1597	1,17141				

Fuente: Propia.

Tabla 11. Pruebas de laboratorio. Datos de velocidad 30 cm.

Dato	Velocidad del aire real km/h	Velocidad Prototipo km/h	Error relativo %	Dato	Velocidad del aire real km/h	Velocidad Prototipo km/h	Error relativo %
1	38	40,0668	5,43895	11	108	109,9216	1,77926
2	45	43,019	4,40222	12	111	110,3699	0,56766
3	72	72,558	0,77500	13	117	115,3963	1,37068
4	84	86,1167	2,51988	14	118	117,6829	0,26864
5	88	89,5921	1,80920	15	126	126,3116	0,24730
6	91	91,0339	0,03725	16	129	129,2754	0,21349
7	95	96,0831	1,14011	17	132	133,0248	0,77636
8	97	97,9986	1,02948	18	136	136,8327	0,61228
9	102	101,8726	0,12490	19	140	140,9342	0,66729
10	106	106,8174	0,77113	20	144	144,9832	0,68278

Fuente: Propia.

A partir de las pruebas realizadas de velocidad muestran que el prototipo tiene un error relativo promedio bajo, indicando una buena precisión en la medición de velocidad del aire. El error promedio fue de 1.45 %, 1.53 % y 1.30 % para cada caso. Es posible interpretar que los valores donde se presentan errores mayores es debido a la linealización de las curvas, siendo necesario afinar con precisión la conversión de voltaje a presión.

9.3. Medición del error datos obtenidos en vuelo

Las pruebas se contrastaron con los instrumentos patrón Garmin G500 y el DYNON AVIONICS EFIS-D100 dando como resultado los siguientes datos:

Tabla 12. Pruebas en vuelo. Datos de velocidad.

Dato	Velocidad patron knots	Velocidad instrumento knots	Error relativo %
1	50,2	51,37	2,33068
2	56,8	55,65	2,02465
3	61,3	60,21	1,77814
4	65,7	64,83	1,32420
5	67,4	67,26	0,20772
6	73,8	73,28	0,70461
7	75,5	75,15	0,46358
8	79,3	78,41	1,12232
9	86,4	85,67	0,84491
10	92,8	93,84	1,12069

Fuente: Propia.

Al realizar un contraste con las mediciones controladas en laboratorio el instrumento siene un comportamiento similar donde con el error es mayor al 2 % para velocidades bajas, pero con el aumento disminuye el error manteniéndose por debajo de 1,2 % en la mayoría de los casos. El promedio de error es de aproximadamente 1,07 %, lo que indica un buen nivel de precisión y consistencia, es recomendable aplicar una corrección en el rango bajo para optimizar las lecturas.

9.4. Determinación de la incertidumbre y el error en la medición del instrumento

Se utilizó la incertidumbre total la cual representa una estimación cuantitativa del margen de error asociado a una medición, considerando diversas fuentes de variabilidad en el sistema. Mediante este se puede proporcionar un valor confiable que exprese cuánto puede alejarse una medición del valor real debido a factores como la resolución, mal funcionamiento del instrumento y los errores relativos propios del sistema. Para el cálculo total se hizo una combinación de incertidumbre tipo A y tipo B.[11]

$$U_{Total} = \sqrt{(U_{Resolucin})^2 + (U_{Malfuncionamiento})^2 + (U_{Relativa})^2} \tag{9.1}$$

9.4.1. Incertidumbre por resolución

El conversor ADS1115 tiene 65536 niveles con un rango de voltaje de $\pm 6,144$V. Se calculó la resolución de voltaje y la resolución de presión para cada pendiente:

$$\text{Resolución} = \frac{\text{Rango voltaje}}{\text{Niveles posibles}} = \frac{4,096 \text{ V}}{65536} = 125 \ \mu\text{V} \tag{9.2}$$

A continuación se muestran las ecuaciones 9.3 y 9.4 que buscan calcular la resolución de presión y a partir de esta calcular la incertidumbre por resolución:

$$Resolución\ \ Presión(\text{hPa}) = Resolucin\ voltaje(\text{V}) * Pendiente(\text{hPa/V}) \tag{9.3}$$

$$\text{Uresolución} = \frac{\text{Resolución Presión (hPa)}}{2} \tag{9.4}$$

En la tabla 13 se muestra la resolución de presión de cada pendiente con los valores de incertidumbre.

Tabla 13. Cálculo incertidumbre por resolución

Pendiente hPa/V	Incertidumbre de presión	Incertidumbre por resolución
3000	0,375	0,1875
500	0,0625	0,03125
333,3333	0,041666663	0,02083333
333,3333	0,041666663	0,02083333
111,1111	0,013888888	0,00694444
50	0,00625	0,003125
33,3333	0,004166663	0,00208333
25	0,003125	0,0015625
26,3158	0,003289475	0,00164474
16,129	0,002016125	0,00100806
34,4828	0,00431035	0,00215518
41,6667	0,005208338	0,00260417
55,5556	0,00694445	0,00347223

Fuente: Propia.

Se toma como referencia el valor mayor de incertidumbre, que es:
$\text{U}_{Resolucin} = \pm 0{,}1875 hpa.$

9.4.2. Incertidumbre por mal funcionamiento

Se tomaron los datos de los fabricantes para hallar la incertidumbre del sensor MPX2200dp y el conversor ads1115.

$$\text{Umal funcionamiento} = \sqrt{(U_{ADC})^2 + (U_{sensor})^2(\text{hPa})} \tag{9.5}$$

- Por linealidad del ads1115 error es de 0,01 % de la escala total.
- Para el sensor MPX2200DP linealidad típica de ± 0.25 % de la escala total.

$\mathrm{U}_{ADC} = \frac{0{,}01\,\%*4{,}096V}{\sqrt{3}}$ *2000 hPa/V = 0.000236V*2000 hPa/V = 0.472

$$\mathrm{U}_{sensor} = [\frac{0{,}0001V}{\sqrt{3}}] * 2000hPa/V = 5{,}7735 * 10^{-5}V * 2000hPa/V = 0{,}115 \quad (9.7)$$

$$U_{malfuncionamiento} = \sqrt{(0{,}472)^2 + (0{,}115)^2} = 0{,}4762hPa \quad (9.8)$$

9.4.3. Incertidumbre Relativa

Utilizaremos los valores de presión de las tablas 7 y 8 para calcular la incetidumbre relativa. Tomando el valor con mayor error de 3,9826 % que para una presión de 4.7832 hPa equivale a un valor aproximado de 0.1904 hPa.

$$U_{sensor} = [\frac{0{,}1904}{\sqrt{3}}] = 0,1099hPa \quad (9.9)$$

9.4.4. Incertidumbre total combinada

La incertidumbre total combinada reune los resuldados obtenidos en las ecuaciones 9.4, 9.8 y 9.9.

$$U_c = \sqrt{(U_{\text{relativa}})^2 + (U_{\text{Mal funcionamiento}})^2 + (U_{\text{Resolución}})^2}$$
$$U_c = \sqrt{0,1099^2 + 0{,}4762^2 + 0{,}1875^2} \approx \pm 0{,}4858 \text{ hPa}$$

9.4.5. Error del prototipo

Teniendo en cuenta que Bogotá esta aproximadamente a 2640 metros sobre el nivel del mar la densidad del aire es de 0.887 kg/m^3 y tomando la medición de presión con mayor porcentaje de error 4,7832 $\pm 0{,}4858hPa$. Se calcula la velocidad en este escenario.

$$V = \sqrt{\frac{2(4{,}7832 \pm 0{,}4858(100))}{0{,}887}} * 1{,}94384 \quad (9.10)$$

$$V = \sqrt{\frac{2(478{,}32)}{0{,}887}} * 1{,}94384 = 63{,}8370knots \quad (9.11)$$

$$V+ = \sqrt{\frac{2(525{,}9)}{0{,}887}} * 1{,}94384 = 66{,}9368knots \quad (9.12)$$

$$V- = \sqrt{\frac{2(429{,}74)}{0{,}887}} * 1{,}94384 = 60{,}4564knots \quad (9.13)$$

$$Error+ = \frac{66{,}9368 - 63{,}8370}{63{,}8370} * 100\,\% = 4{,}8558\,\% \quad (9.14)$$

$$Error- = \frac{60{,}4564 - 63{,}8370}{63{,}8370} * 100\,\% = 5{,}1083\,\% \tag{9.15}$$

Debido a que en el peor caso el instrumento tiene error superior al recomendado, se evaluaron valores de presión (1kPa-3kPa) donde el avion llegue a la velocidad crucero de las aeronaves tipo LSA (90 Knots-150 Knots), en la tabla 14 se muestran los resultados.

Tabla 14. Cálculo error de las velocidades en modo crucero.

presion Pa	velocidad Real nudos	Velocidad max	Velocidad min nudos	Error velmax %	Error velmin %
1017,21	93,0934	95,2905	90,8432	2,1585	2,1716
1078,47	95,8557	97,9908	93,6719	2,0834	2,1463
1176,38	100,1123	102,1585	98,0234	2,0439	2,0866
1194,29	100,8715	102,9026	98,7987	2,0136	2,0550
1199,18	101,0778	103,1049	99,0093	2,0054	2,0465
1256,93	103,4831	105,4639	101,4636	1,9142	1,9515
1304,74	105,4328	107,3777	103,4514	1,8447	1,8793
1366,01	107,8799	109,7815	105,9443	1,7626	1,7943
1390,58	108,8458	110,7308	106,9276	1,7318	1,7623
1475,48	112,1193	113,9501	110,2581	1,6329	1,6600
1509,14	113,3910	115,2016	111,5510	1,5968	1,6227
1558,88	115,2445	117,0264	113,4345	1,5462	1,5705
1654,71	118,7339	120,4642	116,9780	1,4573	1,4789
1672,15	119,3579	121,0793	117,6113	1,4422	1,4633
1714,41	120,8568	122,5571	119,1322	1,4069	1,4270
1935,06	128,3988	130,0005	126,7768	1,2475	1,2632
2209,38	137,1984	138,6985	135,6816	1,0934	1,1055
2634,67	149,8224	151,1974	148,4347	0,9177	0,9262
2919,02	157,7002	159,0071	156,3824	0,8287	0,8356

Fuente: Propia.

Como se observa hay una reducción significativa del error para las velocidades en modo crucero donde a medida que aumenta la presión su error es menor.

10 Conclusiones y Recomendaciones

10.1. Conclusiones

Se logró caracterizar el sensor de presión diferencial MPX2200DP, el cual, a pesar de su robustez y disponibilidad, presentó limitaciones importantes para esta aplicación. Debido a su baja sensibilidad, el sensor mostró un comportamiento poco lineal en el rango de presiones diferenciales menores a 1 kPa, precisamente donde se encuentran los valores más bajos de velocidad (IAS) que era necesario registrar con precisión. Para mitigar este problema, se realizó una linealización por tramos de la función voltaje-presión, identificando que el sensor empezaba a entregar señales útiles a partir de aproximadamente 350 Pa, valor que corresponde a una velocidad mínima de alrededor de 54 nudos. Esta limitación impidió registrar con fidelidad velocidades menores, afectando la cobertura del sistema en zonas de operación de gran importancia como lo es el despegue y aterrizaje.

En el desarrollo del instrumento VELIAS 1.1 fue capaz de calcular y visualizar la velocidad indicada (IAS) a partir del diferencial de presión suministrado por el sensor. Esto mediante la función de conversión entre voltaje y presión construida mediante análisis experimental con el instrumento de medición Cassy, y el uso de las ecuaciones de Bernoulli para traducir la presión dinámica en velocidad del aire, expresada en nudos. En el diseño del software para la discretización se utilizó el convertidor analógico-digital ADS1115, que permitió mejorar la resolución y estabilidad de lectura en comparación con el ADC interno de la ESP32. Cabe resaltar la utilidad para enviar datos mediante bluetooth del microcontrolador, siendo esto importante para adquirir datos en vuelo.
Además, se diseñó una interfaz gráfica interactiva utilizando una pantalla TFT, donde el usuario puede alternar entre un velocímetro analógico tipo aguja y una visualización numérica con barra de progreso, lo cual facilita la lectura de datos en tiempo real y mejora la experiencia de uso.

Finalmente, durante la fase de pruebas se evaluó el comportamiento del prototipo en condiciones controladas, comparando sus lecturas frente a los dos instrumentos de referencia. A partir de esta comparación fue posible determinar el error relativo y estimar la incertidumbre asociada a las mediciones de velocidad, teniendo en cuenta los componentes experimentales y sistemáticos. Para este propósito, se utilizó una curva de calibración, que muestra la relación lineal entre el valor real y el valor medido. Los resultados de la regresión lineal arrojaron la siguiente ecuación de ajuste: y=1,0001 x-0,0074.
Los resultados evidenciaron un comportamiento confiable en el rango medio y alto de velocidades, especialmente a partir de los 700 Pa, donde el sensor muestra mayor estabilidad y la calibración es más precisa. En el rango bajo (menor a 500 Pa), las variaciones de los decimales y el comportamiento no lineal del sensor aumentaron la dispersión de las lecturas, lo cual se refleja en una mayor incertidumbre para el instrumento. El error dominante es la no linealidad, lo que indica que en ciertos tramos, el instrumento se separa levemente de la recta ideal de calibración.
A pesar de que el prototipo demuestra un desempeño aceptable para aplicaciones académicas o experimentales, no cumple con los estándares exigidos por la Administración Federal de Aviación (FAA), los cuales requieren un margen de error máximo del 1 % para instrumen-

tos de medición de velocidad en aeronaves ligeras. En las pruebas realizadas, se mostró que el error es superior a lo permitido, lo que limita su viabilidad como instrumento primario en aeronaves tipo LSA. Sin embargo, la experiencia demuestra que el enfoque adoptado es técnicamente válido y puede ser mejorado en futuras versiones del prototipo, incorporando sensores de mayor precisión, mejores técnicas de acondicionamiento y calibraciones certificadas para acercarse a los niveles requeridos por la normativa aeronáutica.

10.1.1. Recomendaciones

Para futuras versiones del prototipo sería conveniente emplear un sensor con mayor sensibilidad y mejor linealidad en rangos de presión bajos, tales como el MS4525DO, que ofrece salida digital mediante protocolo I^2C, rango de 0 psi a 1 psi (0 Pa a 6.89 kPa), calibración digital y compensación térmica, o el SDP3x de Sensirion, el cual proporciona una resolución de hasta 0.1 Pa y cuenta con salida digital compensada y linealizada, lo cual simplifica considerablemente el procesamiento de señal y mejora la precisión en la medición de velocidades bajas.

Adicionalmente, se podria mejorar ciertos aspectos del sistema con el fin de optimizar su desempeño y presentación. Utilizar un mejor convertidor ADC que ofrecen mayor resolución y precisión, como el MCP3421 o el ADS1219. En cuanto al hardware, resultaría beneficioso reducir el tamaño del circuito impreso mediante una versión profesional de la PCB, lo cual permitiría a su vez rediseñar una carcasa más compacta y estética. Por el lado visual, una pantalla de mayor tamaño y con mejor resolución ayudaria a que el usuario tengo un rango de visión mejor.

11 Anexos

11.1. Anexo 1

A continuación, se incluye el datasheet del sensor MPX2200DP utilizado en este trabajo.

Pressure

Freescale Semiconductor

MPX2200
Rev 13, 10/2008

200 kPa On-Chip Temperature Compensated Silicon Pressure Sensors

MPX2200 Series
0 to 200 kPa (0 to 29 psi)
40 mV Full Scale Span
(Typical)

The MPX2200 series devices are silicon piezoresistive pressure sensor providing a highly accurate and linear voltage output directly proportional to the applied pressure. The sensor is a single monolithic silicon diaphragm with the strain gauge and a thin-film resistor network integrated on-chip. The chip is laser trimmed for precise span and offset calibration and temperature compensation. They are designed for use in applications such as pump/motor controllers, robotics, level indicators, medical diagnostics, pressure switching, barometers, altimeters, etc.

Features

- Temperature Compensated Over 0°C to +85°C
- ±0.25% Linearity (MPX2200D)
- Easy-to-Use Chip Carrier Package Options
- Absolute, Differential and Gauge Options

Application Examples

- Pump/Motor Control
- Robotics
- Level Detectors
- Medical Diagnostics
- Pressure Switching
- Barometers
- Altimeters

ORDERING INFORMATION

Device Name	Package Options	Case No.	# of Ports			Pressure Type			Device Marking
			None	Single	Dual	Gauge	Differential	Absolute	
Unibody Package (MPX2200 Series)									
MPX2200A	Tray	344	•					•	MPX2200A
MPX2200D	Tray	344	•				•		MPX2200D
MPX2200DP	Tray	344C			•		•		MPX2200DP
MPX2200AP	Tray	344B		•				•	MPX2200AP
MPX2200GP	Tray	344B		•		•			MPX2200GP

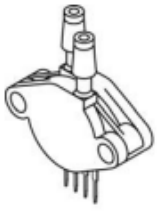
UNIBODY PACKAGES



MPX2200A/D
CASE 344-15



MPX2200AP/GP
CASE 344B-01



MPX2200DP
CASE 344C-01

Operating Characteristics

Table 1. Operating Characteristics (V_S = 10 V_{DC}, T_A = 25°C unless otherwise noted, P1 > P2)

Characteristic		Symbol	Min	Typ	Max	Units
Differential Pressure Range[1]		P_{OP}	0	—	200	kPa
Supply Voltage[2]		V_S	—	10	16	V_{DC}
Supply Current		I_O	—	6.0	—	mAdc
Full Scale Span[3]		V_{FSS}	38.5	40	41.5	mV
Offset[4]		V_{OFF}	-1.0	—	1.0	mV
Sensitivity		ΔV/ΔP	—	0.2	—	mV/kPa
Linearity	MPX2200D Series MPX2200A Series	—	-0.25 -1.0	— —	0.25 1.0	$\%V_{FSS}$
Pressure Hysteresis(0 to 200 kPa)		—	—	±0.1	—	$\%V_{FSS}$
Temperature Hysteresis(- 40°C to +125°C)		—	—	±0.5	—	$\%V_{FSS}$
Temperature Coefficient of Full Scale Span		TCV_{FSS}	-1.0	—	1.0	$\%V_{FSS}$
Temperature Coefficient of Offset		TCV_{OFF}	-1.0	—	1.0	mV
Input Impedance		Z_{IN}	1300	—	2500	Ω
Output Impedance		Z_{OUT}	1400	—	3000	Ω
Response Time[5] (10% to 90%)		t_R	—	1.0	—	ms
Warm-Up Time[6]		—	—	20	—	ms
Offset Stability[7]		—	—	±0.5	—	$\%V_{FSS}$

1. 1.0 kPa (kiloPascal) equals 0.145 psi.
2. Device is ratiometric within this specified excitation range. Operating the device above the specified excitation range may induce additional error due to device self-heating.
3. Full Scale Span (V_{FSS}) is defined as the algebraic difference between the output voltage at full rated pressure and the output voltage at the minimum rated pressure.
4. Offset (V_{OFF}) is defined as the output voltage at the minimum rated pressure.
5. Response Time is defined as the time for the incremental change in the output to go from 10% to 90% of its final value when subjected to a specified step change in pressure.
6. Warm-up Time is defined as the time required for the product to meet the specified output voltage after the pressure is stabilized.
7. Offset stability is the product's output deviation when subjected to 1000 hours of Pulsed Pressure, Temperature Cycling with Bias Test.

Maximum Ratings

Table 2. Maximum Ratings[1]

Rating	Max Value	Unit
Maximum Pressure (P1 > P2)	800	kPa
Storage Temperature	–40 to +125	°C
Operating Temperature	–40 to +125	°C

1. Exposure beyond the specified limits may cause permanent damage or degradation to the device.

On-Chip Temperature Compensation and Calibration

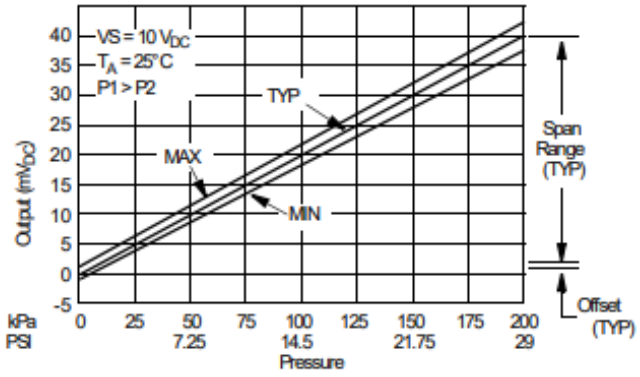


Figure 2. Output vs. Pressure Differential

Figure 2 shows the output characteristics of the MPX2200 series at 25°C. The output is directly proportional to the differential pressure and is essentially a straight line.

The effects of temperature on full scale span and offset are very small and are shown under Operating Characteristics.

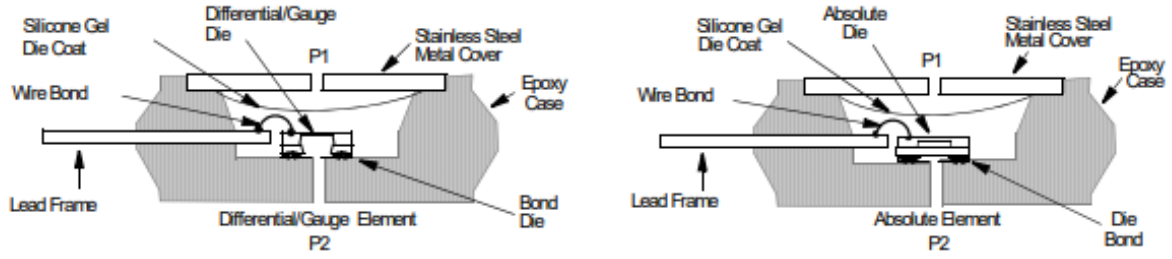


Figure 3. Cross Sectional Diagram (not to scale)

Figure 3 illustrates the differential/gauge die in the basic chip carrier (Case 344). A silicone gel isolates the die surface and wire bonds from the environment, while allowing the pressure signal to be transmitted to the silicon diaphragm.

The MPX2200 series pressure sensor operating characteristics and internal reliability and qualification tests are based on use of dry air as the pressure media. Media other than dry air may have adverse effects on sensor performance and long term reliability. Contact the factory for information regarding media compatibility in your application.

LINEARITY

Linearity refers to how well a transducer's output follows the equation: $V_{OUT} = V_{OFF}$ + sensitivity x P over the operating pressure range. There are two basic methods for calculating nonlinearity: (1) end point straight line fit (see Figure 4) or (2) a least squares best line fit. While a least squares fit gives the "best case" linearity error (lower numerical value), the calculations required are burdensome.

Conversely, an end point fit will give the "worst case" error (often more desirable in error budget calculations) and the calculations are more straightforward for the user. Freescale's specified pressure sensor linearities are based on the end point straight line method measured at the midrange pressure.

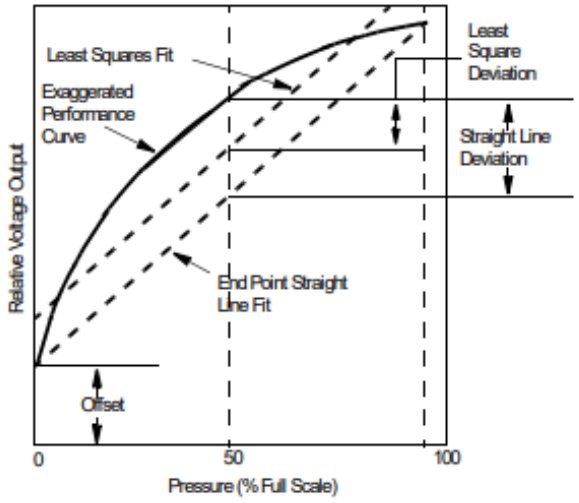


Figure 4. Linearity Specification Comparison

11.2. Anexo 2

En este anexo se presenta las partes mas relevantes para este proyecto del datasheet del microcontrolador ESP32.

ESP32 Series

Datasheet Version 5.0

2.4 GHz Wi-Fi + Bluetooth® + Bluetooth LE SoC

Including:

- ESP32-D0WD-V3
- ESP32-D0WDR2-V3
- ESP32-U4WDH
- ESP32-S0WD – Not Recommended for New Designs (NRND)
- ESP32-D0WD – Not Recommended for New Designs (NRND)
- ESP32-D0WDQ6 – Not Recommended for New Designs (NRND)
- ESP32-D0WDQ6-V3 – Not Recommended for New Designs (NRND)



Product Overview

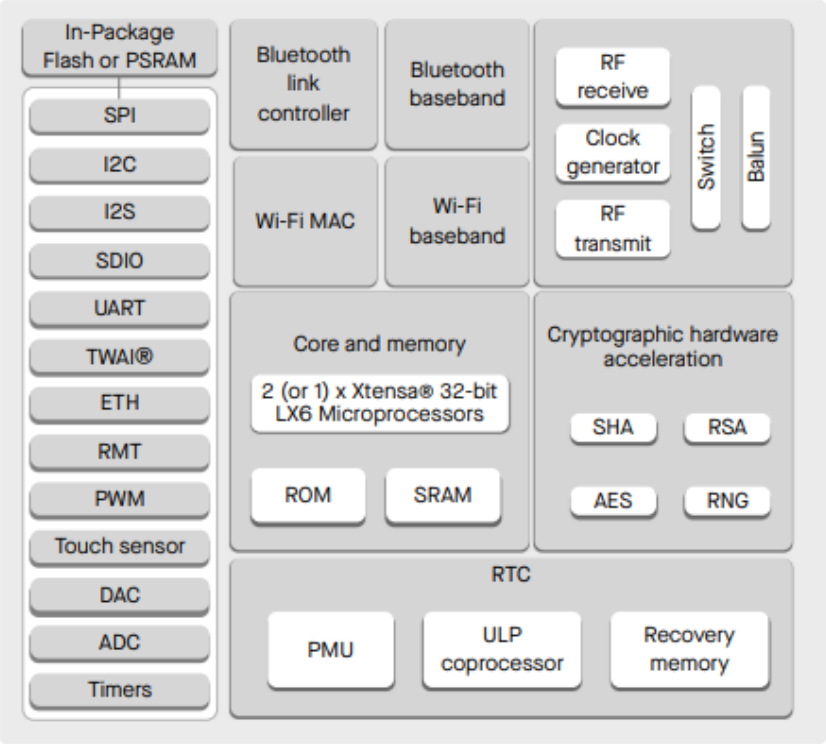
ESP32 is a single 2.4 GHz Wi-Fi-and-Bluetooth combo chip designed with the TSMC low-power 40 nm technology. It is designed to achieve the best power and RF performance, showing robustness, versatility and reliability in a wide variety of applications and power scenarios.

The ESP32 series of chips includes ESP32-D0WD-V3, ESP32-D0WDR2-V3, ESP32-U4WDH, ESP32-S0WD (NRND), ESP32-D0WDQ6-V3 (NRND), ESP32-D0WD (NRND), and ESP32-D0WDQ6 (NRND), among which,

- ESP32-S0WD (NRND), ESP32-D0WD (NRND), and ESP32-D0WDQ6 (NRND) are based on chip revision v1 or chip revision v1.1.
- ESP32-D0WD-V3, ESP32-D0WDR2-V3, ESP32-U4WDH, and ESP32-D0WDQ6-V3 (NRND) are based on chip revision v3.0 or chip revision v3.1.

For details on part numbers and ordering information, please refer to Section 1 ESP32 Series Comparison. For details on chip revisions, please refer to *ESP32 Chip Revision v3.0 User Guide* and *ESP32 Series SoC Errata*.

The functional block diagram of the SoC is shown below.



ESP32 Functional Block Diagram

4.9 Analog Peripherals

4.9.1 Analog-to-Digital Converter (ADC)

ESP32 integrates two 12-bit SAR ADCs and supports measurements on 18 channels (analog-enabled pins). The ULP coprocessor in ESP32 is also designed to measure voltage, while operating in the sleep mode, which enables low-power consumption. The CPU can be woken up by a threshold setting and/or via other triggers.

Table 4-3 describes the ADC characteristics.

Table 4-3. ADC Characteristics

Parameter	Description	Min	Max	Unit
DNL (Differential nonlinearity)	RTC controller; ADC connected to an external 100 nF capacitor; DC signal input; ambient temperature at 25 °C; Wi-Fi&Bluetooth off	–7	7	LSB
INL (Integral nonlinearity)		–12	12	LSB
Sampling rate	RTC controller	—	200	ksps
	DIG controller	—	2	Msps

Notes:

- When atten = 3 and the measurement result is above 3000 (voltage at approx. 2450 mV), the ADC accuracy will be worse than described in the table above.
- To get better DNL results, users can take multiple sampling tests with a filter, or calculate the average value.

- The input voltage range of GPIO pins within VDD3P3_RTC domain should strictly follow the DC characteristics provided in Table 5-3. Otherwise, measurement errors may be introduced, and chip performance may be affected.

By default, there are ±6% differences in measured results between chips. ESP-IDF provides couple of calibration methods for ADC1. Results after calibration using eFuse Vref value are shown in Table 4-4. For higher accuracy, users may apply other calibration methods provided in ESP-IDF, or implement their own.

Table 4-4. ADC Calibration Results

Parameter	Description	Min	Max	Unit
Total error	Atten = 0, effective measurement range of 100 ~ 950 mV	–23	23	mV
	Atten = 1, effective measurement range of 100 ~ 1250 mV	–30	30	mV
	Atten = 2, effective measurement range of 150 ~ 1750 mV	–40	40	mV
	Atten = 3, effective measurement range of 150 ~ 2450 mV	–60	60	mV

For details, see *ESP32 Technical Reference Manual* > Chapter *On-Chip Sensors and Analog Signal Processing*.

Pin Assignment

With appropriate settings, the ADCs can be configured to measure voltage on 18 pins maximum. For detailed information about the pin assignment, see Section 4.10 *Peripheral Pin Configurations* and *ESP32 Technical Reference Manual* > Chapter *IO_MUX and GPIO Matrix*.

11.3. Anexo 3

En este anexo se presenta las partes mas relevantes para este proyecto del datasheet del ADC ads1115.

ADS111x Ultra-Small, Low-Power, I²C-Compatible, 860SPS, 16-Bit ADCs with Internal Reference, Oscillator, and Programmable Comparator

1 Features

- Ultra-small packages:
  - X2QFN: 2mm × 1.5mm × 0.4mm
  - SOT: 2.9mm × 2.8mm × 0.6mm
- Wide supply range: 2.0V to 5.5V
- Low current consumption: 150µA (continuous-conversion mode)
- Programmable data rate: 8SPS to 860SPS
- Single-cycle settling
- Internal low-drift voltage reference
- Internal oscillator
- I²C interface: four pin-selectable addresses
- Operating temperature range: –40°C to +125°C
- Family of devices:
  - ADS1113: one single-ended (SE) or differential (DE) input
  - ADS1114: one single-ended or differential input with comparator and PGA
  - ADS1115: four single-ended or two differential inputs with comparator and PGA

2 Applications

- Portable instrumentation
- Battery voltage and current monitoring
- Temperature measurement systems
- Consumer electronics
- Factory automation and process control

3 Description

The ADS1113, ADS1114, and ADS1115 (ADS111x) are precision, low-power, 16-bit, I²C-compatible, analog-to-digital converters (ADCs) offered in a leadless X2QFN-10, a SOT-10 package, and a VSSOP-10 package. The ADS111x devices incorporate a low-drift voltage reference and an oscillator. The ADS1114 and ADS1115 also incorporate a programmable gain amplifier (PGA) and a digital comparator. These features, along with a wide operating supply range, are useful for power- and space-constrained, sensor measurement applications.

The ADS111x devices perform conversions at data rates of up to 860 samples per second (SPS). The PGA offers input ranges from ±256mV to ±6.144V, allowing precise large- and small-signal measurements. The ADS1115 features an input multiplexer (MUX) that allows two differential or four single-ended input measurements. Use the digital comparator in the ADS1114 and ADS1115 for undervoltage and overvoltage detection.

Package Information

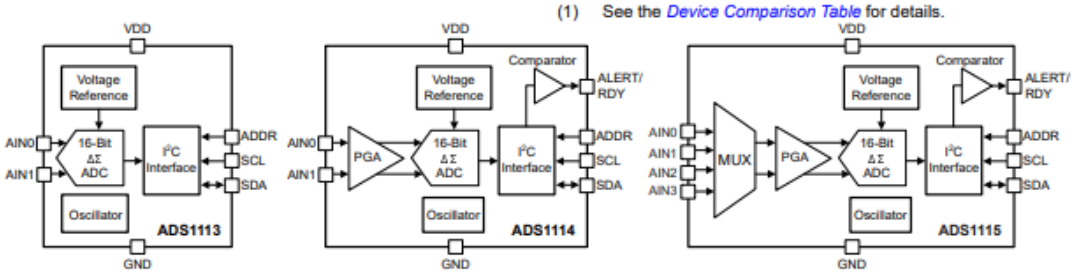
PART NUMBER	PACKAGE(1)	PACKAGE SIZE(2)
ADS111x	RUG (X2QFN, 10)	1.50mm × 2.00mm
	DYN (SOT, 10)	2.90mm × 2.80mm
	DGS (VSSOP, 10)	3.00mm × 4.90mm

(1) For more information, see Section 14.
(2) The package size (length × width) is a nominal value and includes pins, where applicable.

Device Information

PART NUMBER	INPUT CHANNELS	FEATURES(1)
ADS1113	1 DE (1 SE)	—
ADS1114	1 DE (1 SE)	PGA, comparator
ADS1115	2 DE (4 SE)	PGA, comparator

(1) See the *Device Comparison Table* for details.



Simplified Block Diagrams

5 Electrical Characteristics

5.1 Absolute Maximum Ratings

Stresses above those listed in Table 5-1 *Absolute Maximum Ratings* may cause permanent damage to the device. These are stress ratings only and normal operation of the device at these or any other conditions beyond those indicated in Section 5.2 Recommended Power Supply Characteristics is not implied. Exposure to absolute-maximum-rated conditions for extended periods may affect device reliability.

Table 5-1. Absolute Maximum Ratings

Parameter	Description	Min	Max	Unit
VDDA, VDD3P3, VDD3P3_RTC, VDD3P3_CPU, VDD_SDIO	Allowed input voltage	–0.3	3.6	V
I_{output} [1]	Cumulative IO output current	—	1200	mA
T_{STORE}	Storage temperature	–40	150	°C

[1] The product proved to be fully functional after all its IO pins were pulled high while being connected to ground for 24 consecutive hours at ambient temperature of 25 °C.

5.2 Recommended Power Supply Characteristics

Table 5-2. Recommended Power Supply Characteristics

Parameter	Description	Min	Typ	Max	Unit
VDDA, VDD3P3_RTC, VDD3P3, VDD_SDIO (3.3 V mode) *note 1*	Voltage applied to power supply pins per power domain	2.3/3.0 *note 2*	3.3	3.6	V
VDD3P3_CPU	Voltage applied to power supply pin	1.8	3.3	3.6	V
I_{VDD}	Current delivered by external power supply	0.5	—	—	A
T *note 3*	Operating temperature	–40	—	125	°C

1.
   - VDD_SDIO works as the power supply for the related IO, and also for an external device. Please refer to the Appendix IO_MUX of this datasheet for more details.
   - VDD_SDIO can be sourced internally by the ESP32 from the VDD3P3_RTC power domain:
     - When VDD_SDIO operates at 3.3 V, it is driven directly by VDD3P3_RTC through a 6 Ω resistor, therefore, there will be some voltage drop from VDD3P3_RTC.
     - When VDD_SDIO operates at 1.8 V, it can be generated from ESP32's internal LDO. The maximum current this LDO can offer is 40 mA, and the output voltage range is 1.65 V ~ 2.0 V.
   - VDD_SDIO can also be driven by an external power supply.
   - Please refer to Section 2.5.2 Power Scheme, for more information.
2.
   - Chips with a 3.3 V flash or PSRAM in-package: this minimum voltage is 3.0 V;
   - Chips with no flash or PSRAM in-package: this minimum voltage is 2.3 V;
   - For more information, see Section 1 ESP32 Series Comparison.
3.
   - The operating temperature of ESP32-U4WDH ranges from –40 °C to 105 °C, due to the in-package flash.
   - The operating temperature of ESP32-D0WDR2-V3 ranges from –40 °C to 85 °C, due to the in-package PSRAM.
   - For other chips that have no in-package flash or PSRAM, their operating temperature is –40 °C ~ 125 °C.

Device Comparison Table

DEVICE	RESOLUTION (Bits)	MAXIMUM SAMPLE RATE (SPS)	INPUT CHANNELS Differential (Single-Ended)	PGA	INTERFACE	SPECIAL FEATURES
ADS1115	16	860	2 (4)	Yes	I²C	Comparator
ADS1114	16	860	1 (1)	Yes	I²C	Comparator
ADS1113	16	860	1(1)	No	I²C	None
ADS1015	12	3300	2 (4)	Yes	I²C	Comparator
ADS1014	12	3300	1 (1)	Yes	I²C	Comparator
ADS1013	12	3300	1 (1)	No	I²C	None
ADS1118	16	860	2 (4)	Yes	SPI	Temperature sensor
ADS1018	12	3300	2 (4)	Yes	SPI	Temperature sensor

4 Pin Configuration and Functions

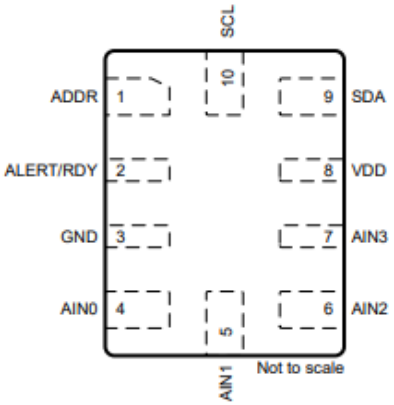


Figure 4-1. RUG Package, 10-Pin (Top View)

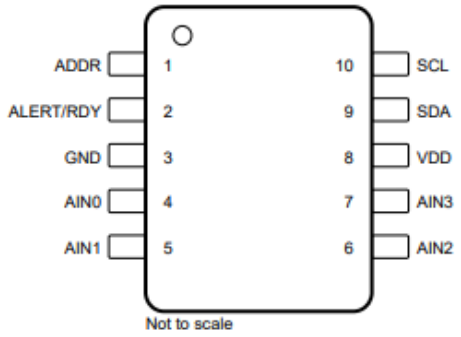


Figure 4-2. DYN and DGS Packages, 10-Pin (Top View)

Table 4-1. Pin Functions: RUG, DYN, and DGS Packages

PIN				TYPE	DESCRIPTION[1]
NAME	ADS1113	ADS1114	ADS1115		
ADDR	1	1	1	Digital input	I²C target address select
AIN0	4	4	4	Analog input	Analog input 0
AIN1	5	5	5	Analog input	Analog input 1
AIN2	—	—	6	Analog input	Analog input 2 (ADS1115 only)
AIN3	—	—	7	Analog input	Analog input 3 (ADS1115 only)
ALERT/RDY	—	2	2	Digital output	Comparator output or conversion ready (ADS1114 and ADS1115 only). Open-drain output. Connect to VDD using a pullup resistor.
GND	3	3	3	Analog	Ground
NC	2, 6, 7	6, 7	—	—	No connect. Leave the pin floating or connect to GND.
SCL	10	10	10	Digital input	Serial clock input. Connect to VDD using a pullup resistor.
SDA	9	9	9	Digital I/O	Serial data input and output. Connect to VDD using a pullup resistor.
VDD	8	8	8	Analog	Power supply. Connect a 0.1µF, power-supply decoupling capacitor to GND.

(1) See the *Unused Inputs and Outputs* section for unused pin connections.

5.5 Electrical Characteristics

at VDD = 3.3V, data rate = 8SPS, and full-scale input voltage range (FSR) = ±2.048V (unless otherwise noted); maximum and minimum specifications apply from T_A = –40°C to +125°C; typical specifications are at T_A = 25°C

PARAMETER		TEST CONDITIONS	MIN	TYP	MAX	UNIT
ANALOG INPUT						
	Common-mode input impedance	FSR = ±6.144V(1)		10		MΩ
		FSR = ±4.096V(1), FSR = ±2.048V		6		
		FSR = ±1.024V		3		
		FSR = ±0.512V, FSR = ±0.256V		100		
	Differential input impedance	FSR = ±6.144V(1)		22		MΩ
		FSR = ±4.096V(1)		15		
		FSR = ±2.048V		4.9		
		FSR = ±1.024V		2.4		
		FSR = ±0.512V, ±0.256V		710		kΩ
SYSTEM PERFORMANCE						
	Resolution (no missing codes)		16			Bits
DR	Data rate		8, 16, 32, 64, 128, 250, 475, 860			SPS
	Data rate variation	All data rates	–10%		10%	
	Output noise		See *Noise Performance* section			
INL	Integral nonlinearity	DR = 8SPS, FSR = ±2.048V(2)			1	LSB
	Offset error	FSR = ±2.048V, differential inputs	–3	±1	3	LSB
		FSR = ±2.048V, single-ended inputs		±3		
	Offset drift over temperature	FSR = ±2.048V		0.005		LSB/°C
	Long-term Offset drift	FSR = ±2.048V, T_A = 125°C, 1000 hours		±1		LSB
	Offset power-supply rejection	FSR = ±2.048V, DC supply variation		1		LSB/V
	Offset channel match	Match between any two inputs		3		LSB
	Gain error(3)	FSR = ±2.048V, T_A = 25°C		0.01%	0.15%	
	Gain drift over temperature(3)	FSR = ±0.256V		7		ppm/°C
		FSR = ±2.048V		5	40	
		FSR = ±6.144V(1)		5		
	Long-term gain drift(3)	FSR = ±2.048V, T_A = 125°C, 1000 hours		±0.05%		
	Gain power-supply rejection			80		ppm/V
	Gain match(3)	Match between any two gains		0.02%	0.1%	
	Gain channel match	Match between any two inputs		0.05%	0.1%	
CMRR	Common-mode rejection ratio	At DC, FSR = ±0.256V		105		dB
		At DC, FSR = ±2.048V		100		
		At DC, FSR = ±6.144V(1)		90		
		f_{CM} = 60Hz, DR = 8SPS		105		
		f_{CM} = 50Hz, DR = 8SPS		105		
DIGITAL INPUT/OUTPUT						
V_{IH}	High-level input voltage		0.7 VDD		5.5	V
V_{IL}	Low-level input voltage		GND		0.3 VDD	V
V_{OL}	Low-level output voltage	I_{OL} = 3mA	GND	0.15	0.4	V
	Input leakage current	GND < V_{DIG} < VDD	–10		10	µA

5.7 Typical Characteristics (continued)

at T_A = 25°C, VDD = 3.3V, FSR = ±2.048V, DR = 8SPS (unless otherwise noted)

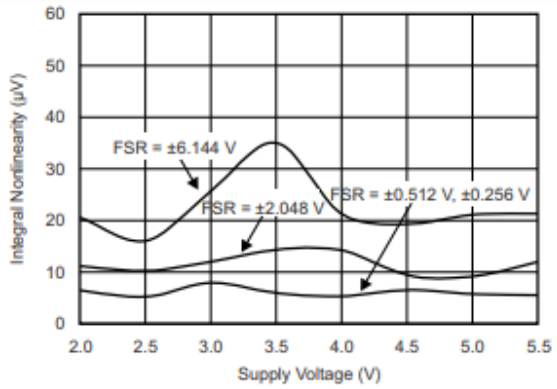
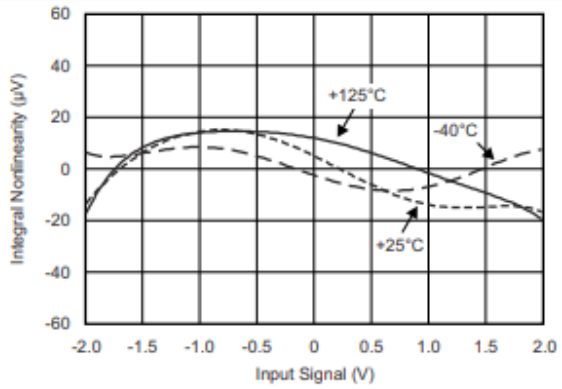
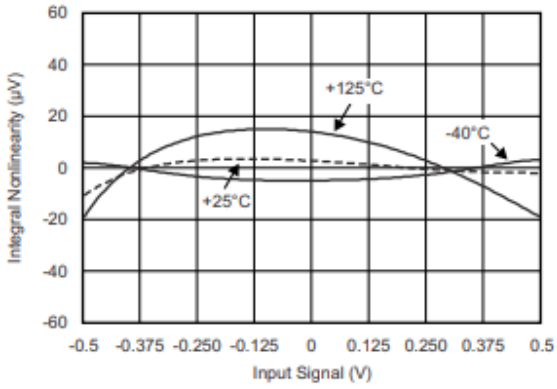


Figure 5-8. INL vs Supply Voltage



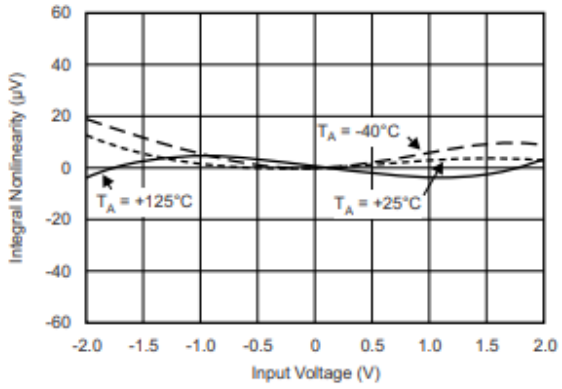
VDD = 3.3V, FSR = ±2.048V, DR = 8SPS, best fit

Figure 5-9. INL vs Input Signal



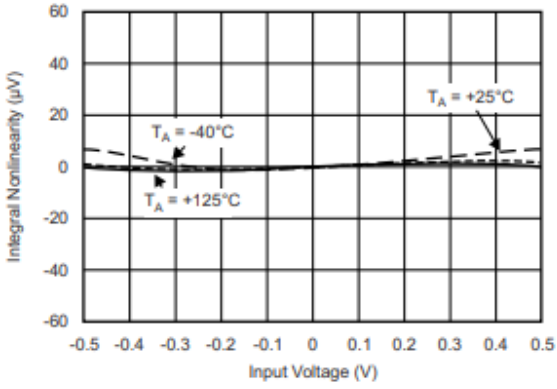
VDD = 3.3V, FSR = ±0.512V, DR = 8SPS, best fit

Figure 5-10. INL vs Input Signal



VDD = 5V, FSR = ±2.048V, DR = 8SPS, best fit

Figure 5-11. INL vs Input Signal



VDD = 5V, FSR = ±0.512V, DR = 8SPS, best fit

Figure 5-12. INL vs Input Signal

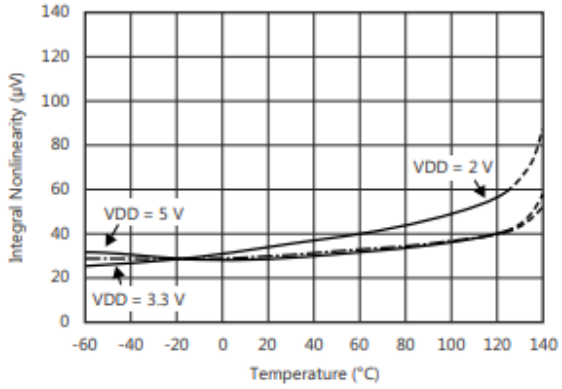


Figure 5-13. INL vs Temperature

7 Detailed Description

7.1 Overview

The ADS111x devices are very small, low-power, 16-bit, delta-sigma (ΔΣ) analog-to-digital converters (ADCs). The ADS111x consist of a ΔΣ ADC core with an internal voltage reference, a clock oscillator, and an I²C interface. The ADS1114 and ADS1115 also integrate a programmable gain amplifier (PGA) and a programmable digital comparator. Figure 7-1, Figure 7-2, and Figure 7-3 show the functional block diagrams of the ADS1115, ADS1114, and ADS1113, respectively.

The ADS111x ADC core measures a differential signal, V_{IN}, that is the difference of $V_{(AINP)}$ and $V_{(AINN)}$. The converter core consists of a differential, switched-capacitor ΔΣ modulator followed by a digital filter. This architecture results in a very strong attenuation of any common-mode signals. Input signals are compared to the internal voltage reference. The digital filter receives a high-speed bitstream from the modulator and outputs a code proportional to the input voltage.

The ADS111x have two available conversion modes: single-shot and continuous-conversion. In single-shot mode, the ADC performs one conversion of the input signal upon request, stores the conversion value to an internal conversion register, and then enters a power-down state. This mode is intended to provide significant power savings in systems that only require periodic conversions or when there are long idle periods between conversions. In continuous-conversion mode, the ADC automatically begins a conversion of the input signal as soon as the previous conversion is completed. The rate of continuous conversion is equal to the programmed data rate. Data can be read at any time and always reflect the most recent completed conversion.

7.2 Functional Block Diagrams

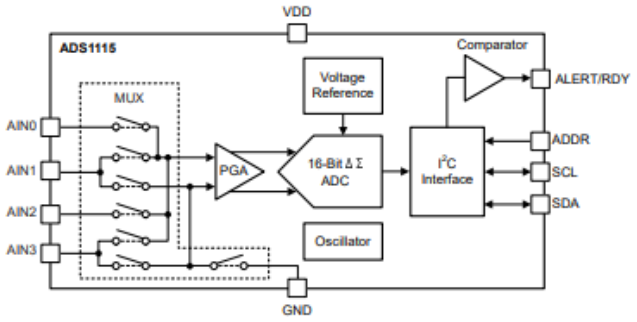


Figure 7-1. ADS1115 Block Diagram

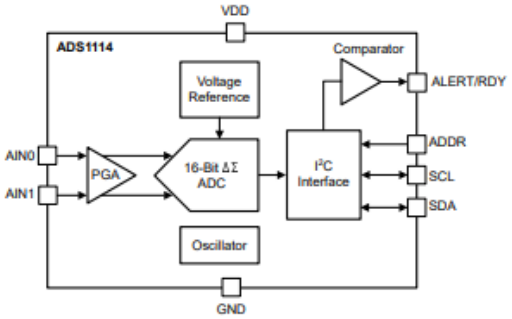


Figure 7-2. ADS1114 Block Diagram

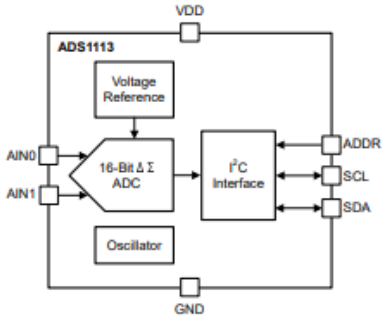


Figure 7-3. ADS1113 Block Diagram

Tabla 15. Datos caracterización sensor MPX2200DP

P[hPa]	V[mV]	P[hPa]	V[mV]	P[hPa]	V[mV]	P[hPa]	V[mV]	P[hPa]	V[mV]
46	0.00015	87	0.00135	128	0.0018	400	0.0072	650	0.0123
47	-0.00015	88	0.00105	129	0.00165	401	0.00705	651	0.0126
48	-0.0003	89	0.0009	130	0.00165	402	0.00735	652	0.0126
49	0.0003	90	0.00135	131	0.0018	403	0.0072	653	0.01275
50	0.00015	91	0.0012	132	0.0018	404	0.00735	654	0.0126
51	0.0003	92	0.00135	133	0.00165	405	0.00705	655	0.01275
52	0.0003	93	0.0012	134	0.0015	406	0.00735	656	0.0129
53	0.0006	94	0.00135	135	0.00015	407	0.00735	657	0.0126
54	0.0006	95	0.00135	136	0.00165	408	0.00735	658	0.01275
55	0.00075	96	0.0012	137	0.0018	409	0.0075	659	0.0126
56	0.0012	97	0.0012	138	0.0018	410	0.00735	660	0.01275
57	0.00135	98	0.0012	139	0.0015	411	0.0075	662	0.01275
58	0.0012	99	0.00135	140	0.00165	412	0.00765	663	0.01245
59	0.00225	100	0.00105	141	0.0009	413	0.0075	664	0.01305
60	0.0018	101	0.0015	142	0.00075	414	0.00735	665	0.01275
61	0.00105	102	0.0015	143	0.00045	415	0.0075	666	0.0126
62	0.0027	103	0.0012	144	0.0024	416	0.00765	667	0.0129
63	0.00285	104	0.0015	145	0.00135	417	0.00765	668	0.01245
64	0.00225	105	0.0015	146	0.0021	418	0.00765	669	0.01275
65	0.00285	106	0.0006	147	0.00225	419	0.0075	670	0.0126
66	0.0027	107	0.0015	148	0.00195	420	0.00765	672	0.01245
67	0.0024	108	0.00165	149	0.00225	421	0.00765	673	0.0126
68	0.0021	109	0.00165	150	0.0027	422	0.0072	674	0.0129
69	0.00255	110	0.0018	151	0.0024	423	0.00765	675	0.0123
70	0.00225	111	0.0018	152	0.0027	424	0.00765	676	0.01245
71	0.00135	112	0.0018	153	0.0027	425	0.00765	677	0.01275
72	0.0021	113	0.0015	154	0.0021	426	0.0078	678	0.01245
73	0.003	114	0.0024	155	0.0021	427	0.0078	679	0.0132
74	0.0021	115	0.00165	156	0.00255	428	0.00765	680	0.0132
75	0.0012	116	0.0018	157	0.00255	429	0.00765	681	0.01275
76	0.00135	117	0.0018	158	0.0024	430	0.00765	682	0.01305
77	0.0012	118	0.0024	159	0.00255	431	0.0072	683	0.01305
78	0.00075	119	0.00165	160	0.0027	432	0.00765	684	0.01305
79	0.00165	120	0.00195	161	0.00285	433	0.00795	685	0.01305
80	0.0012	121	0.00165	162	0.003	434	0.00795	686	0.0132
81	0.0012	122	0.00195	163	0.003	435	0.0078	687	0.0132
82	0.0012	123	0.00195	164	0.00285	436	0.0078	688	0.01305
83	0.0009	124	0.0018	165	0.00285	437	0.0078	689	0.0129
84	0.00105	125	0.00195	166	0.00285	438	0.0078	690	0.01275
85	0.00105	126	0.00165	167	0.003	439	0.00825	691	0.0129
86	0.0009	127	0.00195	168	0.0033	440	0.0063	692	0.01335

11.4. Anexo 4

P[hPa]	V[mV]	P[hPa]	V[mV]	P[hPa]	V[mV]	P[hPa]	V[mV]	P[hPa]	V[mV]
720	0.0129	800	0.01485	850	0.01605	955	0.01725	1000	0.01905
721	0.012	801	0.015	851	0.0162	956	0.01755	1001	0.0195
722	0.01365	802	0.01515	852	0.0162	957	0.0183	1002	0.01905
723	0.01245	803	0.0153	853	0.01635	958	0.0171	1003	0.01935
724	0.0117	804	0.0153	854	0.01635	959	0.01755	1004	0.0195
725	0.01245	805	0.015	855	0.0159	960	0.0174	1005	0.0192
726	0.01215	806	0.0153	856	0.0162	961	0.0174	1006	0.0195
727	0.0135	807	0.015	857	0.0162	962	0.0207	1007	0.0195
728	0.0123	808	0.0153	858	0.0165	963	0.0174	1008	0.01935
729	0.01245	809	0.01545	859	0.0162	964	0.01965	1009	0.01935
730	0.01365	810	0.0153	860	0.0162	965	0.01725	1010	0.0192
731	0.0129	811	0.01545	861	0.0162	966	0.0204	1011	0.0195
732	0.01305	812	0.01545	862	0.01635	967	0.01995	1013	0.0195
733	0.0132	813	0.0156	863	0.0165	968	0.02025	1014	0.0195
734	0.0123	814	0.01545	864	0.0165	969	0.01965	1015	0.0195
735	0.0126	815	0.01545	865	0.01635	970	0.02025	1016	0.01965
736	0.01365	816	0.0156	866	0.0165	971	0.0204	1017	0.01965
737	0.0138	817	0.01545	867	0.01665	972	0.0204	1018	0.0195
738	0.01305	818	0.015	868	0.01665	973	0.0192	1020	0.01995
740	0.01335	819	0.0156	869	0.0168	974	0.01965	1021	0.0195
741	0.01305	820	0.0159	870	0.01635	975	0.02055	1022	0.0195
742	0.0135	821	0.0159	871	0.01605	976	0.0195	1023	0.0198
743	0.0126	822	0.0156	872	0.0165	978	0.02025	1025	0.0195
744	0.01395	823	0.0156	873	0.01635	979	0.0192	1026	0.0195
745	0.0129	824	0.0159	874	0.01635	980	0.0189	1027	0.01965
746	0.01275	825	0.0156	875	0.01665	981	0.0195	1028	0.0198
747	0.0132	826	0.0156	877	0.01665	983	0.0189	1029	0.01965
748	0.01245	827	0.0156	878	0.0162	984	0.0192	1030	0.01965
749	0.0144	828	0.0156	879	0.0168	985	0.0189	1031	0.01995
750	0.0129	829	0.01605	880	0.0165	986	0.0195	1032	0.0198
751	0.01425	830	0.01605	881	0.0156	987	0.0195	1033	0.01965
752	0.0132	831	0.01605	882	0.0153	988	0.01935	1034	0.01995
753	0.01275	832	0.0159	883	0.01605	989	0.01905	1035	0.01965
754	0.01395	833	0.0159	884	0.0153	990	0.0192	1036	0.01995
755	0.01335	834	0.01605	885	0.01545	991	0.0192	1037	0.0198
756	0.01335	835	0.0156	886	0.0153	992	0.0195	1038	0.0198
757	0.01305	836	0.01575	887	0.01665	993	0.01935	1039	0.0195
758	0.0126	837	0.0159	888	0.0156	994	0.01935	1040	0.02025
759	0.0129	838	0.0162	889	0.01545	995	0.01935	1042	0.01995
760	0.01425	839	0.01635	890	0.01605	996	0.0189	1044	0.0201

11.5. Anexo 5

```
presiones = [0, 300, 400, 500, 600, 700, 800, 900, 1000, 2000, 3000, 4000, 5000,
6000, 7000, 8000, 8000];
voltajes = [0.0, 0.001, 0.003, 0.006, 0.009, 0.018, 0.038, 0.068, 0.108,
0.488, 1.108, 1.398, 1.688, 1.928, 2.108, 2.208, 2.5];

Crear figura
figure('Position', [100, 100, 900, 600]);
hold on;
grid on;
box on;

% 1. Graficar puntos de calibración (no linealizados)
plot(presiones, voltajes, 'ro', 'MarkerSize', 8, 'LineWidth',
1.5,'DisplayName', 'Datos reales (no linealizados)');

% 2. Graficar rectas de linealización por segmentos
for i = 1:length(presiones)-1
    x = linspace(presiones(i), presiones(i+1), 10);
    if i == 1
        y = x / 300000; % Inversa de la primera pendiente (V = P/slope)
    else
        slope_original = (voltajes(i+1) - voltajes(i)) / (presiones(i+1) - presiones(i))
        y = voltajes(i) + slope_original * (x - presiones(i));
    end
    plot(x, y, 'b-', 'LineWidth', 1.5, 'DisplayName', 'Aproximación lineal');
end

% Ajustes estéticos
title('Curva de Calibración: Presión vs Voltaje', 'FontSize', 14,
'FontWeight', 'bold');
xlabel('Presión (Pa)', 'FontSize', 12, 'FontWeight', 'bold');
ylabel('Voltaje (V)', 'FontSize', 12, 'FontWeight', 'bold');
%legend('Location', 'northwest', 'FontSize', 10);

% Resaltar puntos de quiebre
for i = 1:length(presiones)
    text(presiones(i), voltajes(i));
end

% Ajustar límites de ejes
xlim([0, 8500]);
ylim([0, 2.5]);
```

```
hold off;

% Opcional: Exportar gráfica
saveas(gcf, 'calibracion_presion_voltaje.png');
```

11.6. Anexo 6

```
% Cargar datos desde el archivo CSV
data = readtable('datos1.csv');

% Extraer columnas de tiempo y voltaje
time = data.time;      % Columna de tiempo
voltage = data.voltage; % Columna de voltaje

% Graficar Voltaje vs Tiempo
figure;
plot(time, voltage);
xlabel('Tiempo (s)');
ylabel('Voltaje (mV)');
title('Tiempo Vs Voltaje sensor MPX2200dp');
grid on;

% Calcular la frecuencia de muestreo
dt = mean(diff(time));  % Intervalo de tiempo promedio
fs = 1 / dt;            % Frecuencia de muestreo

 Realizar la FFT
n = length(voltage);           % Número de muestras
Y = fft(voltage);              % Transformada Rápida de Fourier
f = (0:n-1)*(fs/n);            % Vector de frecuencias
magnitude = abs(Y)/n;          % Magnitud normalizada

% Limitar la gráfica a la mitad del espectro (frecuencia de Nyquist)
f = f(1:floor(n/2));
magnitude = magnitude(1:floor(n/2));

% Graficar Transformada Rápida de Fourier (FFT)
figure;
plot(f, magnitude);
xlabel('Frecuencia (Hz)');
ylabel('Magnitud');
title('Transformada Rápida de Fourier (FFT) sensor MPX2200dp');
```

```
grid on;

% Análisis del ancho de banda
disp('Revisa la gráfica para determinar el rango de frecuencias significativas.');
```

11.7. Anexo 7

```
\begin{enumerate}
    \item void pantallaInicial() \{
  tft.fillScreen(ST77XX\_WHITE);

  %% Dibujar logo y texto
  tft.setTextColor(ST77XX\_BLACK);
  tft.setTextSize(2);
  tft.setCursor(40, 30);
  tft.println("Universidad Distrital");

  tft.setTextSize(3);
  tft.setCursor(80, 70);
  tft.println("GESETIC");

  tft.setTextSize(2);
  tft.setCursor(20, 110);
  tft.println("Digital Velocimeter IAS");
  tft.setTextSize(1);
  tft.setCursor(120, 140);
  tft.println("VELIAS.1");

  %% Dibujar barra de progreso
$  for (int i = 0; i <= 100; i += 10) $\{
    tft.fillRect(50, 200, i * 2, 20, ST77XX\_BLUE);
    delay(500);
  \}
\}

\item void dibujarVelocimetro() \{
  %% Dibuja el borde del velocímetro
  tft.drawCircle(centerX, centerY, radius, ST77XX\_WHITE);
\\
  %%// Dibuja el círculo de colores
$  for (int angle = 45; angle <= 315; angle++)$ \{
    float rad = radians(angle);
    int x\_start = centerX + cos(rad) * (radius + 5);
    int y\_start = centerY + sin(rad) * (radius + 5);
```

```
    int x\_end = centerX + cos(rad) * (radius + 15);
    int y\_end = centerY + sin(rad) * (radius + 15);

    uint16\_t color;
$    if (angle <= map(160, 0, maxVelocidad, 45, 315))$ \{
      color = ST77XX\_MAGENTA;
    \} \\$else if (angle <= map(200, 0, maxVelocidad, 45, 315)) $\{
      color = ST77XX\_BLUE;
    \} \\else \{
      color = ST77XX\_CYAN;
    \}

    tft.drawLine(x\_start, y\_start, x\_end, y\_end, color);
  \}

\item void dibujarAguja(float vel) \{
  static int oldX = -1, oldY = -1;
 $ if (oldX >= 0  \&\&  oldY >= 0)$ \{
    tft.drawLine(centerX, centerY, oldX, oldY, ST77XX\_BLACK);
  \}
  float angle = map(vel, 0, maxVelocidad, 45, 315);
  float rad = radians(angle);
  %% Calcula la posición del extremo de la aguja
  int x\_end = centerX + cos(rad) * (radius - 30);
  int y\_end = centerY + sin(rad) * (radius - 30);
  %% Dibuja la nueva aguja
  tft.drawLine(centerX, centerY, x\_end, y\_end, ST77XX\_WHITE);
  %%Guarda la nueva posición de la aguja
  oldX = x\_end;
  oldY = y\_end;
\}
\item void mostrarValor() \{
  tft.setCursor(60, 10);
  tft.setTextColor(ST77XX\_WHITE, ST77XX\_BLACK );
  tft.setTextSize(2);
  tft.println("Velocidad IAS:");
  tft.setCursor(70, 110);
  tft.setTextSize(3);
  tft.print(velocidad, 2);
  tft.println(" knots");

   dibujarBarraProgreso();
\}

\item void dibujarBarraProgreso() \{
```

```
  int barraMaxAncho = 280;
  int barraInicioX = 20;
  int barraY = 200;
  int barraAltura = 20;


  int anchoBarra = map(velocidad, 0, maxVelocidad, 0, barraMaxAncho);

  uint16\_t colorBarra;
  if $(velocidad <= 160) $\{
    colorBarra = ST77XX\_MAGENTA;
  \}$ else if (velocidad <= 200)$ \{
    colorBarra = ST77XX\_BLUE;
  \} else \{
    colorBarra = ST77XX\_CYAN;
  \}


  tft.fillRect(barraInicioX, barraY, barraMaxAncho, barraAltura, ST77XX\_BLACK);


  tft.fillRect(barraInicioX, barraY, anchoBarra, barraAltura, colorBarra);


  tft.drawRect(barraInicioX, barraY, barraMaxAncho, barraAltura, ST77XX\_WHITE);
\}


\item float calcularPresionPa(float voltaje) {
    // Paso 1: Restar el offset calibrado
    voltaje -= offset;\\

    if (voltaje <= 0.0) return 0;  // Menor o igual a offset = 0 Pa
    else if (voltaje <= 0.0008) return 0 + (voltaje - 0.0) * (300.0 / 0.0008);
    // 0.001V → 300 Pa
    else if (voltaje <= 0.003) return 300 + (voltaje - 0.001) * (100.0 / 0.0015);
    // 0.003V → 400 Pa
    else if (voltaje <= 0.006) return 400 + (voltaje - 0.003) * (100.0 / 0.003);
    // 0.006V → 500 Pa
    else if (voltaje <= 0.009) return 500 + (voltaje - 0.006) * (100.0 / 0.003);
    // 0.009V → 600 Pa
    else if (voltaje <= 0.018) return 600 + (voltaje - 0.009) * (100.0 / 0.009);
    // 0.018V → 700 Pa
    else if (voltaje <= 0.038) return 700 + (voltaje - 0.018) * (100.0 / 0.020);
```

```
    // 0.038V → 800 Pa
    else if (voltaje <= 0.068) return 800 + (voltaje - 0.038) * (100.0 / 0.030);
    // 0.068V → 900 Pa
    else if (voltaje <= 0.108) return 900 + (voltaje - 0.068) * (100.0 / 0.040);
    // 0.108V → 1000 Pa
    else if (voltaje <= 0.488) return 1000 + (voltaje - 0.108) * (1000.0 / 0.380);
    // 0.488V → 2000 Pa
    else if (voltaje <= 1.108) return 2000 + (voltaje - 0.488) * (1000.0 / 0.620);
    // 1.108V → 3000 Pa
    else if (voltaje <= 1.398) return 3000 + (voltaje - 1.108) * (1000.0 / 0.290);
    // 1.398V → 4000 Pa
    else if (voltaje <= 1.688) return 4000 + (voltaje - 1.398) * (1000.0 / 0.290);
    // 1.688V → 5000 Pa
    else if (voltaje <= 1.928) return 5000 + (voltaje - 1.688) * (1000.0 / 0.240);
    // 1.928V → 6000 Pa
    else if (voltaje <= 2.108) return 6000 + (voltaje - 1.928) * (1000.0 / 0.180);
    // 2.108V → 7000 Pa
    else if (voltaje <= 2.208) return 7000 + (voltaje - 2.108) * (1000.0 / 0.100);
    // 2.208V → 8000 Pa
    else return 8000;  // Valor máximo (ajusta según tu rango)
}
\item void leerSensor() \{

if (!ads.conversionComplete()) {\\

    ads.startADCReading(ADS1X15\_REG\_CONFIG\_MUX\_SINGLE\_0,    false);\\
    return;\\
}
    int16\_t adc0 = ads.getLastConversionResults();
    float voltaje\_esp = (adc0 * multiplicador) / 1000.0;

    if (voltaje\_esp < 0) voltaje\_esp = 0;
  suma -= buffer[indexx];
  buffer[indexx] = voltaje\_esp;
  suma += buffer[indexx];
  indexx = (indexx + 1) \% N;
  float voltaje\_filtrado = suma / N;
  presion_dinamica = calcularPresionPa(voltaje_filtrado);

  if (presion_dinamica < 0) presion_dinamica = 0;
  float  velocidad = sqrt((2.0 * presion_dinamica) / 0.887);
   velocidad_nudos = velocidad * 1.94384;
   float presion\_dinamica = ((voltaje\_sensor * 1000.0) / 0.2014) * 1000.0;

   velocidad = sqrt((2.0 * presion\_dinamica) / 0,887) * 1.94384;
```

```
\item void loop() \{

  if (touch.touched()) \{
    mostrarVelocimetro = !mostrarVelocimetro;

    if (mostrarVelocimetro) \{
      tft.fillScreen(ST77XX\_BLACK);
      tft.setTextColor(ST77XX\_WHITE);
      tft.setTextSize(2);
      tft.setCursor(70, 5);
      dibujarVelocimetro();
    \} else \{
      tft.fillScreen(ST77XX\_BLACK);
    \}

    delay(300);
  \}


  leerSensor();

  if (mostrarVelocimetro) \{
    dibujarAguja(velocidad);
  \} else \{
    mostrarValor();
  \}

  delay(100);
\}

\end{enumerate}
```

11.8. Anexo 8

Se presenta el diseño de la placa.

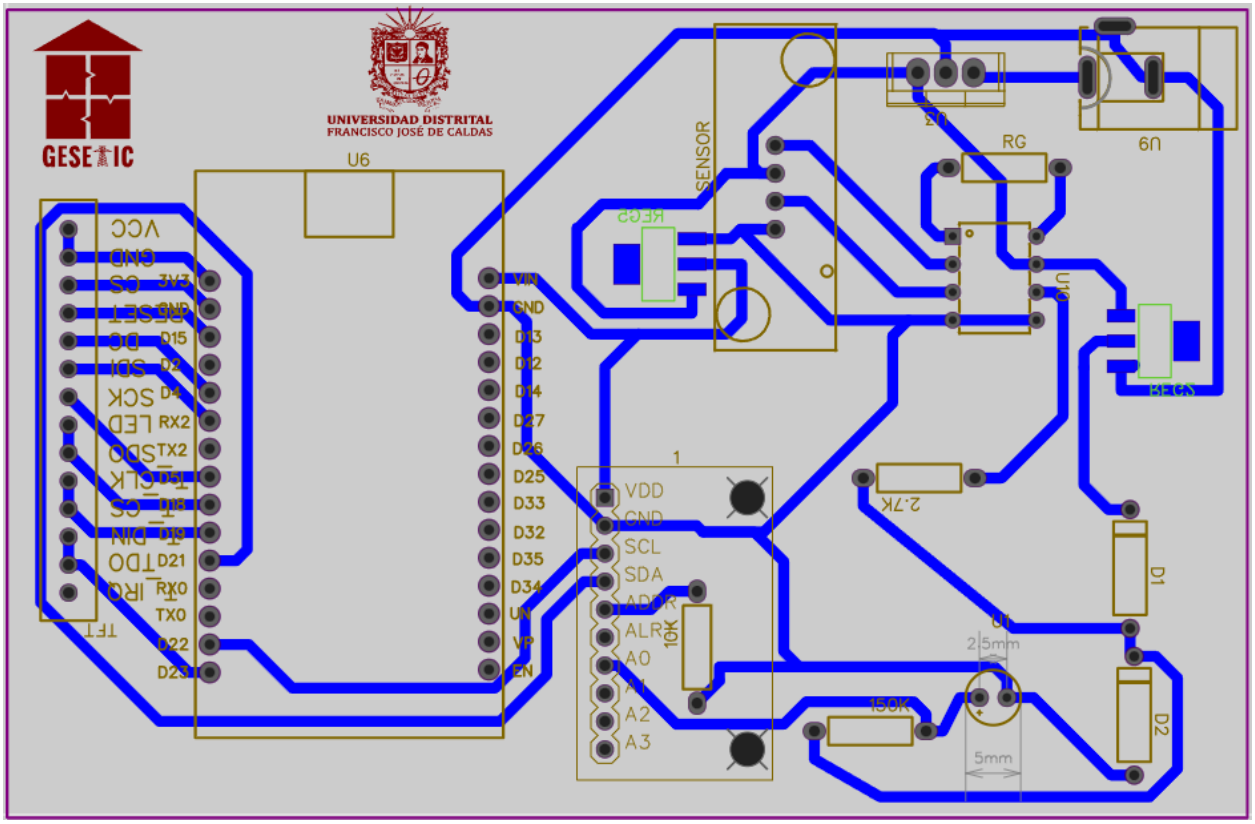


Figura 64: Esquema PCB Fuente: Propia.

Referencias

[1] y A. Vega-E A. Espinel-Ortega. "Determinación de la incertidumbre en instrumentos de medida en programas de ingeniería eléctrica". En: TecnoLógicas (2019).

[2] Federal aviation administration-FAA. Parte 21—PROCEDIMIENTOS DE CERTIFICACIÓN DE P 2022. URL: https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-C/part-21.

[3] Unidad Administrativa Especial de Aeronáutica Civil. RAC 26 - AERONAVES CATEGORÍA LIVIANA (ALS). 2020. URL: https://www.aerocivil.gov.co/normatividad/RAC/RAC%20%2026%20-%20Aeronaves%20de%20Categor%C3%ADa%20Liviana%20(ALS).pdf.

[4] Mundo Aeronáutico. Instrumentos de Vuelo. 2019. URL: https://mundoaeronautico.net/instrumentos/.

[5] Arduino. Arduino IDE Software. 2025. URL: https://www.arduino.cc/en/software.

[6] Administración Federal de Aviación. Manual del piloto de conocimientos aeronáuticos. 2021. URL: https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/phak.

[7] Best-Selling. EFIS-D10A EFIS-D100. 2016. URL: https://www.google.com/search?q=EFIS-D10A_D100-web-082016.pdf&rlz=1C1NDCM_esCO856CO857&oq=EFIS-D10A_D100-web-082016.pdf&gs_lcrp=EgZjaHJvbWUyBggAEEUYOTIGCAEQRRg80gEHNTcxajBqN6gCALACAA&sourceid=chrome&ie=UTF-8.

[8] SoftExpert Blog. Entendiendo qué es la incertidumbre en materia de medición y calibración. 2019. URL: https://blog.softexpert.com/es/incertidumbre-en-materia-de-medicion-y-calibracion/.

[9] Phillip Burgess. Adafruit GFX Graphics Library. 2024. URL: https://learn.adafruit.com/adafruit-gfx-graphics-library.

[10] G. A. CORDOBA CALVACHE. "DISEÑO DE UN PROTOTIPO DE AJUSTE DE PRESIÓN ATMOSFÉRICA DE UNA CÁMARA ALTIMÉTRICA PARA PRUEBAS DE ALTÍMETROS SENSITIVOS POR MEDIO DE VISUALIZACIÓN EN LAB-VIEW". Tesis de mtría. Universidad Distrital Francisco José de Caldas, 2019.

[11] Javier Miranda Martín del Campo. Evaluación de la incetidumbre en datos experimentales. 2017. URL: https://www.fisica.unam.mx/personales/crespo/es/Estudiantes_files/EVALINCERT-2003.pdf.

[12] Aeronáutica Civil. DGAC | Dirección General de Aeronáutica Civil. 2020. URL: https://www.dgac.gob.cl/ecmdemo/rest-ecmdemo/jcr/repository/collaboration/sites%20content/live/dgac/documents/aeronaveCategExpLSA.pdf.

[13] components101. AMS1117 1A LDO Regulator and L78XX regulator. 2019. URL: https://components101.com/regulators/ams1117-1a-ldo-regulator-pinout-datasheet.

[14] Aerodeporte a Control. Estructura general de un avión. 2016. URL: https://aerodeporte.blogspot.com/2016/02/estructura-general-de-un-avion.html.

[15] SolidWorks Corporation. SOLIDWORKS Champions Program. 2025. URL: https://www.solidworks.com/es/community/solidworks-champions.

[16] Mohammad Damirchi. Interfacing 2.8 INCH TFT LCD Touch Screen. 2021. URL: https://electropeak.com/learn/interfacing-2-8-inch-tft-lcd-touch-screen-with-esp32/.

[17] Analog divices. Instrumentation amplifier datasheet AD620. 2020. URL: https://www.sigmaelectronica.net/manuals/AD620.pdf.

[18] embarcados. ESP32 – Analisando e corrigindo o ADC interno. 2019. URL: https://embarcados.com.br/esp32-adc-interno/.

[19] Fundación ENAIRE. La aviación deportiva ultraligera, en ascenso. 2022. URL: https://fundacionenaire.es/conocimiento/aviacion-deportiva-ultraligera-2/.

[20] Centro de Enseñanza SAPCO VA. Velocidades. 2018. URL: http://edusapco-va.weebly.com/velocidades.html#:~:text=F%C3%B3rmula%201%20TAS%20:%20IAS(0.02,)%20X%20Altitud%20/%201000%20+%20IAS&text=Altitud:%2020.000%20pies..

[21] Grupo Estructura Normativa y Estándares Aeronáuticos. Aeronaves categoria liviana (ALS). 2021. URL: https://www.aerocivil.gov.co/.%20https://www.aerocivil.gov.co/normatividad/RAC/RAC%20%2026%20-%20Aeronaves%20de%20Categor%20%C3%ADa%20Liviana%20(ALS).pdf (visitado 2024).

[22] C. Gallego. La segunda vida de los aviones: mantenerse, reciclarse o morir. 2022. URL: https://aertecsolutions.com/2022/02/08/la-segunda-vida-de-los-aviones-mantenerse-reciclarse-o-morir/.

[23] GoogleSites. caracterizaciondesimuladores. 2024. URL: https://sites.google.com/view/caracterizaciondesimuladores/home/easyeda.

[24] Aviation Group. Qué ocurre si falla el sistema hidráulico de un avión. 2023. URL: https://www.aviationgroup.es/actualidad/falla-sistema-hidraulico-avion/.

[25] Microchip Technology Inc. PIC16F882/883/884/886/887 Data Sheet. 2007. URL: https://ww1.microchip.com/downloads/en/devicedoc/41291d.pdf.

[26] Metrología INEN. La presión y sus tipos de medición. 2020. URL: https://inenmetrologia.blogspot.com/2018/09/la-presion-y-sus-tipos-de-medicion.html.

[27] ISA. ISA, un modelo de atmósfera teórica para comprender la real. 2024. URL: https://www.tiempo.com/noticias/ciencia/el-modelo-atmosfera-teorica-isa-para-estudiar-el-comportamiento-de-la-atmosfera-real.html.

[28] L. C. ZAPATA J. D. GARCÍA JIMÉNEZ. "DISEÑO DE UN BANCO DE PRUEBAS PITOT-ESTÁTICAS PARA LA INSTITUCIÓN UNIVERSITARIA PASCUAL BRAVO". Tesis de mtría. INST. UNIV. PASCUAL BRAVO, 2014.

[29] Adel Sedra y Kenneth C. Smith. Circuitos Microelectrónicos. Oxfort University Press, 1982.

[30] Leybold. CASSY Lab 2 Home. 2025. URL: https://www.leybold-shop.com/cassy-lab-2-home-524220h.html.

[31] K. Maldonado. Tubo de Pitot | PDF | Avión | Presión. 2022. URL: https://www.scribd.com/document/528249679/TUBO-DE-PITOT.

[32] Microdesys. Microcontrolador Esp32. 2020. URL: https://microdesys.es/docs/microcontrolador-esp32/.

[33] Miguel Angel Muñoz Navarro. Anemómetro (indicador de velocidad) Introducción al Manual de Vue 2021. URL: https://manualvuelo.es/2inst/25_anemo.html (visitado 2024).

[34] W. Peng. Transmisor piezorresistivo de presión diferencial-Sino-Inst. 2023. URL: https://www.drurylandetheatre.com/es/si-801-piezoresistive-differential-pressure-transmitter/.

[35] Merle Potter y David C. Wiggert. Fluid Mechanics. Schaum´s Outlines Series, 2008.

[36] Freescale Semiconductor. Data Sheet: Technical Data. (n.d.) 2021. URL: https://co.mouser.com/datasheet/2/302/MPX2202-3138975.pdf.

[37] Paul Stoffregen. Touchscreen Arduino Library for XPT2046 Touch Controller Chip. 2024. URL: https://github.com/PaulStoffregen/XPT2046_Touchscreen.

[38] Expertos ciencia y tecnología. La evolución del sistema analógico al digital. 2023. URL: https://www.universidadviu.com/es/actualidad/nuestros-expertos/la-evolucion-del-sistema-analogico-al-di%20gital.

[39] Burr-Brown Products from Texas Instrument. Data Sheet: Precision, Low Power INSTRUMENTATI 2022. URL: https://www.alldatasheet.es/datasheet-pdf/download/444834/TI/INA128.html.

[40] R. Trippe J. y Mauro. "Una prueba empírica de un indicador de velocidad aérea mejorado". En: XX Simposio Internacional de Psicología de la Aviación (2019).

[41] U.S. pattern entry tutorial. Microsoft Flight Simulator Forums. 2020. URL: https://forums.flightsimulator.com/t/u-s-pattern-entry-tutorial/597124/3.

[42] Luis Del Valle. ADS1115 convertidor analógico digital ADC para Arduino y ESP8266. 2020. URL: https://programarfacil.com/blog/arduino-blog/ads1115-convertidor-analogico-digital-adc-arduino-esp8266/.