

ESCUELA POLITÉCNICA NACIONAL

**FACULTAD DE INGENIERÍA ELÉCTRICA Y
ELECTRÓNICA**

**DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DEL SISTEMA DE
INSTRUMENTACIÓN DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO**

**PROYECTO PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE INGENIERO EN
ELECTRÓNICA Y CONTROL**

JORGE MARCELO FLORES LLUMIQUINGA
jmfl_1@hotmail.com

CARLA SOFÍA RIVADENEIRA ORTIZ
carla_r7@yahoo.com

DIRECTOR: ING. ANA RODAS, MBA
ana.rodas@epn.edu.ec

Quito, Agosto 2013

DECLARACIÓN

Nosotros, Jorge Marcelo Flores Llumiquinga y Carla Sofía Rivadeneira Ortiz, declaramos bajo juramento que el trabajo aquí descrito es de nuestra autoría; que no ha sido previamente presentada para ningún grado o calificación profesional; y, que hemos consultado las referencias bibliográficas que se incluyen en este documento.

A través de la presente declaración cedemos nuestros derechos de propiedad intelectual correspondientes a este trabajo, a la Escuela Politécnica Nacional, según lo establecido por la Ley de Propiedad Intelectual, por su Reglamento y por la normatividad institucional vigente.

Jorge Marcelo Flores Llumiquinga

Carla Sofía Rivadeneira Ortiz

CERTIFICACIÓN

Certifico que el presente trabajo fue desarrollado por Jorge Marcelo Flores Llumiquinga y Carla Sofía Rivadeneira Ortiz, bajo mi supervisión.

Ing. Ana Rodas, MBA
DIRECTOR DEL PROYECTO

AGRADECIMIENTO

Agradezco a Dios por guiar mis pasos y por permitirme cumplir con esta meta tan importante en mi vida.

A mi familia por estar siempre a mi lado, su apoyo y consejos me permitieron llegar a donde estoy.

A Carlita, amiga y compañera, por su esfuerzo y dedicación.

A La Ingeniera Ana Rodas- Directora de Tesis, gracias a su conocimiento y sabios consejos permitieron culminar exitosamente este proyecto.

AL Doctor Andrés Rosales por permitirme ser parte del proyecto UAV.

A mis amigos: Andre O., Cari M., Jaime Z., Luis R., Pame C., Sandrita E., Victor R., Washo V., Yesse L. gracias por brindarme su amistad.

Jorge Marcelo

AGRADECIMIENTO

Agradezco a Dios y a María Auxiliadora por iluminar mi camino y darme la oportunidad de cumplir una de mis metas, a mi familia por brindarme su amor y apoyo incondicional durante todos estos años de estudio, a Edwin por no dejarme sola y apoyarme siempre, y a todos mis amigos que compartieron conmigo buenos y malos momentos en la universidad.

Agradezco a Jorge, mi amigo y compañero de tesis, quien con su esfuerzo y dedicación hizo posible la culminación de este proyecto.

Un agradecimiento especial a La Ing. Ana Rodas, al Ing. Andrés Rosales y al Ing. Patricio Burbano por brindarme su amistad, confianza, guía y ayuda. Su conocimiento y apoyo fue el pilar fundamental para el desarrollo de este proyecto.

Finalmente agradezco al CIDFAE, que a través del proyecto UAV FAE-EPN, financió el presente proyecto de titulación.

A todos, muchas gracias.

Carla Sofía

DEDICATORIA

*A mis padres Luis y María por su amor, apoyo y sus sabios
consejos a lo largo de toda mi vida.*

A mi hermana Cris por estar siempre conmigo

*Y a toda mi familia que de una u otra forma me ayudaron
durante mi vida estudiantil.*

Jorge Marcelo

DEDICATORIA

A mis padres Martha y Luis, que con su apoyo y amor me dieron las fuerzas para confiar en mí misma y salir adelante.

A mi hermana Erika, que siempre estuvo dispuesta a ayudarme.

A Edwin, por su comprensión, ayuda, apoyo y más que nada por estar siempre a mi lado.

*Este esfuerzo es para ustedes.
Gracias por estar a mi lado.*

Carla Sofía

CONTENIDO

RESUMEN PRESENTACIÓN

CAPÍTULO 1 MARCO TEÓRICO

1.1 VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS.....	1
1.1.1 DEFINICIÓN.....	1
1.1.2 HISTORIA.....	3
1.1.3 CLASIFICACIÓN.....	5
1.1.4 APLICACIONES.....	9
1.2 DESARROLLO DE LOS VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS EN EL ECUADOR.....	12
1.3 TIPOS DE AERONAVES UTILIZADAS COMO UAVS.....	15
1.3.1 HELICÓPTEROS.....	16
1.4 PROYECTO A DESARROLLAR.....	17

CAPÍTULO 2 DISEÑO, ACONDICIONAMIENTO E INSTALACIÓN DEL SISTEMA DE INSTRUMENTACIÓN

2.1 MICROCONTROLADOR.....	20
2.1.1 ANÁLISIS DE LOS RECURSOS UTILIZADOS POR EL MICROCONTROLADOR.....	22
2.2 SENSOR ULTRASÓNICO.....	23
2.2.1 ACONDICIONAMIENTO.....	24
2.2.2 UBICACIÓN.....	26
2.3 SENSOR DE TEMPERATURA.....	27
2.3.1 ACONDICIONAMIENTO.....	28
2.3. 2 UBICACIÓN.....	29
2.4 SENSOR DE HUMEDAD.....	29
2.4.1 ACONDICIONAMIENTO.....	30
2.4.2 UBICACIÓN.....	33
2.5 SENSOR DE PRESIÓN.....	34
2.5.1 TUBO PITOT.....	34
2.5.2 MEDIDOR ANALÓGICO DE PRESIÓN.....	35
2.5.3 SENSOR DIGITAL DE PRESIÓN.....	38
2.5.3.1 BMP085.....	39
2.5.3.2 Velocidad del Aire.....	40
2.5.4 UBICACIÓN.....	42
2.6 UNIDAD DE MEDICIÓN INERCIAL.....	42

2.6.1 CALIBRACIÓN.....	44
2.6.2 UBICACIÓN.....	44
2.7 COMUNICACIÓN INALÁMBRICA.....	45
2.8 BATERÍA.....	47
2.8.1 TIPOS.....	48
2.8.1.1 Pila Alcalina.....	48
2.8.1.2 Batería de Níquel-Hierro.....	48
2.8.1.3 Batería de Níquel-Cadmio.....	48
2.8.1.4 Batería de Níquel-Hidruro Metálico.....	48
2.8.1.5 Batería de Iones de Litio.....	48
2.8.1.6 Batería de Polímero de Litio.....	49
2.8.2 CALCULO Y SELECCIÓN.....	49
2.8.3 ACONDICIONAMIENTO.....	50
2.8.4 UBICACIÓN.....	52
2.9 DISEÑO DE LA PLACA DE ADQUISICIÓN Y PROCESAMIENTO DE SEÑALES.....	53

CAPÍTULO 3 DESARROLLO DE LA HMI

3.1 SOFTWARE DE RECOLECCIÓN DE DATOS.....	57
3.1.1 COMPILADOR ONLINE MBED.....	57
3.1.2 PROGRAMACIÓN DEL MICROCONTROLADOR MBED NXP-LPC 1768.....	60
3.1.2.1 Subrutina del sensor de proximidad.....	60
3.1.2.2 Subrutina del sensor de temperatura.....	62
3.1.2.3 Subrutina del sensor de humedad.....	64
3.1.2.4 Subrutina del sensor de presión analógico MPX4100A.....	66
3.1.2.5 Subrutina del sensor digital de presión BMP085.....	68
3.1.2.6 Subrutina del sensor de velocidad de aire.....	70
3.1.2.7 Subrutina de la unidad de medida inercial (IMU).....	71
3.1.2.8 Subrutina de detección del nivel de voltaje del sistema de recolección de datos.....	72
3.1.2.9 Subrutina de transmisión de datos.....	74
3.1.2.10 Programa general implementado en el microcontrolador....	74
3.2 INTERFAZ HOMBRE-MÁQUINA.....	76
3.2.1 LABVIEW 2011.....	76
3.2.1.1 Módulo NI LabVIEW Robotics.....	77
3.2.2 DESARROLLO DEL HMI.....	78
3.2.2.1 Pantalla de inicio.....	78
3.2.2.2 Configuraciones iniciales.....	79
3.2.2.3 Estado de la batería y conteo del tiempo de vuelo.....	82
3.2.2.4 Notificación de alarmas existentes.....	83
3.2.2.5 Menú de navegación.....	85
3.2.2.5.1 Panel frontal del helicóptero.....	86
3.2.2.5.2 Datos de los sensores.....	87
3.2.2.5.3 Actitud.....	88

3.2.2.5.4 <i>Grafica de los sensores inerciales</i>	89
3.2.2.5.5 <i>Alarmas</i>	89
3.2.2.5.6 <i>Selección individual de datos</i>	90

CAPÍTULO 4 PRUEBAS Y RESULTADOS

4.1 DISTANCIA	92
4.2 TEMPERATURA	94
4.3 HUMEDAD	96
4.4 PRESIÓN Y ALTURA	98
4.5 VELOCIDAD DEL AIRE	101
4.6 UNIDAD DE MEDIDA INERCIAL	103
4.7 TIEMPO DE AUTONOMÍA DE LA BATERÍA	106
4.8 COMUNICACIÓN	108
4.9 SISTEMA COMPLETO	109

CAPÍTULO 5 CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

5.1 CONCLUSIONES	113
5.2 RECOMENDACIONES	115
BIBLIOGRAFÍA	117
ANEXOS	121

RESUMEN

Los vehículos aéreos no tripulados, más conocidos como UAV, por sus siglas en inglés (Unmanned Aerial Vehicle), son sistemas que en la actualidad han cobrado importancia gracias a sus múltiples aplicaciones tanto en el campo civil como militar. En el Ecuador su desarrollo está iniciándose y tiene la finalidad de llegar a perfeccionar un vehículo aéreo no tripulado diseñado y construido por ecuatorianos.

Debido al hecho de que los UAV no cuentan con un piloto a bordo que observe las condiciones ambientales y de funcionamiento de la aeronave, el diseño e implementación de un sistema de instrumentación para este tipo de vehículos cobra importancia, ya que los datos obtenidos por los sensores que forman parte del sistema se convierten en la única forma que tiene el operador en tierra para conocer lo que está ocurriendo en el interior y a los alrededores de la aeronave, para en base a ello tomar decisiones que precautelen la integridad del vehículo.

El presente proyecto tiene como objetivo diseñar e implementar el sistema de instrumentación de un vehículo aéreo no tripulado. Para poder cumplir con este fin se ha seleccionado, instalado y acondicionado diversos tipos de sensores en el fuselaje de un helicóptero controlado a control remoto.

Los parámetros medidos pueden ser ambientales y físicos de la aeronave. Dentro de los parámetros ambientales se encuentran: humedad relativa, presión ambiental y temperatura ambiente; mientras que dentro de los parámetros físicos están: temperatura del motor, velocidad del aire, proximidad de algún objeto que le pueda golpear y ocasionar daño al helicóptero, el porcentaje de batería restante del circuito de recolección de datos, y la posición de la aeronave con respecto a los ejes de referencia obtenidos de una Unidad de Medición Inercial.

Las señales provenientes de los sensores se acondicionan y recolectan por medio de un microcontrolador MBED NXP-LPC1768 durante el vuelo de la aeronave. El microcontrolador se encarga de empaquetar los datos en una trama, y de enviar

la información recolectada a la estación en tierra a través de un módulo de comunicación inalámbrica Xbee PRO S2B.

La estación en tierra cuenta con una interfaz hombre-máquina que permite visualizar de forma práctica los datos de los sensores y generar un registro de datos para poder analizar el desempeño de la aeronave y a futuro realizar un control automático del sistema.

La interfaz hombre-máquina fue desarrollada en el programa computacional LabVIEW, y está diseñada para ser utilizada por usuarios con o sin conocimientos de aviación. Esta interfaz cuenta con varias pantallas que son: pantalla de inicio, donde se encuentran las configuraciones iniciales; pantalla de panel frontal de un helicóptero, pantalla de datos de los sensores, pantalla de actitud, pantalla de gráfica de los sensores inerciales, pantalla de alarmas, y pantalla de selección individual de datos. El HMI cuenta además con una sección de menú, que permite navegar a través de las pantallas; una sección de notificación de alarmas, y una sección de estado de la batería y conteo del tiempo de vuelo del helicóptero.

El registro de datos se genera únicamente en caso de ser requerido por el usuario, y permite observar en una hoja de Excel los valores de: humedad relativa, presión ambiental, temperatura del motor, temperatura ambiente, y velocidad del aire. Además se muestra la fecha y la hora en que se creó el registro de datos.

PRESENTACIÓN

En el presente proyecto se describe el diseño e implementación del sistema de instrumentación de un vehículo aéreo no tripulado. Se lo ha organizado en cinco capítulos, cuyo contenido se detalla a continuación.

En el primer capítulo se presenta una introducción sobre los vehículos aéreos no tripulados: su definición, historia, clasificación y principales aplicaciones. También se describe el desarrollo de los UAV en el Ecuador, y la importancia que tiene la creación de un sistema de instrumentación que permita conocer las condiciones ambientales que rodean a la aeronave no tripulada durante una misión.

El segundo capítulo presenta el diseño, acondicionamiento e instalación de los elementos que conforman el sistema de instrumentación del UAV. Para ello, se expondrá las características eléctricas y de funcionamiento de cada uno de los sensores utilizados en el sistema, el acondicionamiento de las señales generadas por los sensores, y la ubicación de los mismos en el fuselaje del UAV.

En el tercer capítulo se presenta el desarrollo del software del circuito de recolección de datos y de la interfaz de usuario que permitirá el monitoreo de los datos provenientes de los sensores que se encuentran instalados en el fuselaje del vehículo aéreo no tripulado. Además se describirá el programa desarrollado en el microcontrolador MBED NXP-LPC1768 ubicado en el vehículo aéreo.

En el cuarto capítulo se detallan cada una de las pruebas realizadas y se presentan los resultados obtenidos una vez que se ha puesto a funcionar el sistema. El capítulo incluye la tabulación de los datos registrados durante las pruebas con su respectivo cálculo de errores.

Finalmente en el quinto capítulo se ponen de manifiesto las conclusiones obtenidas durante el desarrollo del presente proyecto, y se plantean algunas recomendaciones que permitan realizar futuras mejoras al sistema.

CAPÍTULO 1

MARCO TEÓRICO

En la actualidad, los vehículos aéreos no tripulados han cobrado importancia debido a las múltiples aplicaciones que tienen en el campo civil y militar. En el Ecuador su desarrollo está iniciándose y tiene la finalidad de llegar a perfeccionar un vehículo aéreo no tripulado diseñado y construido por ecuatorianos.

En este capítulo se realiza un acercamiento a lo que son los vehículos aéreos no tripulados, su desarrollo en nuestro país y la importancia que tiene la creación de un sistema de instrumentación que permita conocer las condiciones ambientales que rodean a la aeronave durante una misión.

1.1 VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS

1.1.1 DEFINICIÓN

Los vehículos aéreos no tripulados, más conocidos como UAV's (Unmanned Aerial Vehicle), se han venido perfeccionando desde la década de los 60 y, en la actualidad, gracias al vertiginoso adelanto de la tecnología en campos como el de los microcontroladores y los sensores inerciales, pueden llegar a fabricarse a precios asequibles.

Puesto que los vehículos aéreos no tripulados son una tecnología nueva que se halla en pleno auge y desarrollo, no existe todavía un concepto definitivo al respecto, sin embargo, la definición más completa que se puede encontrar es la que ha sido realizada por el Departamento de Defensa Americano, y se cita a continuación:

"Un UAV es un vehículo aéreo, con motor, que no lleva a bordo un operador humano, utiliza las fuerzas aerodinámicas para elevarse, puede volar

autónomamente o ser pilotado por control remoto, puede ser recuperado o ser desechable, y puede llevar una carga de pago letal o no letal. Los vehículos balísticos o semibalísticos, los misiles de crucero y los proyectiles de artillería no se consideran UAVs".¹

En la actualidad el concepto de UAV se ha extendido a UAS, Unmanned Aircraft System, debido a que ya no sólo se habla de la aeronave instrumentada sino también de una estación en tierra, es así que un UAS se compone de dos segmentos:

- **Segmento aéreo:** conformado por una plataforma aérea, su carga útil y la parte del sistema de comunicaciones que transporta.
- **Segmento terreno:** incluye el sistema de control de la plataforma aérea, los equipos de comunicaciones y la estación que permiten recibir la información desde el aire, y los elementos de lanzamiento y recuperación de la plataforma aérea.

Ambos segmentos, en conjunto, forman un sistema que brinda mayores prestaciones, pues permite a los operadores conocer en tierra lo que le sucede a la nave en el aire, incluso se puede llegar a tener imágenes en tiempo real y con ello aumentar las capacidades de autonomía de las aeronaves para realizar misiones.

Los vehículos aéreos no tripulados surgieron con fines militares y, debido al éxito que tuvieron en este campo, su tecnología se desarrolló rápidamente de tal forma que ahora pueden ser utilizados en ataques y reconocimientos de terreno. Sin embargo, en los últimos años, los esfuerzos de avance tecnológico de los UAV se han enfocado en buscar aplicaciones en el área civil; es así que se pueden encontrar UAV en misiones de: control policial en situaciones de riesgo, reconocimiento de desastres naturales, patrulla de fronteras y costas, supervisión de materiales peligrosos, búsqueda y rescate, entre otras.

Entre las principales ventajas que brinda la utilización de los UAV, se pueden mencionar el hecho de que estas naves al ser no tripuladas tienen un

¹M. Fernando, «Ateneadigital.es», 4 de abril 2010.

menor costo, no arriesgan vidas en caso de misiones de alto riesgo, permiten acceder a sitios peligrosos o de difícil acceso, y brindan gran flexibilidad en cuanto a las dimensiones de las aeronaves al no necesitar de piloto ni de todo el panel de control indispensable para volar una aeronave de forma manual.



Figura 1.1: UAV Predador B, utilizado en zonas de guerra ²

1.1.2 HISTORIA

La idea de reducir el tamaño de las aeronaves, al eliminar el puesto del piloto, es casi tan antigua como la invención de la aviación, pero no fue hasta 1917, con el desarrollo del estabilizador giroscópico de Peter Cooper y Elmer A. Sperry, cuando se consiguió que una aeronave no tripulada fuera radiocontrolada, nivelada y volara alrededor de 500 millas (804.67 km).

Los primeros aviones no tripulados se construyeron poco después de la Primera Guerra Mundial, el primero de ellos se lo desarrolló a partir de un torpedo naval en 1918.

En el periodo de entre guerras se desarrollaron diversos modelos de aeronaves radiocontroladas para utilizarlas como blancos aéreos, pero fue durante la Segunda Guerra Mundial cuando se intensificó el uso de los UAV gracias al progreso de la tecnología de comunicaciones. Durante este periodo los vehículos aéreos no tripulados se utilizaron para obtener datos de inteligencia y actuar como blancos de entrenamiento. Se estima que los Estados Unidos fabricó más 15.000 UAV, entre los que destacan la conversión de varias aeronaves PB4Y-1 y B-17 Fortress en aeronaves sin piloto, en 1944. El UAV más importante de ese

² <http://goo.gl/f990s>

tiempo fue el BQ-7, que se destinó para bombardear instalaciones de fabricación de misiles V2 alemanes en la Francia ocupada.

Como los logros alcanzados no fueron satisfactorios, una vez que finalizó la Segunda gran guerra, el desarrollo de las aeronaves no tripuladas pasó a segundo plano, hasta que en 1960 se creó el programa AQM-34 Ryan Firebee, que empezó a diseñar aviones sin piloto para ser lanzados desde una aeronave. Este programa fue exitoso, contó con alrededor de unas 100 unidades y realizó más de 34.000 misiones en el Sudeste asiático, entre los años de 1964 y 1975.



Figura 1.2: AQM-34, Ryan Firebee o Lighting Bug³

El éxito del programa AQM-34 motivó a que, en los años 70, otros países como Israel desarrollaran sus propios prototipos para utilizarlos como vehículos de reconocimiento, y por primera vez como señuelos. Desde entonces Israel adquirió la capacidad de crear e innovar sistemas aéreos no tripulados para su empleo en conflictos con los países árabes de su entorno; así, en 1978 desarrolló el Scout, un UAV pequeño capaz de transmitir imágenes en tiempo real gracias a su cámara de 360° de campo visual, ubicada en una torreta central giratoria. Estos UAV fueron utilizados como señuelos en 1982, durante el conflicto del Valle de la Bekaa entre Israel, Líbano y Siria.

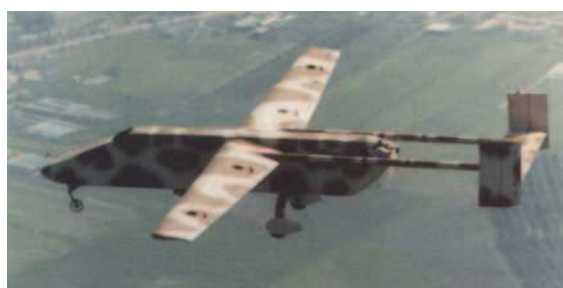


Figura 1.3: IAI Scout, 1980⁴

³ <http://goo.gl/3c8hO>

⁴ <http://crimso.msk.ru/Images6/AE/AE03-5/28-2.jpg>

Desde los años 80, muchas naciones han ido incorporando los UAV a sus arsenales militares; pero los conflictos de la década de los 90, como la Guerra de los Balcanes y la Guerra del Golfo, demostraron las enormes posibilidades que brindan los UAS en misiones de vigilancia y reconocimiento, lo que aumentó el interés de los gobiernos y militares por este sistema, y desde 2001 se observa un crecimiento en las inversiones gubernamentales de los UAS.

Al momento existen más de 700 diseños, de los cuales 500 son de uso exclusivamente militar. Los UAS más desarrollados corresponden a los denominados «pequeños» (Mini, Micro), de un peso inferior a los 5 kg, y que operan a baja o muy baja altura; las ventajas que presentan son, por ejemplo: ser de fácil manejo, utilizar sistemas de lanzamiento y recuperación muy simples, y pueden equiparse con cargas muy ligeras para llevar a cabo misiones de reconocimiento cercano.

Si bien, en sus inicios, el desarrollo de los vehículos aéreos no tripulados fue de carácter militar, en la actualidad se los está implementando para realizar misiones de carácter civil. En este campo el desarrollo de los UAV tiene mucho por delante, pues es necesario rediseñar el concepto de UAV militar y adaptarlo para el mundo civil. Para lograr este fin, es importante dotar a las aeronaves con la capacidad de tomar una decisión en caso de que se pierda la comunicación con tierra o exista una emergencia, y además garantizar la seguridad tanto de la aeronave como de la población en caso de fallo.

1.1.3 CLASIFICACIÓN

Dada la enorme variedad de UAV existentes es común agruparlos en categorías que faciliten su reconocimiento; sin embargo, todavía no se tiene un criterio unificado e internacionalmente aceptado. Por este motivo su clasificación se estructura en base a los atributos operativos más destacados como: altura de vuelo, alcance, velocidad, peso, autonomía, etc. Cada usuario puede establecer su clasificación de acuerdo a sus necesidades, a saber:

- **Tipo de misión:** de acuerdo al tipo de misión pueden ser:
 - o De reconocimiento: envían información militar.

- De blanco: simulan aviones o ataques enemigos en los sistemas de defensa de tierra o aire.
 - De combate (UCAV): para misiones peligrosas.
 - De logística: diseñados para llevar carga
 - De investigación y desarrollo.
 - Comerciales y civiles.
- **Por el origen de la misión:** pueden clasificarse en civiles y militares.
- **Por la duración de la misión:**
- Larga duración (LE- Long Endurance)
 - Media duración (ME- Medium Endurance)
 - Corta duración (SE- Short Endurance)
- **Por sus capacidades de vuelo:** es una de las clasificaciones que más aceptación ha tenido debido a que abarca todas las aplicaciones de los UAV, tanto civiles como militares.

Categoría	Acrónimo	Alcance (km)	Altitud de vuelo (m)	Autonomía (horas)	Carga máxima en despegue (kg)	Tipo de aeronave
Micro	μ (Micro)	< 10	250	1	< 5	H, A, otros
Mini	Mini	< 10	150 a 300	< 2	< 30	H,A, P, otros
Alcance cercano	CR	10 a 30	3000	2 a 4	150	H,A,P, otros
Alcance corto	SR	30 a 70	3000	3 a 6	200	A, otros
Alcance mediano	MR	70 a 2000	5000	6 a 10	1250	A, otros
Altitud baja Penetración profunda	LADP	> 250	50 a 9000	0.5 a 1	350	A
Autonomía media	MRE	> 500	8000	10 a 18	1250	A,H
Autonomía alta Altitud baja	LALE	> 500	3000	> 24	< 30	A
Autonomía alta Altitud media	MALE	> 500	14000	24 a 48	1500	A,H
Autonomía alta Altitud alta	HALE	> 2000	20000	24 a 48	12000	A
Combate	UCAV	Aprox. 1500	10000	Aprox. 2	10000	H,A
Ofensivo	LETH	300	4000	3 a 4	250	A
Señuelo	DEC	0 a 500	5000	< 4	250	A,H
Estratosférico	STRATO	> 2000	Entre 20000 y 30000	> 48	ND	A
Exo-estratosférico	EXO	ND	> 30000	ND	ND	A

Tabla 1.1: Clasificación de los UAV por sus capacidades de vuelo (fuente AUVSI) ⁵

Donde:

ND: no disponible

A: aeroplano

H: helicóptero

P: parapente

La mayoría de los UAV se encuentran dentro de la categoría Mini y MR, siendo el aeroplano el más utilizado.

- **Por la capacidad de carga útil:** medida como capacidad de carga en el despegue (TOW). Se puede distinguir cuatro clases de UAV, como se muestra en la siguiente tabla:

Clase UAV	Máxima TOW (kg)	Rango	Típico alcance (km)	Típica altura máxima (m)
Clase 0	< 25	Cercano	15	300
Clase 1	25 – 500	Corto	15 –150	4500
Clase 2	500 – 2000	Medio	150 – 1000	9000
Clase 3	> 2000	Largo	> 1000	> 3000

Tabla 1.2: Clasificación de los UAV según la máxima carga en el despegue⁵

- **Atendiendo al nivel de autonomía:** los UAV pueden ir desde un vehículo manejado desde la estación terrena por un operador, hasta uno que cuenta con un piloto inteligente completo abordo y es capaz de calcular la ruta a seguir. Este tipo de clasificación se muestra en la tabla a continuación:

	Blanco móvil (Drone)	Nivel 1 No autónomo	Nivel 2 Maniobra autónoma	Nivel 3 Piloto inteligente limitado	Nivel 4 Piloto inteligente completo
Trayectoria de vuelo en 4 dimensiones	Preprogramada	Preplanificada, preprogramada	Preplanificada, preprogramada	Parcialmente autónomo. Posibilidad de cálculo de ruta.	Posibilidad de cálculo de ruta
Presencia de piloto	Por seguridad	Guiado y control continuo	Como Nivel 1	Supervisión continua. Guiado y control ocasional	Solo como respaldo
Posibilidad de actuación del piloto	Solo en despegue y aterrizaje	Manipulación	Como Nivel 1	Posible	Solo como respaldo
Necesidad de actuación del piloto	Solo en FTS	En todos los casos	Cuando no haya maniobra automática	Ocasionalmente	Solo como respaldo

Piloto automático	No	No	No	Limitado	Completo
Presencia de ATC	Supervisión	Contacto continuo con el operador	Contacto continuo con el operador	Contacto continuo con el operador y con el piloto automático	Contacto continuo con el piloto automático (con el operador como respaldo)
Intervención de ATC	Petición o activación del FTS	Por petición del operador	Por petición del operador	Por petición del operador o del piloto automático.	Por petición del piloto automático (del operador por respaldo)

Tabla 1.3: Clasificación según el nivel de autonomía (Fuente IABG)⁵

Como se puede observar, los criterios para clasificar a los UAVson variados y por ello, en los últimos años, se ha visto la necesidad de unificar su lenguaje para facilitar tanto los procesos de estandarización como el uso compartido o combinado de los UAS. Es por este motivo que el JCGUAV (JointCapabilityGroup UAV) de la OTAN, ha propuesto una clasificación basada en el MTOW y diferentes categorizaciones basadas en el uso de los UAS y su perfil de vuelo, unificando de esta forma la mayoría de los criterios anteriormente mencionados. La tabla que sigue muestra esta forma de clasificación.

Clase (MTOW)	Categoría	Empleo	Altitud operacional	Radio de Misión
Clase III > 650 kg	HALE (High Altitude Long Endurance)	Estratégico	Hasta 65.000 ft	Sin límite (BLOS)
	MALE (Medium Altitude Long Endurance)	Operacional / De teatro	Hasta 40.000 ft	Sin límite (BLOS)
Clase II 150 / 650 kg	TÁCTICO	Formación táctica	Hasta 3.000 ft	200 km (LOS)
Clase I < 150 kg	SMALL	Unidad táctica	Hasta 1.200 ft	50 km (LOS)
	MINI	Subunidad táctica	Hasta 1.000 ft	25 km (LOS)
	MICRO	Táctico, pelotón, sección, personal	Hasta 200 ft	5 km (LOS)

Tabla 1.4: Clasificación propuesta en el JCGUAV- Clasificación por MTOW⁶

Donde:

- BLOS: Bajo línea de vista del inglés BEYOND LINE OF SIGHT
- LOS: Con línea de vista a un nivel seguro, del inglés LINE OF SIGHT-LEVEL OF SECURITY

⁵A. Barreiros, *Vehículos aéreos no tripulados para uso civil. Tecnología y aplicaciones*, Madrid: Grupo de Robótica y Cibernética, Universidad Politécnica de Madrid, 2007

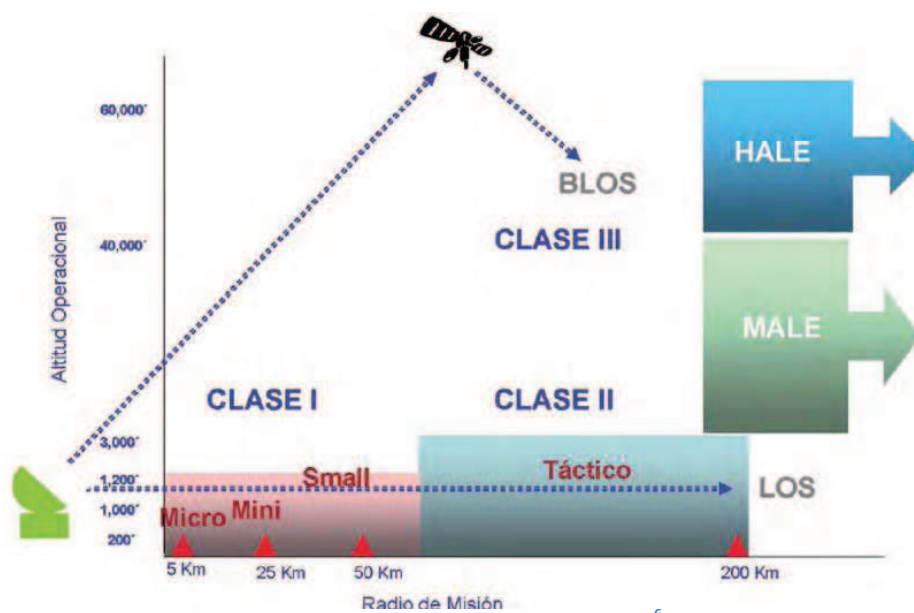


Figura 1.4: Clasificación de los UAV ⁶

1.1.4 APLICACIONES

El mundo de los UAV y el constante desarrollo de la tecnología han abierto un campo muy amplio de posibles aplicaciones tanto en el ámbito civil como en el militar. Es así que, gracias a la incorporación de sensores electro-ópticos e infrarrojos más sensibles y con mayor capacidad, de radares, de medios de enlace de datos y de transmisión de imágenes avanzados, de medios de navegación, y del incremento en la velocidad y capacidad de los procesadores; el abanico de misiones asignadas a los UAV se ha ido incrementando progresivamente. Todas las aplicaciones de los UAV, sean estas civiles o militares, responden a lo que se conoce como misiones 3D: "Dull, Dirty and Dangerous", es decir, misiones tediosas, en ambientes contaminados, o peligrosas.

En el ámbito militar, los UAV se emplean desde 1960, y aunque su evolución fue lenta y limitada en sus inicios, ahora constituyen una gran flota, y tanto su desarrollo como utilización está creciendo de forma exponencial. Dentro de las aplicaciones militares más importantes se pueden mencionar:

- Misiones militares de inteligencia para obtención de imágenes y señales.

⁶ Sistema de Observación y prospectiva tecnológica, UAS "Unmanned Aircraft System". Sobre su integración en el espacio aéreo no segregado, Madrid: Ministerio de defensa, Secretaría General Técnica, 2009.

- Vigilancia y reconocimiento de lugares hostiles.
- Adquisición de objetos.
- Apoyo a la artillería para adquisición de blancos, corrección de tiro y evaluación de daños.
- Misiones ofensivas como supervisión de defensas y apoyo aéreo cercano.
- Bombardeos de precisión e iluminación de blancos en misiones de riesgo.



Figura 1.5: UAV para usos militares⁷

Dentro del campo civil, debido a la gran potencialidad de los UAV, grupos de investigadores, procedentes del área de la robótica, han enfocado gran parte de sus esfuerzos a su investigación y desarrollo, tratando de darles autonomía en el aire. Es así que en la actualidad se puede encontrar a estas aeronaves en varias aplicaciones muy útiles para el mundo civil, entre las cuales se pueden mencionar:

- Transporte de mercancías aéreas a bajo coste.
- Control de tráfico por carretera.
- Vigilancia policial en ciudades.
- Vigilancia forestal y prevención de incendios.
- Vigilancia fronteriza y costera.
- Fotografía aérea.
- Filmación de videos aéreos.
- Ayuda en desastres, emergencias y búsqueda de personas.
- Localización de accidentes en lugares de difícil acceso.

⁷ <http://img156.imageshack.us/img156/6836/ababil.jpg>

- Labores agrícolas como fumigaciones, aspersión de semillas, control de cosechas.
- Cartografía, modelado de superficies terrestres.
- Detección de bancos de pesca y plagas.
- Recolección de información.
- Radiodifusión, telecomunicaciones, repetidor de comunicaciones.
- Promoción y publicidad.
- Apoyo en ambientes de toxicidad química y radiológica, por ejemplo, en desastres nucleares.
- Cooperación en misiones de control del narcotráfico y contra el terrorismo.
- Monitoreo ambiental e investigación del entorno ecológico y meteorológico: cambio climático, catástrofes naturales y seguimiento.



Figura 1.6: Cuadricóptero utilizado para cartografía⁸

Lo que está impidiendo actualmente la utilización generalizada de los UAV en actividades civiles es la dificultad de su operación en el espacio aéreo civil (los militares operan habitualmente en espacios aéreos restringidos), por el peligro potencial de colisión con otras aeronaves. Debido a ello, en algunas naciones los organismos gubernamentales de control aéreo son muy reacios a su integración en el espacio aéreo general, autorizándose vuelos puntuales en circunstancias especiales y para una misión específica. Sin embargo existen países como Suiza y Estados Unidos, en donde los UAV pueden realizar vuelos de forma regular en el espacio aéreo civil para patrullar las fronteras del país sin problema alguno.

⁸ <http://goo.gl/OSIY4>

1.2 DESARROLLO DE LOS VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS EN EL ECUADOR

Al igual que otros países del continente, el Ecuador ha visto la utilidad de los vehículos aéreos no tripulados dentro del ámbito militar y civil. En el 2009, el gobierno de la república tomó la decisión de adquirir seis UAV israelíes dentro del “Plan de Soberanía Energética”(PSE). Con la implementación de este plan, se busca combatir el contrabando de combustibles que genera más de 500 millones de pérdidas para el Estado, así como también las actividades ilícitas como son el tráfico de drogas, la pesca ilícita, la piratería naval y el coyotaje de emigrantes.

Una de las principales razones de la armada del Ecuador para adquirir estas aeronaves y para ponerlas operativas en el mar territorial, fue que los costos de operación de los UAV son mucho menores comparados con el hecho de enviar constantemente aviones tripulados, pues al ser más livianos consumen menos combustible y no necesitan de un piloto y copiloto a bordo.

Los UAV fueron comprados a la empresa Israel Aerospace Industries (IAI) con una inversión de 23 millones de dólares; arribaron al puerto de Manta el 11 de junio de 2009, y empezaron sus operaciones de prueba el 19 de ese mes bajo la supervisión de técnicos israelíes. La IAI capacitó a 3 comandantes de misión, 6 pilotos, 4 observadores, 3 operadores de radar y 16 técnicos en mantenimiento ecuatorianos, los cuales se encargarían de operarlas aeronaves desde la Estación Aeronaval de Manta.

De las aeronaves UAV, 4 son aviones modelo Searcher para misiones tácticas, y 2 modelo Heron para operaciones estratégicas. Los Heron son capaces de portar una carga útil de 250 kg manteniéndose en patrulla durante más de 20 horas, operan con cámaras digitales y termales para verificar la actividad que realiza las tripulaciones identificadas. Los modelo Searcher tienen la capacidad, a través de un sistema satelital, de determinar la ubicación geográfica de las embarcaciones en aguas territoriales, para lo cual efectúan operaciones tácticas de búsqueda.

En septiembre, los aviones iniciaron sus operaciones desde la Base Aeronaval de Manta y realizaron patrullajes aéreos a 20.000 pies de altura

alcanzando velocidades de hasta 350 kilómetros por hora, con una capacidad operativa para realizar vuelos por más de 20 horas.



Figura 1.7: UAV Searcher⁹



Figura 1.8: UAV Heron¹⁰

Lastimosamente, estos UAV se encuentran en mantenimiento permanente y algunos están paralizados y en espera de repuestos para las fuentes de poder, antenas, reproductor de video y radares, entre otros requerimientos. Según información de la Marina, desde que los no tripulados empezaron las operaciones, en septiembre del 2009, han volado 1.703 horas, de las cuales 878 corresponden al 2011, año que registra el más alto porcentaje de horas de vuelo. La garantía de la empresa terminó en abril de 2011 y desde entonces el funcionamiento pasó a responsabilidad de las Fuerzas Armadas. El presupuesto anual para las operaciones de los UAV es de \$ 2,2 millones, no obstante, lo destinado por el Ministerio de Defensa para el 2012 fue de \$ 1,7 millones, según la Marina.¹¹

Debido a estos inconvenientes surgidos con los UAV, El Ministerio de Defensa Nacional, en conjunto con la Secretaría Nacional de Educación Superior, Ciencia

⁹ <http://goo.gl/fMrzA>

¹⁰ <http://goo.gl/1A4Gp>

¹¹ C. A. EL UNIVERSO, «EL UNIVERSO», 12 Julio 2012.

y Tecnología (SENESCYT), auspiciaron e incentivaron un proyecto de Aviones No Tripulados en el país, como parte de un Sistema de Vigilancia y Reconocimiento para ofrecer un servicio a la ciudadanía en asuntos de seguridad y prevención. De ahí que, el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE) se encuentre desarrollando prototipos de UAV con mano de obra ecuatoriana y con el aporte de técnicos militares de la FAE e ingenieros pertenecientes a la Escuela Politécnica Nacional y a la Universidad Técnica de Ambato. El CIDFAE cuenta con Prototipos de UAV, tácticos, autónomos y enlazados a una Estación de Mando y Control en Tierra (EMCT), con capacidad para cumplir tareas de vigilancia y reconocimiento, así como también enviar información en tiempo real.

Hasta el momento, se ha diseñado y validado dos prototipos: el UAV-0 y el UAV-1. El primero es una avioneta tipo Cessna a escala, que se usa para prueba y demostración. El UAV-1, mejor conocido como UAV Cotopaxi 102 "Fénix", es una aeronave de 5,5 metros de longitud de ala, que posee las capacidades de aterrizaje, despegue y vuelo autónomo, así como la de transmitir en tiempo real a través de una cámara de video con un sistema electro-óptico. Se espera que en el año 2013 se empiece a trabajar en el prototipo final UAV-2, denominado Halcón, el que contará con una longitud de ala de 11 metros, capacidades de aterrizaje, despegue y vuelo autónomo, transmisión de video en tiempo real desde un sistema electro óptico, rangos de operación hasta 150 kilómetros, velocidad de 110 km/h, carga útil de 50kg y una autonomía de vuelo de ocho horas.

La importancia del desarrollo de estos prototipos es que en un futuro el Ecuador pueda contar con una flota de UAV, desarrollados por ecuatorianos, y que, por ende, no necesiten técnicos extranjeros en caso de existir algún daño.

Como se observa, en nuestro país los UAV tienen un largo camino por recorrer, aun cuando se ha avanzado bastante. Por ello, la presente tesis busca aportar al desarrollo de esta nueva tecnología, que en nuestro país pretende utilizarse para apoyar a equipos de rescate, en caso de desastres naturales, y en el monitoreo de sus recursos naturales y estratégicos.



Figura 1.9: UAV-1, Fénix¹²

1.3 TIPOS DE AERONAVES UTILIZADAS COMO UAV

Así como dentro del campo de la aeronáutica, existe un sinnúmero de modelos y tipos de vehículos diseñados con la finalidad de surcar los aires; de igual forma, en el campo de los vehículos no tripulados, se utilizan diversas aeronaves, entre las que se puede mencionar:

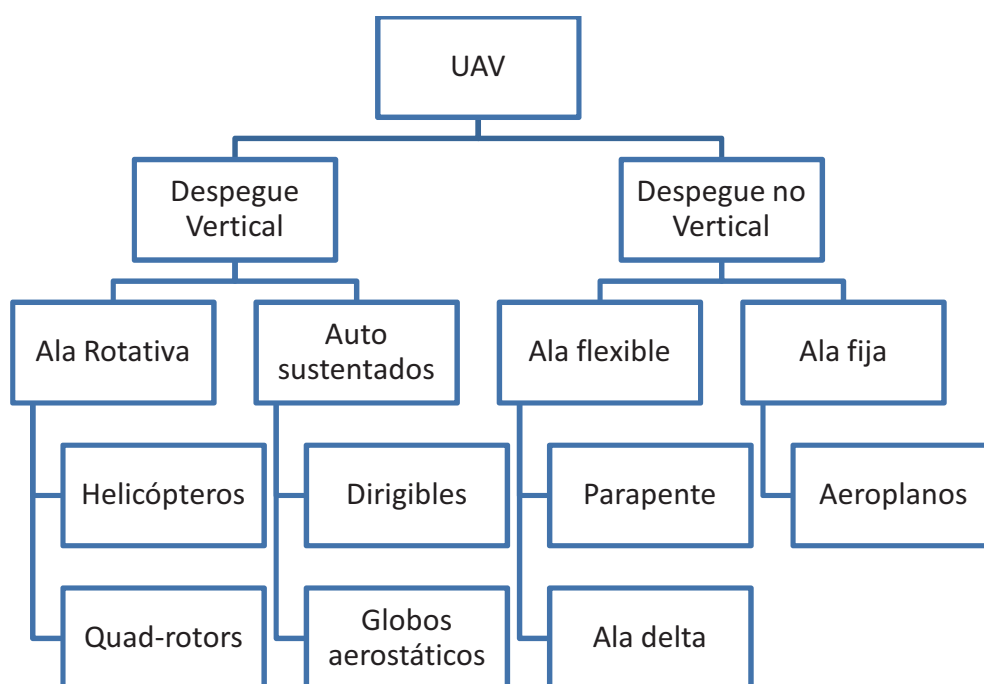


Figura 1.10: Tipos de aeronaves utilizadas como UAV¹³

¹²<http://goo.gl/ZyNkq>

¹³A. Barreiros, J. del Cerro, P. Gutiérrez, A. Martínez y C. Rossi, *Vehículos aéreos no tripulados para uso civil. Tecnología y aplicaciones*, Madrid: Grupo de Robótica y Cibernética, Universidad Politécnica de Madrid, 2007.

Como se observa en el cuadro superior, pueden distinguirse dos grandes grupos de aeronaves: las de despegue vertical y las que no lo son. Dentro de las primeras se pueden mencionar las de ala rotativa que comprenden helicópteros y cuadrotoros, y los autosustentados formados por dirigibles y globos. Las aeronaves que son de despegue no vertical está conformadas por las de ala flexible (parapente y ala delta) y las de ala fija (aeroplanos).

Los helicópteros son uno de los tipos de aeronaves más utilizadas como UAV's en misiones civiles debido a la gran versatilidad que presentan para cumplir con sus misiones. A continuación se realiza un breve estudio sobre los helicópteros sus características y utilidades dentro del campo de los UAV's, ya que es el vehículo que se usará en el proyecto.

1.3.1 HELICÓPTEROS

Los helicópteros se han convertido en las aeronaves más utilizadas como vehículos no tripulados dentro del campo civil, pues, a pesar de pertenecer a la categoría Micro, poseen una gran maniobrabilidad y capacidad de vuelo estacionario. A estas características se les suma el hecho de que tienen una gran capacidad de vuelos verticales, una buena velocidad de desplazamiento, buena capacidad de carga, y de vuelo en espacios interiores, entre otros.

Estas características, en conjunto, los hacen útiles para varias aplicaciones, entre las que se pueden destacar:

- Uso de helicópteros no tripulados (con telecontrol) para tareas de fumigación. Japón es uno de los países que cuenta con un número elevado de este tipo de aeronaves, puesto que elimina el riesgo del piloto de exponerse a productos químicos y además permite vuelos a baja velocidad (20 km/h) y a menor altura (3 m).
- Uso de helicóptero-telecontrolados en filmografía; en este caso, los helicópteros se dotan de un equipo cinematográfico adecuado con la finalidad de rodar escenas que son difíciles de obtener.
- Inspección de infraestructuras como líneas eléctricas, oleoductos y gasoductos.

- Misiones de búsqueda y rescate en naufragios o accidentes en montañas o zonas de difícil acceso.

En la actualidad es aún predominante el uso de helicópteros de radio control, pero el abaratamiento de costos y la demanda de los usuarios de estos sistemas, hace prever que en un futuro cercano se utilicen prioritariamente helicópteros no tripulados autónomos en lugar de sistemas de radio control.



Figura 1.11: Helicóptero UAV (HEL-UAV)¹⁴

1.4 PROYECTO A DESARROLLAR

Toda aeronave que se desplaza en el espacio es tripulada por un piloto experimentado, que a más de sus conocimientos tiene para su respaldo un conjunto de sensores que le brindan en todo momento, información sobre las condiciones climáticas y el estado físico de la aeronave, y en base a ello tomar las decisiones para pilotear su vehículo y salvar vidas encaso de emergencia.

En los vehículos no tripulados, los sensores cobran mayor importancia debido a que ya no se cuenta con los conocimientos de un piloto, y los datos obtenidos por los sensores se convierten en la única forma, que tiene el operador en tierra, para conocer lo que está ocurriendo en el ambiente que rodea a la aeronave y en base a ello tomar las decisiones que precautelen su integridad.

¹⁴<http://www.helicopteros-rc.es/MODELOS/HEL-UAV/HEL-UAV.jpg>

El presente proyecto tiene como objetivo diseñar e implementar el sistema de instrumentación de un vehículo aéreo no tripulado. Para cumplir con este fines necesario seleccionar, instalar y acondicionar diversos tipos de sensores en el fuselaje de la aeronave, en este caso un helicóptero, que permitirán conocer las condiciones ambientales a las que está expuesta, y le brindarán información para generar alertas que le ayuden a precautelar la integridad del helicóptero.

Como el ambiente en el que se desempeña un vehículo aéreo no tripulado está expuesto a perturbaciones e interferencias, las señales obtenidas de los sensores deberán estar aisladas y debidamente acondicionadas para que no se vean afectadas por los otros sistemas del vehículo aéreo.

Las señales provenientes de los sensores se recolectan durante el vuelo de la aeronave por un microcontrolador y se envían a través de un módulo de comunicación inalámbrica a la estación en tierra, donde se contará con una interfaz hombre-máquina que permita visualizar, de forma práctica, los datos de los sensores y generar un registro de las señales recibidas para poder analizar el desempeño de la aeronave y a futuro realizar un control automático del sistema. La interfaz hombre-máquina se realizó en el programa computacional LabVIEW.

Debido a que con el sistema de instrumentación se pretende sustituir la capacidad de observación y análisis del piloto para tomar decisiones por una capacidad equivalente obtenida mediante la lectura de sensores, es importante que el sistema de instrumentación sea confiable y permita obtener parámetros tanto ambientales como físicos de la aeronave. Los parámetros ambientales son: humedad relativa, presión ambiental y temperatura ambiente; los parámetros físicos: velocidad del aire, temperatura del motor que mueve las hélices, la proximidad de algún objeto que le pueda golpear y ocasionar daño al helicóptero, el porcentaje de batería restante del circuito de recolección de datos, y la posición de la aeronave con respecto a los ejes de referencia obtenidos por una Unidad de Medición Inercial.

CAPÍTULO 2

DISEÑO, ACONDICIONAMIENTO E INSTALACIÓN DEL SISTEMA DE INSTRUMENTACIÓN

El sistema de instrumentación de un UAV está conformado por varios sensores que miden: distancia, presión, humedad, temperatura, y además de una Unidad de Medición Inercial (IMU). Todo este conjunto permite conocer parámetros ambientales y variables físicas necesarias para identificar el estado en que se encuentra el vehículo aéreo en vuelo.

El sistema de instrumentación utiliza un microcontrolador que se encarga de recolectar las señales provenientes de los distintos sensores, y de enviar dichos datos hacia una Interfaz Hombre-Máquina (HMI), ubicada en una estación en tierra, a través de un módulo de comunicación inalámbrica.

En este capítulo se expondrá las características de los sensores utilizados, sus especificaciones técnicas y los parámetros necesarios para realizar el respectivo acondicionamiento de sus señales, así como la ubicación de cada sensor en el fuselaje del UAV.

A continuación, figura 2.1, se muestra el diagrama de bloques general del sistema de instrumentación.



Figura 2.1 Diagrama de bloques general del Sistema de Instrumentación

En la figura 2.2 se muestra el diagrama de bloques en que constan todos los elementos a utilizarse para la recolección de las señales de cada sensor por parte del microcontrolador.

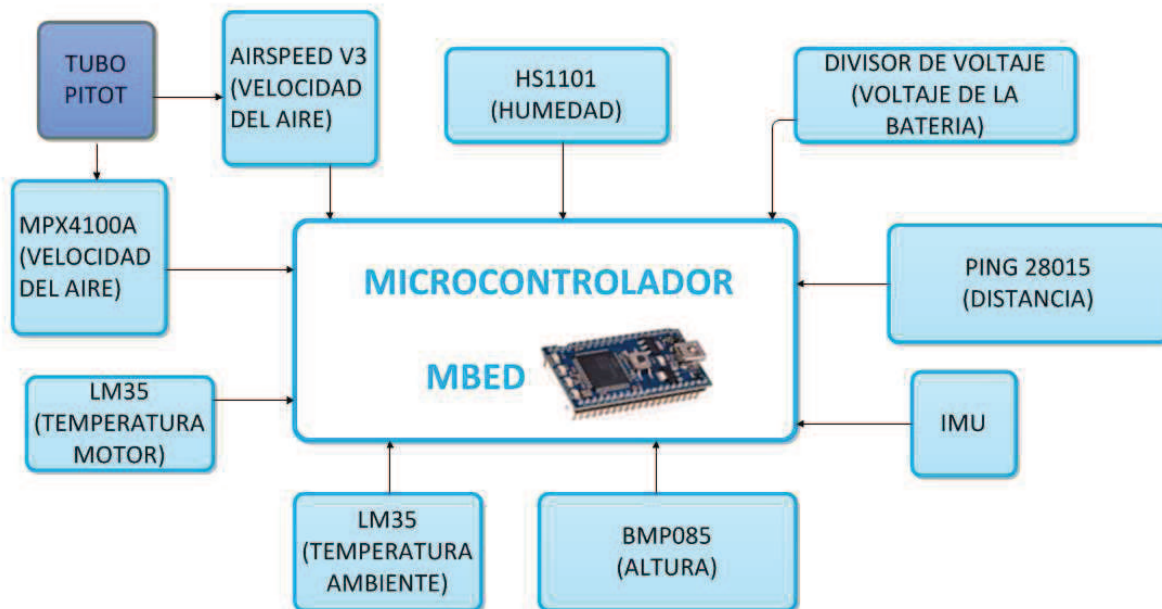


Figura 2.2 Diagrama de bloques del circuito de recolección de datos

2.1 MICROCONTROLADOR

Un microcontrolador es un dispositivo electrónico que nos permite ejecutar procesos lógicos. Estos procesos o acciones son programados en distintos lenguajes de programación por el usuario, y son introducidos en él a través de un programador.¹⁵

Debido a sus características, los microcontroladores presentan gran flexibilidad para su uso en diferentes sistemas de control; son utilizados generalmente en proyectos de robótica, domótica, en aplicaciones industriales, de automatización, entre otros.

Para el presente proyecto se ha escogido el microcontrolador MBED NXP-LPC1768, ya que está diseñado para la creación de diversos tipos de proyectos de una manera rápida y sencilla con un bajo consumo de energía.

¹⁵ Aguayo, Paul. "Introducción al Microcontrolador". 10 Noviembre 2004.

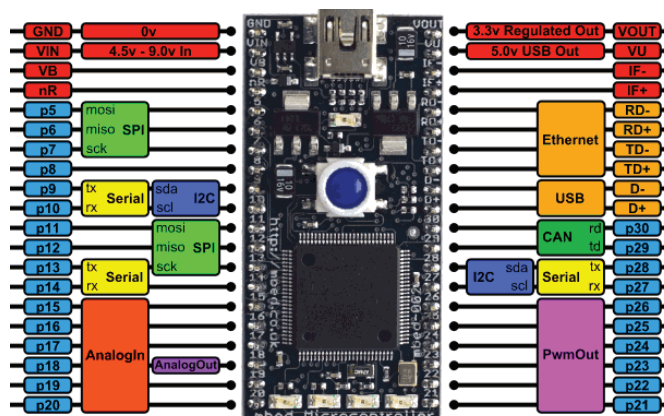


Figura 2.3 Microcontrolador mbed NXP-LPC 1768 ¹⁶

Las grandes ventajas que presenta esta plataforma son su fiabilidad y la facilidad de programación en C++, y el hecho de que su programador y compilador se encuentren en la web de manera gratuita. El compilador utiliza ARM RealView, que es un conjunto de herramientas utilizadas para compilación, las mismas hacen que el programa escrito en C++, al ser compilado, produzca un código limpio, eficiente y óptimo con una rapidez similar a la que se obtiene de un lenguaje ensamblador.

El compilador entrega el programa de ejecución en un archivo tipo .hex, que debe ser grabado en el microcontrolador a través de un cable micro usb a usb, el cual brinda un acceso directo a la memoria del mbed NXP LPC1768.

Entre las principales características del microcontrolador se tienen las siguientes:

NXP LPC1768.	
<ul style="list-style-type: none"> • Alto Rendimiento ARM® Cortex™-M3 Core • 96MHz, 32KB RAM, 512KB FLASH 	
Características Técnicas	<ul style="list-style-type: none"> • 26 pines disponibles para trabajo • Voltaje USB 5V • Alimentación de 4.5 a 9V • USB incorporado para programación
Puertos de Comunicación	<ul style="list-style-type: none"> • 3 puertos Serial UART • 2 puertos I2C • 2 puertos SPI • Ethernet

Salidas PWM	• 6 pines
Entradas A/D	• 6 pines de A/D voltaje máximo de 3.3V
Salida D/A	• 1 pin D/A máximo 3.3V
<ul style="list-style-type: none"> • Compilador Online. • Programas en alto nivel de C/C++/SDK. • Foros de ayuda y libros online con proyectos publicados. • Sitio de programación: https://mbed.org. 	

Tabla 2.1 Características del mbed NXP LPC1768 ¹⁶

2.1.1 ANÁLISIS DE LOS RECURSOS UTILIZADOS EN EL MICROCONTROLADOR

En la siguiente tabla se detalla cada uno de los sensores utilizados y la cantidad de pines del microcontrolador necesarios para procesar las señales de los sensores.

Sensor	Entrada	Salida
Pines TTL		
Ultrasónico	5	
Humedad	1	
A/D		
Temperatura	2	
Presión Analógica	2	
Voltaje de la Fuente	1	
Comunicación		
• Comunicación I2C		
BMP085 y Airspeed	2	1
• Comunicación Serial		
IMU	1	1
Comunicación Serial	1	1
TOTAL	15	3

Tabla 2.2 Recursos del microcontrolador

¹⁶ Mbed eco-system, "mbed NXP LPC1768 Getting Started".

Como se observa en la Tabla 2.1 el microcontrolador cuenta con 26 pines disponibles repartibles entre pines de comunicación, entradas analógicas y pines TTL. De estos pines se utilizan 18, dentro de los cuales se incluyen 6 pines TTL, 5 señales A/D, dos puertos de comunicación serial, y un puerto de comunicación I2C al cual se conectan 2 sensores.

2.2 SENSOR ULTRASÓNICO

Este tipo de sensor basa su funcionamiento en ondas ultrasónicas. Está conformado por dos elementos: un transmisor y un receptor; el transmisor es el encargado de emitir un pulso de onda ultrasónica con una frecuencia superior a los 40KHz, mientras que el receptor capta la onda a su regreso.

Mediante la medición del tiempo que tarda la onda en ir y venir después de rebotar contra el objeto detectado se obtiene la distancia a través de la siguiente ecuación:

$$d = \frac{1}{2} V * t \quad \text{Ec.1}$$

Donde:

- V: es la velocidad del pulso de onda ultrasónica en el aire
- t: es el tiempo que transcurre entre la emisión y recepción del pulso de onda.

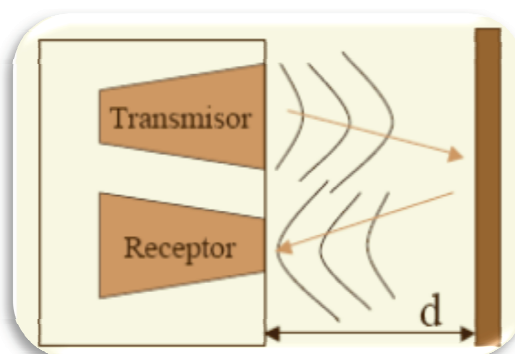


Figura 2.4 Funcionamiento del sensor ultrasónico ¹⁷

En la figura 2.4 se muestra el camino que toma la onda de ultrasonido desde su salida del transmisor hasta su llegada al receptor después de colisionar con el objeto. Se debe tomar en cuenta que la onda recorre dos veces la distancia entre

el objeto y el sensor por lo cual en la ecuación anotada anteriormente se realiza la división para 2.

Los pulsos de onda que son enviados por el transmisor tienen una forma cónica con un ángulo de apertura que va desde los 10° a 15° . El eco que se recibe como respuesta a la reflexión del sonido indica la presencia del objeto más cercano que se encuentra dentro del cono acústico. En la figura 2.5 se muestra la incertidumbre angular que presenta la onda de ultrasonido.

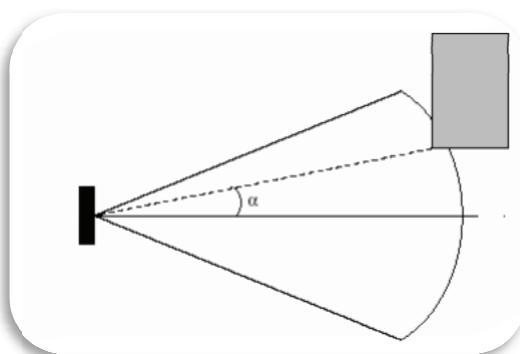


Figura 2.5 Incertidumbre angular en la medida de un ultrasonido¹⁷

Mediante el uso de los sensores ultrasónicos se busca obtener una burbuja protectora que permita detectar cualquier objeto que se acerca al vehículo; de igual manera, al instante del aterrizaje y despegue estos sensores permitirán tener una medida de distancia más precisa entre el suelo y la aeronave ya que los sensores inerciales no son muy confiables en estas situaciones.

En la actualidad, los UAV no cuentan con la carga útil necesaria para poder ser equipados con radares que les permitan detectar el acercamiento de otros vehículos aéreos que impliquen un peligro de colisión en pleno vuelo. Los sensores ultrasónicos permitirán superar los problemas de seguridad que impiden el uso de aviones no tripulados en el espacio aéreo civil.

2.2.1 ACONDICIONAMIENTO

Para el presente proyecto se necesita que la distancia de detección de un objeto sea de hasta 3 metros, por lo que se ha escogido el sensor ultrasónico PING #28015, cuyas características se presentan a continuación:

¹⁷ Perez, Diego. "Sensores de distancia por ultrasonido".



Figura 2.6 Sensor Ultrasónico PING#28015

PING #28015	
Rango de detección	2cm a 3m
Voltaje de alimentación	5V
Corriente de alimentación	30mA a 35mA
Tiempo del pulso de activación	2us a 5us máximo
Tiempo de respuesta del eco ultrasónico	115us a 18ms máximo
Frecuencia de la onda	40Khz

Tabla 2.3 Características del Sensor PING#28015¹⁸

Este sensor entrega como respuesta de señal TTL cuya duración es proporcional a la distancia a la que se encuentra el objeto.

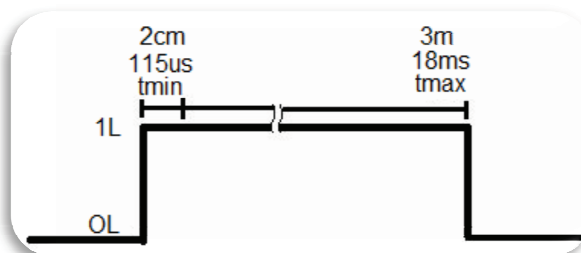


Figura 2.7 Tiempos de respuesta del sensor ultrasónico

El tiempo mínimo es de 115us correspondiente a 2cm, y el tiempo máximo es de 18ms correspondiente a los 3m de distancia entre el sensor y el objeto a detectar. En este proyecto se utilizan 5 sensores, razón por la cual es necesario utilizar la misma cantidad de pines del microcontrolador. Las señales de los sensores ingresan al microcontrolador desde el pin 21 hasta el 25, tal como se muestra en la figura 2.8.

¹⁸ PARALAX INC. "PING-Ultrasonic Distance Sensor (#28015)". 13 Junio 2006.

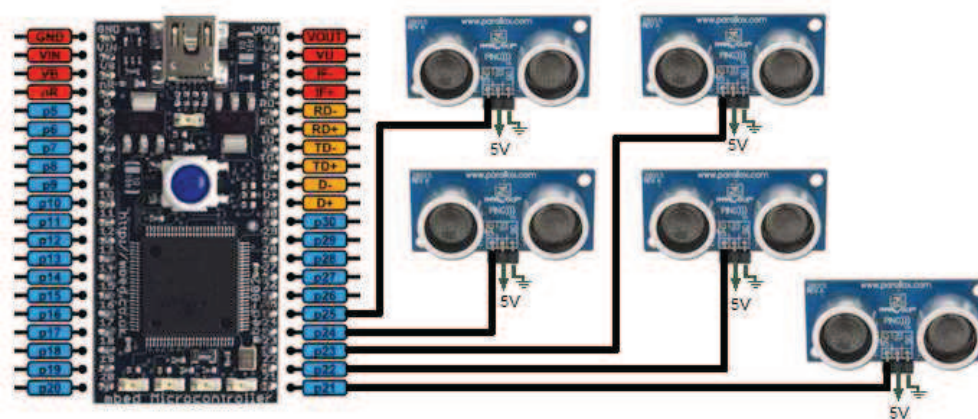


Figura 2.8 Distribución en los pines del microcontrolador para el sensor ultrasónico

2.2.2 UBICACIÓN

Ya que se busca tener una visión del entorno del helicóptero se ha dispuesto los sensores ultrasónicos de la siguiente manera: en la parte delantera del helicóptero, uno a la izquierda y otro a la derecha (Prox. 1 y Prox. 3); igualmente en la cola, en el lado izquierdo y derecho (Prox. 2 y Prox.4); y el quinto en la parte inferior (Prox. 5), tal como se muestra en las siguientes figuras.



Figura 2.9 Ubicación de los sensores de proximidad PING# 28015

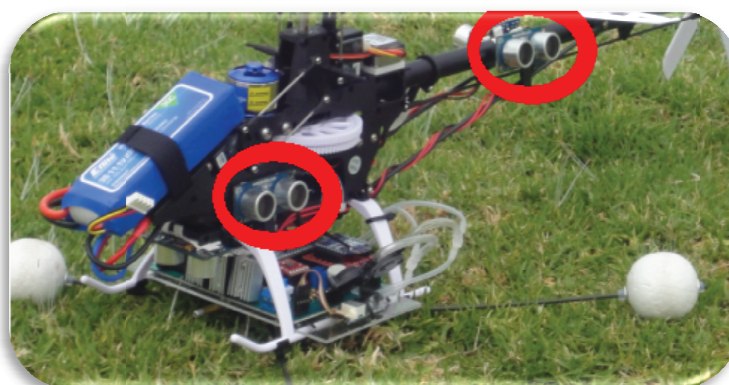


Figura 2.10 Sensores ultrasónicos parte izquierda del helicóptero

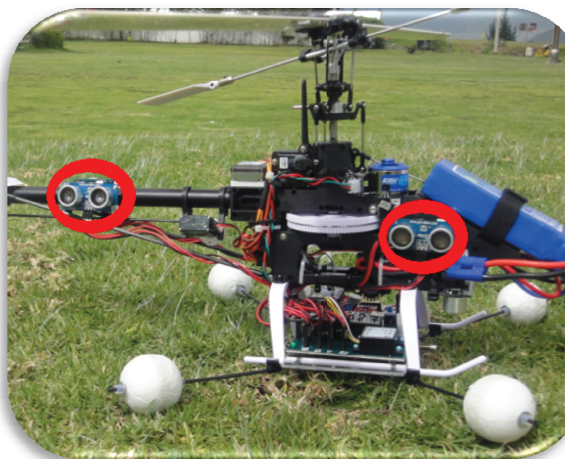


Figura 2.11 Sensores ultrasónicos parte derecha del helicóptero

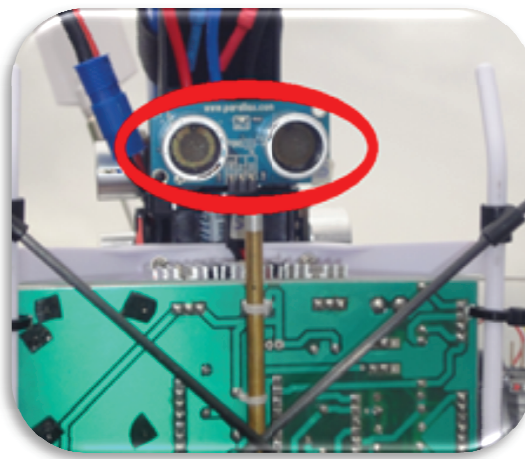


Figura 2.12 Sensores ultrasónicos parte inferior del fuselaje del helicóptero

2.3 SENSOR DE TEMPERATURA

Existen varios tipos de sensores de temperatura con diferentes principios de transducción y características propias. Cada tipo de sensor se utiliza de acuerdo con los requerimientos de las distintas aplicaciones, y entre los más importantes se tiene: termopares, RTD, termistores y sensores integrados.

En el presente proyecto se utilizan sensores integrados de temperatura, ya que aprovechan las variaciones de voltaje en la unión base-emisor (V_{BE}) de los transistores bipolares para realizar mediciones confiables y exactas de temperatura.

Los sensores integrados de temperatura se caracterizan por su pequeño tamaño y son apropiados para aplicaciones de medición y control de temperatura en el rango de -55°C a $+150^{\circ}\text{C}$; además no requieren de etapas de linealización, amplificación y compensación externas debido a que incorporan en un mismo encapsulado, circuitos de procesamiento de señales.¹⁹

Los dos sensores integrados de temperatura utilizados se emplean de la siguiente manera: uno para conocer la temperatura ambiente y otro para obtener la temperatura del motor del UAV, ya que en ciertas ocasiones el motor tiende a sobrecalentarse por la incorrecta manipulación de los controles del helicóptero.

¹⁹ Araya, Máximo. "Sensores de Temperatura".

2.3.1 ACONDICIONAMIENTO

Para el presente proyecto se ha decidido utilizar el sensor integrado de temperatura LM35, ya que es un circuito integrado de precisión y de tamaño reducido que tiene una salida de voltaje lineal y proporcional a la temperatura en grados centígrados.

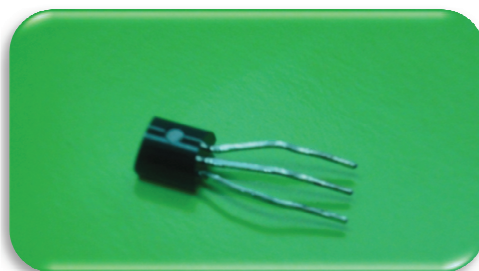


Figura 2.13 Sensor LM35

Sus características son las siguientes:

LM35	
Factor de escala	10 mV/°C
Precisión	0.5°C a una temperatura de 25°
Rango de trabajo	-55°C a 150°C
Voltaje de alimentación	4 a 30V
Corriente de alimentación	60uA

Tabla 2. 4 Características del sensor LM35²⁰

Para obtener el dato del sensor LM35 es necesario conectarlo a una entrada A/D del microcontrolador; como la señal de dicho sensor no necesita ser acondicionada, el microcontrolador será el encargado de proporcionar el dato de temperatura a través del programa implementado.

En la figura 2.14 se muestra la conexión de los dos sensores LM35 a las entradas analógicas del microcontrolador en los pines 17 y 20.

²⁰ TEXAS INSTRUMENT. "LM35 Precision Centigrade Temperature Sensors". Noviembre 2000.

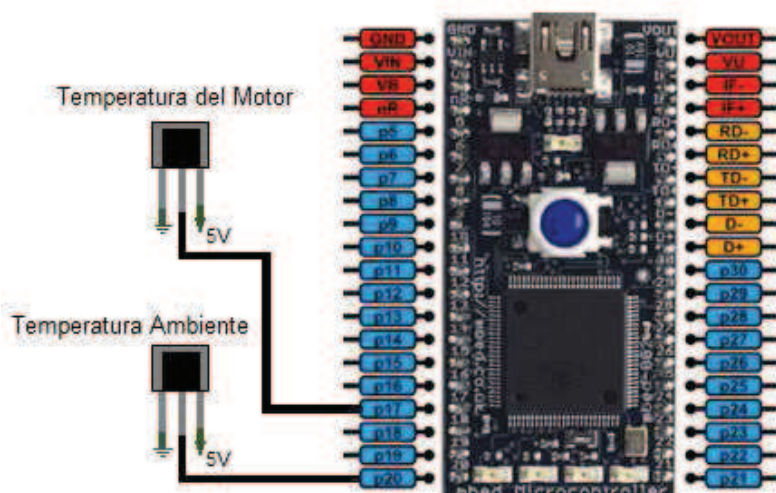


Figura 2.14 Distribución en las entradas del microcontrolador para los sensores LM35

2.3.2 UBICACIÓN

Para conocer la temperatura ambiente se ha colocado un sensor LM35 en la placa del sistema de instrumentación; el segundo sensor integrado, en las cercanías del motor del helicóptero, tal como se muestra en las siguientes figuras.

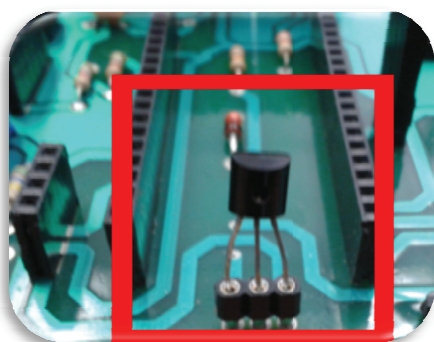


Figura 2.15 Sensor LM35 para medir la temperatura ambiente



Figura 2.16 Sensor LM35 para medir la temperatura del motor

2.4 SENSOR DE HUMEDAD

Esta clase de sensores están diseñados para obtener el porcentaje de vapor de agua en el ambiente. Se clasifican en varios tipos de acuerdo a su principio de transducción, pueden ser: mecánicos, conductivos, capacitivos, resistivos e infrarojos; cada uno de ellos presentan características propias y se utilizan para diferentes aplicaciones.

La finalidad de utilizar un sensor de humedad en la instrumentación de un UAV es conocer los niveles de humedad relativa del ambiente en el cual trabajan los

circuitos impresos que contienen elementos electrónicos, ya que cuando se tiene un valor bajo de humedad, menor al 45%, se produce la acumulación de cargas electroestáticas perjudiciales para los circuitos electrónicos que controlan al vehículo. Este flujo de corriente que se forma de manera imprevista, provoca la disminución de la vida útil de los elementos electrónicos, así como también causa el mal funcionamiento de los mismos; cuando la concentración de carga llega a ser de gran valor, puede llevar a la destrucción de los elementos.

2.4.1 ACONDICIONAMIENTO

Para el presente proyecto se ha escogido el sensor de humedad HS1101 que basa su funcionamiento en celdas capacitivas. Sus características son las siguientes:



Figura 2.17 Sensor de humedad HS1101

HS1101					
Características	Símbolo	Mínimo	Típico	Máximo	Unidad
Rango de la medida de humedad	RH	1		99	%
Voltaje de alimentación	Vs	-	5	10	V
Capacidad nominal	C	177	180	183	pF
Coefficiente de temperatura	Tss		0.04		pF/°C
Sensibilidad media	$\Delta C / \%HR$	0.34			pF/%HR
Alta fiabilidad y largo tiempo de estabilidad					
Tiempo de respuesta rápido					

Tabla 2.5 Características del sensor de humedad HS1101 ²¹

De acuerdo al tipo de acondicionamiento que se utilice para este sensor, se puede tener una respuesta en voltaje o frecuencia. En este caso se ha realizado el acondicionamiento para tener una respuesta en frecuencia. De acuerdo a las

especificaciones del fabricante, se debe utilizar un circuito integrado LM555 como aestado, el cual permitirá obtener una frecuencia variable dependiendo del valor de la capacitancia del sensor de humedad. En la figura 2.18 se muestra el circuito de acondicionamiento del sensor de humedad implementado.

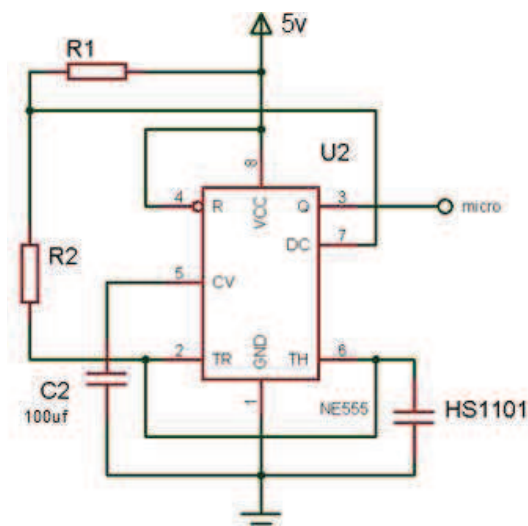


Figura 2.18 Circuito acondicionador del sensor de humedad HS1101

Las ecuaciones que se tiene, al utilizar un LM555 como aestado, son las siguientes:

$$t_{alto} = 0.693C(R_1 + R_2) \quad \text{Ec.2}$$

$$t_{bajo} = 0.693C * R_2 \quad \text{Ec.3}$$

Por recomendación del fabricante se trabajará con una relación de trabajo igual a 52%, con lo que se tiene:

$$\delta = 52\% = \frac{t_{alto}}{\text{periodo}} = \frac{t_{alto}}{t_{alto} + t_{bajo}}$$

$$0.52 = \frac{0.693C(R_1 + R_2)}{0.693C(R_1 + R_2) + 0.693C * R_2}$$

$$0.52 = \frac{0.693C * (R_1 + R_2)}{0.693C * (R_1 + 2R_2)}$$

Simplificando:

$$0.52 = \frac{R_1 + R_2}{R_1 + 2R_2} \quad \text{Ec.4}$$

Por recomendación del fabricante se escoge $R_1 = 49.9K\Omega$

$$0.52R_1 + 1.04R_2 = R_1 + R_2$$

$$0.48R_1 = 0.04R_2$$

$$R_2 = 12R_1$$

$$R_2 = 598.8K\Omega$$

Como el valor de resistencia calculado no es un valor estándar, se utiliza potenciómetros de precisión para alcanzar los valores de R_1 y R_2 .

Con el circuito de acondicionamiento implementado, la variación en frecuencia del sensor con respecto al porcentaje de humedad relativa, según datos proporcionados por el fabricante, se muestra en la siguiente tabla.

Humedad [%]	Frecuencia [Hz]
0	7351
10	7224
20	7100
30	6976
40	6853
50	6728
60	6600
70	6468
80	6300
90	6186
100	6033

Tabla 2.6 Variación de frecuencia con respecto a la humedad relativa ²¹

En la figura 2.19 se muestra la curva que se tiene al graficar el porcentaje de humedad relativa en función de la frecuencia. Como es una relación lineal, también se indica la ecuación que relaciona las dos variables.

²¹ HUMIREL. "Sensor de Humedad Relativa HS1100/HS1101". 7 Junio 2002.

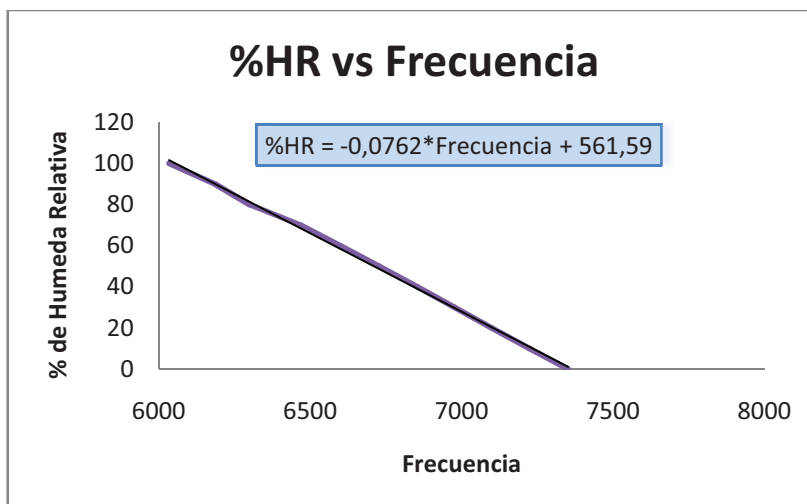


Figura 2.19 Variación de % de humedad relativa en función de la frecuencia

De acuerdo a los datos de la figura anterior, se obtiene la siguiente ecuación que será implementada en el microcontrolador para conocer el porcentaje de Humedad Relativa:

$$\%HR = -0.0762 * Frecuencia + 561.59 \quad \text{Ec.5}$$

La figura 2.20 muestra el circuito de acondicionamiento del sensor de humedad y la conexión de la señal de salida a la entrada del pin 12 del microcontrolador.

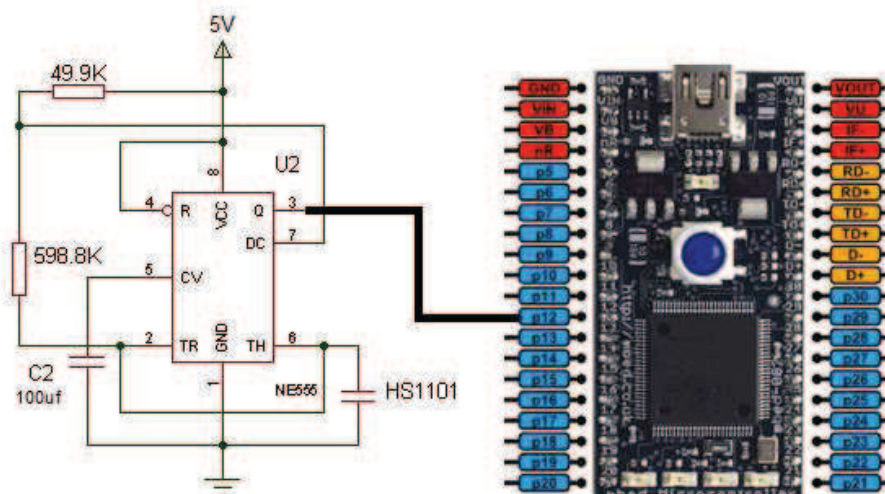


Figura 2.20 Ubicación de la señal acondicionada del sensor HS1101 a la entrada del microcontrolador

2.4.2 UBICACIÓN

Como se busca cuidar la integridad de los sensores y del circuito de recolección de datos, el sensor está ubicado en la placa de adquisición y procesamiento de señales como se muestra en la figura 2.21.

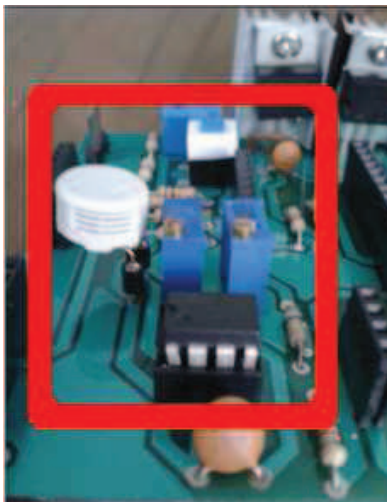


Figura 2.21 Ubicación del sensor de humedad HS1101

2.5 SENSOR DE PRESIÓN

Los sensores de presión son elementos que transforman la magnitud física de presión (o fuerza por unidad de superficie) en una magnitud eléctrica que pueden o no estar en rangos normalizados. Los sensores pueden ser analógicos o digitales y de acuerdo al tipo de medida se dividen en:

- Medidor de presión absoluta.
- Medidor de presión atmosférica.
- Medidor de presión de vacío.
- Medidor de presión diferencial.
- Medidor de presión relativa.

Generalmente se usan estos sensores para medir flujo, velocidad, nivel, y la altitud. El presente proyecto emplea estos sensores para medir la velocidad de aire, la altura y la presión atmosférica a la que se encuentra el UAV; para ello es necesario utilizar un tubo pitot, cuyo funcionamiento y características se detalla a continuación.

2.5.1 TUBO PITOT

El tubo pitot es un instrumento muy utilizado para medir la velocidad de flujo de cualquier fluido o gas; su principal característica es su construcción, puesto que está formado por dos tubos que pueden ser montados por separado o en un solo

bloque, dándole la habilidad de medir dos presiones simultáneamente, la presión de impacto y la presión estática.

La presión de impacto también se denomina presión total y es igual a la suma de la presión estática más la presión dinámica. Esta última está relacionada con la velocidad del fluido que circula dentro del tubo, por lo que se la utiliza para obtener la velocidad del aire en la que se mueve el UAV.



Figura 2.22 Tubo Pitot

Debido a que se necesita detectar el aire que choca contra el frente del helicóptero, el tubo pitot está ubicado bajo el soporte de la placa de adquisición y procesamiento de señales con su orificio apuntando en la misma dirección que la trompa del helicóptero.

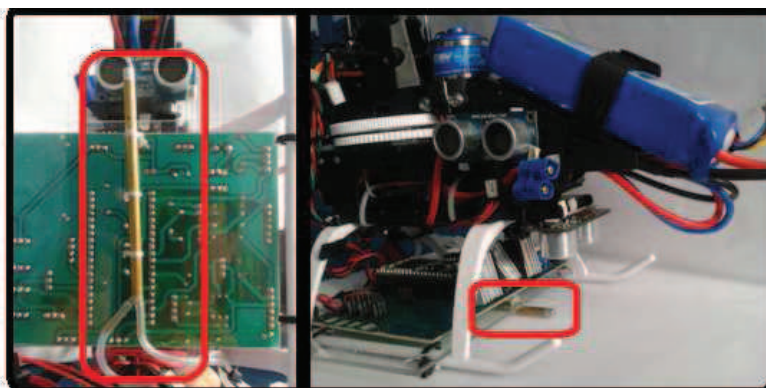


Figura 2.23 Ubicación del tubo Pitot

2.5.2 MEDIDOR ANALÓGICO DE PRESIÓN

Este tipo de medidor da una respuesta analógica de voltaje ante variaciones de presión sensadas con un tubo pitot.

Para el presente proyecto se utiliza el medidor de presión MPX4100A, el cual está diseñado para sensor presión absoluta y generar una señal de voltaje proporcional a la presión aplicada.



Figura 2.24 Sensor de presión MPX4100A

En la figura 2.25 se detalla la distribución de pines que presenta el sensor de presión MPX4100A.

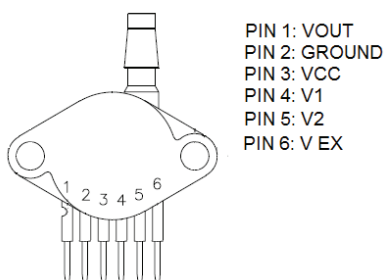


Figura 2.25 Distribución de pines del sensor de presión MPX4100A

Sus características son las siguientes:

MPX4100A					
Característica	Símbolo	Min	Típico	Max	Unidad
Rango de presión	Pop	20	-	105	Kpa
Salida proporcional	Vout	0.3		4.9	V
Voltaje de alimentación	Vs	4.85	5.1	5.35	V
Corriente de alimentación	Io	-	17	20	mAdc
Sensibilidad	V/P	-	54	-	mV/Kpa

Tabla 2.7 Características del sensor de presión MPX 4100A ²²

Este tipo de equipos, en conjunto con el tubo pitot, son utilizados con la finalidad de obtener los valores de presión total y estática, lo que permite calcular la velocidad del aire cuando el helicóptero se encuentra en vuelo.

Ya que el microcontrolador utilizado presenta una entrada A/D que soporta un voltaje máximo de 3.3V, es necesario que la respuesta del sensor analógico de presión sea acondicionada a dicho valor; para lo cual se realiza un divisor de voltaje, cuyo cálculo se presenta a continuación.

²² Freescale Semiconductor. "MPX4100A". 9 Enero 2009.

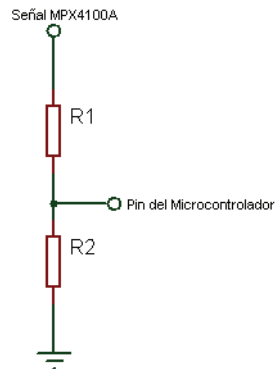


Figura 2.26 Divisor de voltaje para el sensor MPX4100A

$$V_{\max \frac{A}{D} \text{micro}} = \frac{R_2}{R_1 + R_2} * V_{\max \text{ del sensor}} \quad \text{Ec.6}$$

Sea $V_{\text{máximo del sensor}} = 4.9\text{Vdc}$ y,

$V_{\text{máximo de A/D del microcontrolador}} = 3.3\text{Vdc}$

Se tiene:

$$3.3\text{V} = \frac{R_2}{R_1 + R_2} * 4.9\text{V}$$

$$3.3R_1 + 3.3R_2 = 4.9R_2$$

$$1.6R_2 = 3.3R_1$$

$$R_2 = 2.06R_1$$

Asumiendo

$$R_1 = 10\text{K}\Omega$$

Se obtiene:

$$R_2 = 20.6\text{K}\Omega$$

Como R_2 no es un valor estándar se escoge

$$R_2 = 18\text{K}\Omega$$

Con estos valores a continuación se calcula el voltaje máximo que podrían ingresar al microcontrolador.

$$V_{uc\text{máximo}} = \frac{18k\Omega}{18K\Omega + 10K\Omega} * 4.9V$$

$$V_{uc\text{máximo}} = 3.15V$$

Debido a su forma, los sensores de presión deben estar en la placa de adquisición y procesamiento de señales. En la figura 2.27 se muestra la conexión de las salidas de los sensores hacia las entradas analógicas 18 y 19 del microcontrolador.

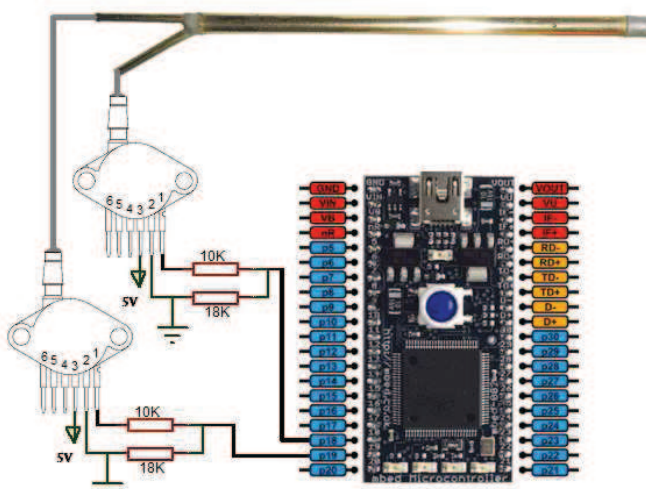


Figura 2.27 Ubicación de los sensores analógicos de presión en los puertos del microcontrolador

2.5.3 SENSOR DIGITAL DE PRESIÓN

Al igual que los sensores analógicos de presión, existen diversos tipos de sensores digitales de presión diseñados para entregar el valor de una variable específica; es decir, a nivel comercial se pueden encontrar sensores que miden la velocidad del aire, la altura y la presión en un circuito integrado. Sin embargo, al igual que los sensores analógicos de presión, algunos sensores digitales necesitan la conexión a un tubo pitot para poder obtener el dato de presión.

Los sensores de presión digitales contienen, en una misma placa, un sensor de presión acondicionado con un microcontrolador que proporciona el dato deseado a través de comunicación: I2C, SPI o serial. La ventaja que presentan estos circuitos integrados es que no necesitan de acondicionamiento y el dato entregado es mucho más confiable. El sensor digital que se utiliza en el desarrollo del sistema de instrumentación es el BMP085, diseñado específicamente para

suministrar un dato de presión con respecto al nivel del mar; con este valor es posible calcular la altura a la que se encuentra la aeronave.

2.5.3.1 BMP085

El BMP085 pertenece a una nueva generación de sensores digitales de presión diseñados para proporcionar el dato de presión mediante comunicación I2C, permitiendo de esta forma su fácil integración con un sistema microprocesado; su principal ventaja es su resolución, por lo cual es muy utilizado para calcular la altitud con bastante precisión.²³



Figura 2.28 Sensor digital de presión BMP085

En la figura 2.29 se indica la distribución de pines del sensor BMP085 vista desde la parte posterior del mismo.



Figura 2.29 Distribución de pines del sensor BMP085

Las características de este sensor se muestran en la siguiente tabla:

BMP085	
Interfaz serial	I2C
Rango de presión	300-1100hPa (9000m a-500m sobre el nivel del mar)
Resolución	0.03hPa/0.25m
Voltaje de alimentación	1.8-3.6Vdc
Corriente de alimentación	12mA
Dimensiones	16.5*16.5mm
Resistencia de pull-up	2.2K Ω -10 K Ω valor típico 4.7 K Ω

Tabla 2.8 Características del sensor de presión BMP085²³

²³ BOSCH. "BMP085 Digital Pressure Sensor". 1 Julio 2008.

Debido a que el sensor proporciona el dato a través de comunicación I2C, es recomendable conectar resistencias de pull-up para obtener baja impedancia de salida sin usar un gran consumo de energía. Por recomendación del fabricante se ha colocado resistencias de $4.7K\Omega$.

Por su estructura, el BMP085 debe ir ubicado en la placa de adquisición y procesamiento de señales. En la Figura 2.30 se muestra la conexión de sus pines en las entradas de comunicación I2C correspondientes a los pines 9 y 10 del microcontrolador, de igual manera su pin de interrupción está conectado al pin 11 del microcontrolador.

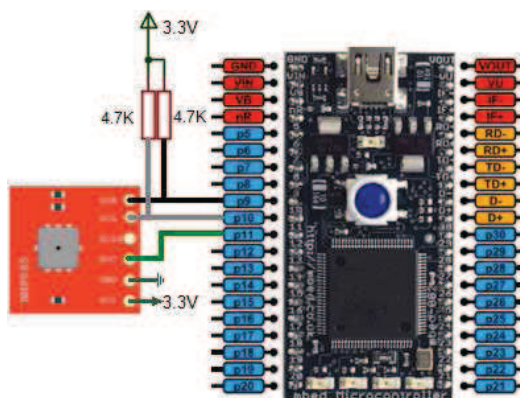


Figura 2.30 Ubicación del BMP085 en los pines del microcontrolador

2.5.3.2 Velocidad del aire

El microsensor Airspeed es utilizado para conocer la velocidad del aire en los UAV, barcos y coches; pero para cumplir este fin, necesita estar conectado a un tubo pitot. Incluye un display de 7 segmentos en el cual se muestra la velocidad máxima del aire detectada. Para conocer la velocidad del aire durante el vuelo, el microsensor entrega el dato al microcontrolador a través de comunicación I2C.²⁴

En este proyecto, este sensor se utiliza para tener un promedio de velocidad del aire al usarlo con el dato del sensor de presión analógica (MPX4100A); el fin es disponer de un dato más confiable.

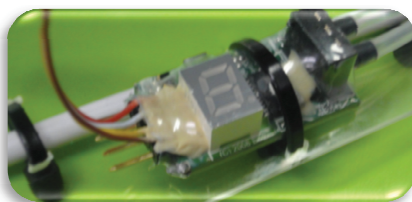


Figura 2.31 Microsensor Airspeed

A continuación se detalla las características principales del sensor.

AIRSPEED	
Medida de velocidad del aire	9MPH a 350MPH (15KmH a 563KmH)
Sensibilidad	1MPH
Voltaje de alimentación	3V a 16V
Peso	4 gramos
Dimensiones	28mm*16mm*10mm

Tabla 2.9 Características del Airspeed²⁴

En la figura 2.32 se explica cómo se debe conectar el tubo pitot con el microsensor, tomado muy en cuenta la correcta conexión de las salidas de la presión estática y presión total del tubo pitot hacia el microsensor. Para hacer esta conexión se necesita de tubos de silicón, que por su estructura flexible permiten un acople perfecto sin pérdidas de flujo de aire.

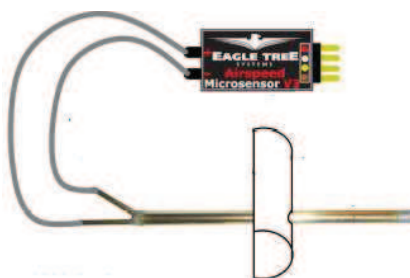


Figura 2. 32 Conexión del microsensor Airspeed al tubo pitot²⁴

Ya que la comunicación I2C permite la conexión de varios circuitos con diferentes direcciones, el microsensor Airspeed se conectará al mismo puerto I2C que utiliza sensor digital BMP085 correspondientes a los pines 9 y 10 del microcontrolador.

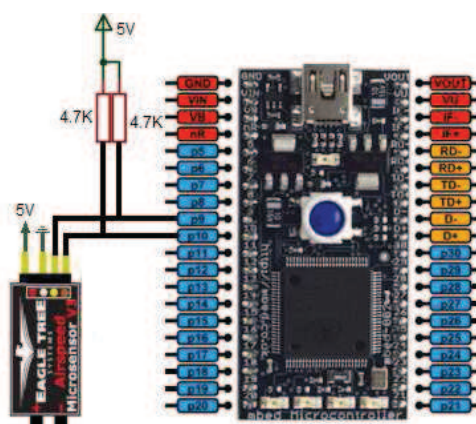


Figura 2. 33 Ubicación del Airspeed en los pines del microcontrolador

²⁴ Eagle Tree Systems. "Instruction Manual for the Airspeed MicroSensor V3". Diciembre 2008.

2.5.4 UBICACIÓN

Los sensores de presión analógica, BMP085 y el Airspeed se ubicarán en la placa de adquisición y procesamiento de señales.

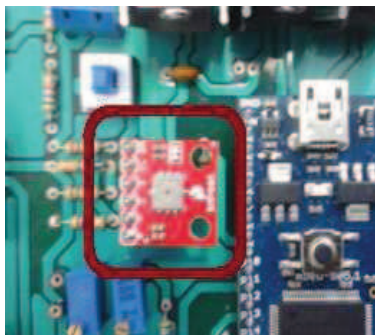


Figura 2.34 Ubicación del sensor BMP085 en la placa de adquisición y procesamiento de señales

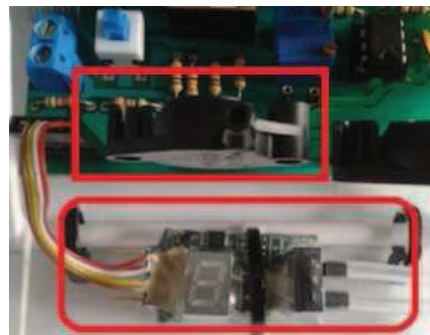


Figura 2.35 Ubicación del Airspeed y medidor analógico en la placa de adquisición y procesamiento de señales

2.6 UNIDAD DE MEDIDA INERCIAL

La IMU (Inertial Measurement Unit) o Unidad de Medida Inercial está conformada por tres sensores: giroscopio, acelerómetro y magnetómetro, los cuales en conjunto proporcionan información sobre la orientación, aceleraciones lineales y velocidades angulares en los tres ejes del espacio. Estos datos son utilizados principalmente para maniobra en aviones, UAV, naves espaciales, buques, misiles guiados, robots, entre otros.²⁵

En el presente proyecto se utiliza la IMU comercial CHR-UM6, cuyas mediciones permiten obtener la orientación de la superficie en la cual se encuentra ubicada. Además del giroscopio, acelerómetro y magnetómetros, tiene un sensor de temperatura para compensación del giroscopio y si se conecta con un GPS se puede tener posición, velocidad y curso.

En su procesador de 32 bits, la CHR-UM6 posee el algoritmo de un EKF (Filtro extendido de Kalman), el cual es un estimador óptimo que se utiliza con el fin de integrar las medidas de los sensores inerciales.

Los datos de la IMU son proporcionados a través de comunicación serial UART, pero es posible configurarla para obtener los datos vía comunicación serial SPI. Una de las ventajas de este módulo es que está calibrado de fábrica para eliminar

²⁵ Rivas, Miguel. "UNIDAD DE MEDICIÓN INERCIAL ALGORITMO DE ESTIMACIÓN E IMPLEMENTACIÓN DE SOFTWARE". Universidad de Sevilla. Junio 2006.

el efecto de materiales ferrosos presentes en el ambiente, lo que provoca distorsión del campo magnético.

Los datos que proporciona la IMU CHR-UM6 son los siguientes:

- Salida del giroscopio sin compensar.
- Salida del acelerómetro sin compensar.
- Salida del magnetómetro sin compensar.
- Salida del giroscopio compensada.
- Salida del acelerómetro compensada.
- Salida del magnetómetro compensada.
- Cuaterniones.
- Ángulos de Euler.
- Covarianzas.
- Temperatura.



Figura 2.36 CHR-UM6

Entre sus características eléctricas se tiene las indicadas en la siguiente tabla.

CHR-UM6	
Voltaje de alimentación	3.5 a 5Vdc
Corriente de alimentación	50 a 58mAdc
Temperatura de operación	-40 a 80°C
Protocolos de comunicación	Serial UART, SPI
Actualización de datos	20 a 300Hz
Velocidad de transmisión	9600 a 115200 baudios
Dimensiones (l*a*h)	30*30*10mm

Tabla 2.10 Características del CHR-UM6²⁶

²⁶ CH Robotics. "UM6 Ultra-Miniature Orientation Sensor Datasheet". 28 Agosto 2012.

La utilización de la CHR-UM6 permite conocer la posición del helicóptero respecto a los ejes de referencia, para tener una mayor visión de cómo es su movimiento en aire y cómo es controlado desde tierra a través del radiocontrol.

2.6.1 CALIBRACIÓN

Para realizar la calibración de la CHR-UM6 se utiliza el programa CH Robotics Interfaces proporcionado por el fabricante. Este software permite comunicarse con el procesador de la IMU y cambiar sus valores predeterminados; adicionalmente grafica los datos que proporciona la IMU de manera individual o grupal.

Los datos de la IMU se los obtiene vía comunicación serial a una velocidad de 115200 baudios, velocidad que viene de fabrica.

En la figura 2.37 se muestra la conexión desde la CHR-UM6 al pórticos serial del microcontrolador.

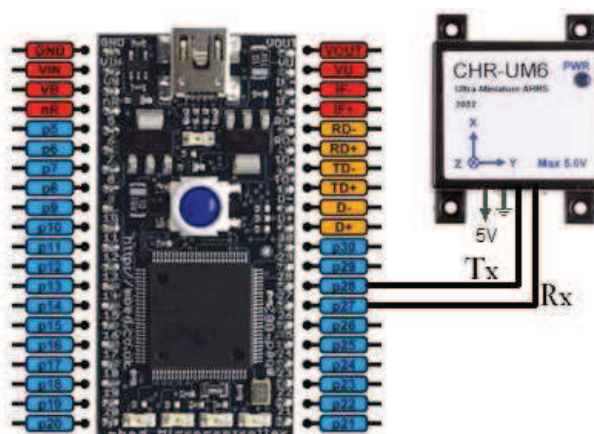


Figura 2. 37 Ubicación del CHR-UM6 en los pines del microcontrolador

2.6.2 UBICACIÓN

La ubicación de la unidad de medida inercial es de suma importancia ya que para obtener una correcta actitud de la aeronave es necesario que se encuentre en una posición paralela y, si es posible, en el centro del vehículo aéreo, por lo cual será colocada en la placa, de tal manera que el norte de la IMU esté en paralelo con la parte frontal del helicóptero.

En la figura 2.38 se muestra la ubicación de la IMU en la placa de adquisición y procesamiento de señales en el lado superior derecho.



Figura 2.38 Ubicación de la IMU en la placa de adquisición y procesamiento de señales

2.7 COMUNICACIÓN INALÁMBRICA

La comunicación inalámbrica es aquella que no necesita cables entre emisor y receptor, ya que utiliza modulación de ondas electromagnéticas. Este tipo de comunicación permite transmitir los datos procesados por el microcontrolador ubicado en el helicóptero, a la estación en tierra que se encargará de recibir y mostrar los datos de cada sensor.

Ya que el helicóptero puede alcanzar varios metros de altura, es necesario que los módulos inalámbricos (receptor y emisor) tengan un alcance considerable, por lo cual se ha escogido el Xbee Pro s2b chip antenna, cuyas características son las siguientes:

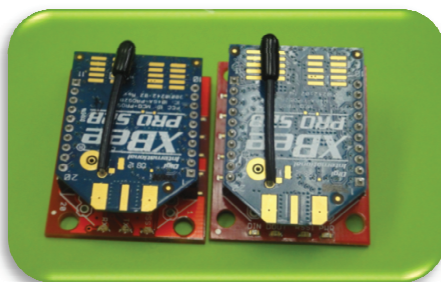


Figura 2.39 Módulos de comunicación inalámbrica

XBEE PRO S2B CHIP ANTENA

Características de transmisión

Rango interior/urbano	Hasta 90m
Rango exterior con línea de vista	Hasta 1500m
Potencia de transmisión	63mW (+18dBm)
Velocidad de transmisión	Hasta 250000 baudios
Frecuencia de operación	2.4GHz
Número de canales	15 canales directos

Tabla 2.11 Características de transmisión del Xbee S2b Chip Antena ²⁷

XBEE PRO S2B CHIP ANTENA	
Características eléctricas	
Voltaje de alimentación	2.7 a 3.6Vdc
Corriente de operación de transmisión	205 a 220mAdc
Corriente de operación de recepción	47 a 62 mAdc
Corriente de funcionamiento (Modo Sleep)	15mAdc
Dimensiones	2.438cm x 3.294cm
Temperatura de operación	-40 a 85°C

Tabla 2.12 Características eléctricas del Xbee Pro s2b chip antena ²⁷

Los módulos Xbee utilizan protocolo y tecnología ZigBee, que les dan las característica de ser módulos de bajo consumo de energía y de bajo costo; ya que ZigBee se basa en el estándar IEEE 802.15.4.

Para su conexión con el microcontrolador y con la PC es necesario acondicionar las señales y los niveles de voltaje, ya que el microcontrolador utiliza valores TTL; y la PC utiliza valores RS232.

Por estas razones, se vio la necesidad de utilizar XBee Explorer Serial para la conexión hacia el Microcontrolador, ya que convierte la señal de 3.3V, que proporciona el Xbee, a una señal de 5V aceptable para el microcontrolador; igualmente lo hace de manera inversa, cuando el microcontrolador transmite las señales.

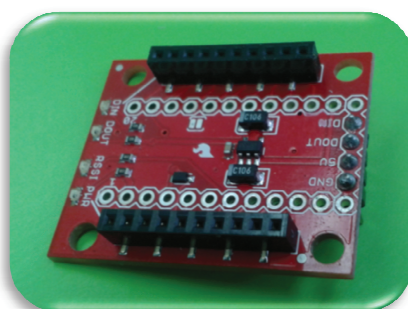


Figura 2.40 Xbee explorer serial

Para la conexión con la PC se utiliza el Xbee Explorer USB el cual transforma las señales de 3.3V a señales RS232 para realizar comunicación serial vía USB.

²⁷ DIGI International. "XBEE PRO S2B". 17 Mayo 2010.

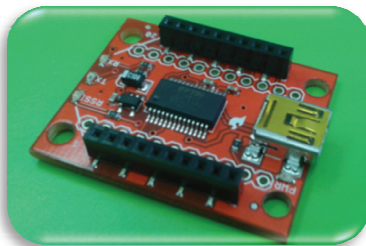


Figura 2.41 Xbee explorer USB

2.8 BATERÍA

Las baterías son dispositivos almacenadores de energía eléctrica a base de procesos electroquímicos. Están formadas por celdas con dos terminales: ánodo donde se produce la oxidación (por lo que también se lo denomina electrodo), y cátodo, donde se produce la reducción.

Para completar el circuito eléctrico, las disoluciones donde se encuentran sumergidos el ánodo y el cátodo se conectan mediante un conductor conocido como puente de sal (o como puente salino) por el que pasan los cationes y aniones. La corriente eléctrica fluye del ánodo al cátodo porque existe una diferencia de potencial eléctrico entre ambos electrolitos, tal como se muestra en la figura 2.42.

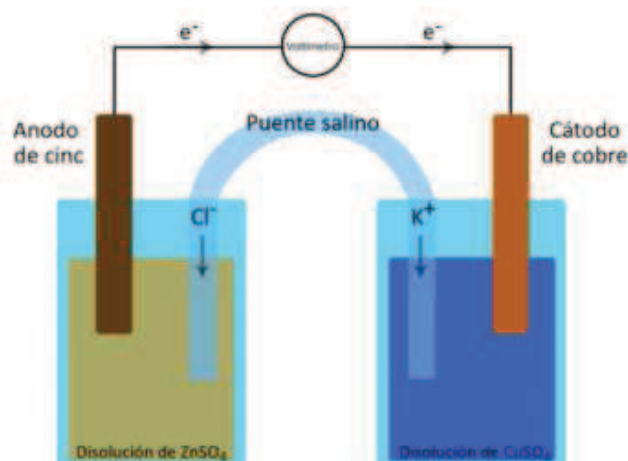


Figura 2.42 Funcionamiento de un Batería ²⁸

Los parámetros para tomar en cuenta en la selección de una batería son los siguientes:

- Cantidad de energía (Wh).
- Máxima corriente (Corriente de descarga Ah).

- Dimensiones (de acuerdo a la aplicación).
- Peso (de acuerdo a la aplicación).

2.8.1 TIPOS

En la actualidad existen varios tipos de baterías de acuerdo a su composición química, su capacidad de corriente, tamaño, entre otros. A continuación se exponen los tipos de baterías más utilizados.

2.8.1.1 Pila alcalina

La sustancia en su interior es cloruro de Sodio o de Potasio; tiene la capacidad de entregar una corriente y potencia estable.

2.8.1.2 Batería de Níquel-Hierro (NI-FE)

Consta de varias filas de tubos compuestos por acero niquelado, los cuales contenían hidróxido de níquel; tiene la ventaja de ser de bajo costo, pero en condiciones normales entregan un potencial de 1.3V.

2.8.1.3 Batería de Níquel-Cadmio (NI-CD)

Posee un ánodo de cadmio y un cátodo compuesto por hidróxido de níquel; permite ser recargada una vez gastadas, aunque disponen de poca capacidad.

2.8.1.4 Batería de Níquel-Hidruro Metálico (NI-MH)

Presenta la ventaja de ser una batería recargable, su ánodo es de hidróxido de níquel y un cátodo compuesto por una aleación de hidruro metálico. Puede proporcionar un voltaje de 1.2V y una capacidad entre 0.8 a 2.9Ah.

2.8.1.5 Batería de Iones de Litio (LI-ION)

Su uso se ha popularizado en aparatos como teléfonos móviles, agendas electrónicas, ordenadores portátiles y lectores de música. Las baterías de Ión Litio, por ser más compactas, permiten manejar una mayor carga, lo cual se ha utilizado para lograr automóviles eléctricos prácticos.²⁸

²⁸ Villanueva, Eliana. "Tecnología de las Baterías". 6 Abril 2010.

2.8.1.6 Batería de Polímero de Litio (LIPO)

Este tipo de baterías son las más utilizadas a nivel de robótica debido a su alta densidad de energía, alta tasa de descarga, alto voltaje por celda, lo que permite tener voltajes superiores a los 15V, y no son de gran tamaño.

2.8.2 CÁLCULO Y SELECCIÓN ²⁹

Para el cálculo de la capacidad de la batería se necesita la corriente promedio de descarga, es decir la corriente que van a consumir todos los elementos de la placa de adquisición y procesamiento de señales.

Sensor	Cantidad	Corriente unitaria [mA]	Corriente total [mA]
Ultrasónico	5	30	150
Temperatura (LM35)	2	0.06	0.12
Presión Analógica	2	17	34
BMP085	1	12	12
Airspeed	1	15	15
IMU	1	50	50
Xbee	1	205	205
Microcontrolador	1	30	30
Lm555	1	15	15
TOTAL			511.12

Tabla 2.13 Corriente que consume cada elemento del sistema de instrumentación

Esta corriente promedio, en amperios, se debe multiplicar por el tiempo de respaldo que se necesita en horas. El tiempo de respaldo que se necesita como máximo es de media hora, por lo que:

$$C = 0.511A * 0.5h = 0.256Ah$$

Adicionalmente se debe añadir 15% para cubrir pérdidas de capacidad de las celdas.

²⁹ Fernández, Arlem et al. "BATERÍAS RECARGABLES PARA USO MÉDICO: CARACTERÍSTICAS Y CIRCUITOS DE CARGA". Biblioteca Virtual de Salud.

$$C = 1.15 * 0.256Ah = 0.294Ah$$

Si el tiempo de respaldo es menor a 10 h, se debe adicionar un 10 % por cada hora adicional hasta igualar o sobrepasar las 10 h. Como son 10 horas entonces:

$$C = 10 * 0.1 * 0.294Ah + 0.294Ah = 0.588Ah$$

Finalmente adicionar un 25% para considerar un ciclo de vida adecuado.

$$C = 1.25 * 0.588Ah = 0.735Ah$$

De acuerdo al resultado obtenido, es necesario utilizar una batería de capacidad mínima de 800mAh.



Figura 2.43 Batería LIPO EON

Por motivos de tamaño y capacidad, se ha escogido una batería tipo LIPO de marca Flight Power EON con las siguientes características:

Batería LIPO EON	
Capacidad	800mAh
Voltaje	11.1V a 12.6V por celda
Corriente Máxima	20A @40°C
Número de Celdas	3
Peso	67g
Dimensiones	7x2.4x1.6cm

Tabla 2.14 Características de la batería LIPO EON

2.8.3 ACONDICIONAMIENTO

Debido a las características de la batería LIPO mencionadas anteriormente, es indispensable sensor el valor de su voltaje, ya que si baja del valor mínimo permitido puede causar que la batería no pueda ser cargada en una siguiente ocasión.

Para obtener el dato de voltaje de la batería dentro del microcontrolador es necesario un acondicionamiento, que reduzca el voltaje máximo de la batería correspondiente a 12.6V a 3.3V, para lo cual se realizará un divisor de voltaje tal como se muestra en la figura 2.44.

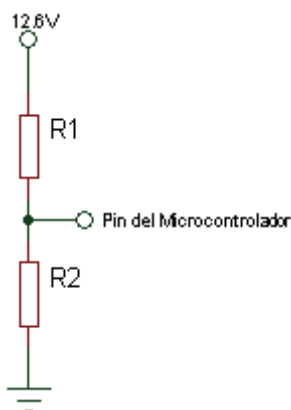


Figura 2.44 Divisor de voltaje para la batería

El cálculo de las resistencias se realiza a partir de la ecuación de un divisor de voltaje.

$$3.3V = \frac{R_2}{R_1 + R_2} * 12.6V$$

$$3.3R_1 + 3.3R_2 = 12.6R_2$$

$$3.3R_1 = 9.3R_2$$

$$R_1 = 2.8R_2$$

Asumiendo:

$$R_2 = 10K\Omega$$

Se tiene:

$$R_1 = 28K\Omega$$

Se escoge un valor comercial de:

$$R_1 = 33K\Omega$$

Con estos valores de resistencias cuando la batería entregue 12.6V al pin del microcontrolador, entrará un voltaje de:

$$V = \frac{10K\Omega}{33K\Omega + 10K\Omega} * 12.6V = 2.93V$$

Para el valor mínimo de la batería tenemos:

$$V = \frac{10K\Omega}{33K\Omega + 10K\Omega} * 11.1V = 2.58V$$

Para proteger el pin del microcontrolador de un sobrevoltaje, se colocará un diodo zener que evitará que el voltaje supere los 3.1V, impidiendo así daños en el pin del microcontrolador.

En la figura 2.45 se indica el acondicionamiento de la batería y su ubicación entre el pin del microcontrolador.

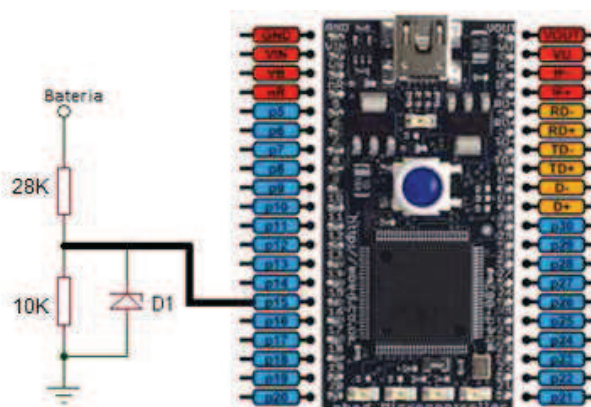


Figura 2.45 Distribución de pines para el voltaje de la fuente

2.8.4 UBICACIÓN

Debido al peso de la batería, es necesario buscar un lugar estratégico en donde no interfiera con la placa de adquisición y procesamiento de señales, ni con el sistema mecánico del helicóptero; por ello se la ha colocado sobre el tren de aterrizaje, tal como se muestra en la figura 2.46.



Figura 2.46 Ubicación de la batería en el helicóptero

2.9 DISEÑO DE LA PLACA DE ADQUISICIÓN Y PROCESAMIENTO DE SEÑALES

Para el diseño de la placa de adquisición y procesamiento de señales, primeramente es necesario considerar su posible ubicación y, luego, el espacio disponible en el helicóptero. Así, se ubicó la placa en el tren de aterrizaje que brinda un soporte seguro y, además, cuenta con el espacio disponible. Para que la placa quede segura, se colocó debajo de ella una lámina de acrílico, fija al tren de aterrizaje del helicóptero. Esto se puede apreciar en la figura 2.47.

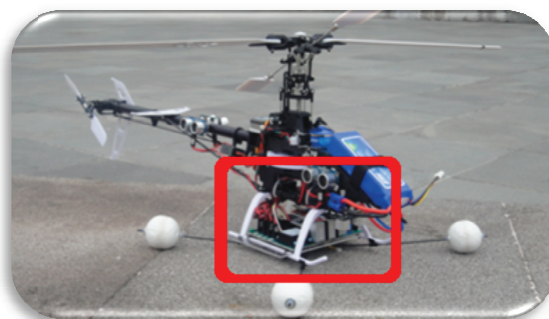


Figura 2.47 Ubicación de la placa de adquisición y procesamiento de señales

Para el espacio disponible, se procuró que la placa no sobrepase las dimensiones del tren de aterrizaje, de ahí que los elementos deben ser colocados de una manera compacta dentro de la placa.

De acuerdo a la corriente total que consume todo el circuito se debe seleccionar el tamaño de la pista. Hay que evitar que entre las pistas se produzcan ángulos rectos, ya que estos provocan antenas que pueden producir interferencias en el sistema.

Ya que la mayoría de sensores necesitan una fuente de polarización de 5Vdc, es necesario regular el voltaje dado por la batería utilizando el regulador LM7805, el cual permite tener un voltaje fijo de polarización.

Las características del LM7805 son las siguientes:

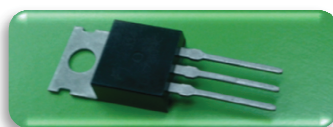


Figura 2. 48 LM7805

LM7805				
Características	Min	Typ	Max	Unidad
Voltaje de salida @25°C	4.8	5	5.2	V
Voltaje de salida @I _o =500mA	4.65	5	5.35	V
Corriente de salida	5		500	mA
Voltaje de polarización	5	10	20	V
Temperatura de trabajo	-55		155	°C

Tabla 2. 15 Características del LM7805³⁰

Como el LM7805 presenta una corriente de salida de 500mA y el sistemas utiliza una corriente de 511.12mA sin factor de respaldo, se debe colocar dos LM7805, con la finalidad de dividir los sensores en dos circuitos con fuentes diferentes. En la Tabla 2.16 se describe la distribución de sensores tratando de equilibrar la carga para cada uno de los reguladores:

LM7805 [V _{cc} -1]		LM7805 [V _{cc} -2]	
Sensor	Corriente	Sensor	Corriente
LM555	15mA	Xbee	205mA
Presión Analógica	34mA	Airspeed	15mA
Temperatura	0.12 mA	Microcontrolador	30mA
Ultrasónico	150mA		
IMU	50mA		
TOTAL	249.12mA	TOTAL	250mA

Tabla 2.16 Distribución de carga para los reguladores de voltaje

Debido a que el BMP085 necesita de un voltaje de alimentación máximo de 3.6V es necesario colocar un regulador para este valor; por esto se ha escogido el regulador LM1117T que presenta las siguientes características:

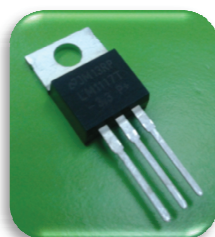


Figura 2. 49 Regulador de voltaje LM1117-T

³⁰ ST. "L7800 Serie". Noviembre 2000.

LM1117T				
Características	Min	Typ	Max	Unidad
Voltaje de salida @25°C	3.267	3.3	3.33	Vdc
Voltaje de salida @I _o =500mA	3.235	3.3	3.365	Vdc
Corriente de salida	10	-	500	mAdc
Voltaje de polarización	-	-	20	Vdc
Temperatura de trabajo	-65	-	150	°C

Tabla 2.17 Características del Regulador LM1117-T³¹

En la figura 2.50 se muestra la placa de adquisición y procesamiento de señales completa, con los elementos debidamente soldados y con los sensores ubicados en sus respectivos lugares.

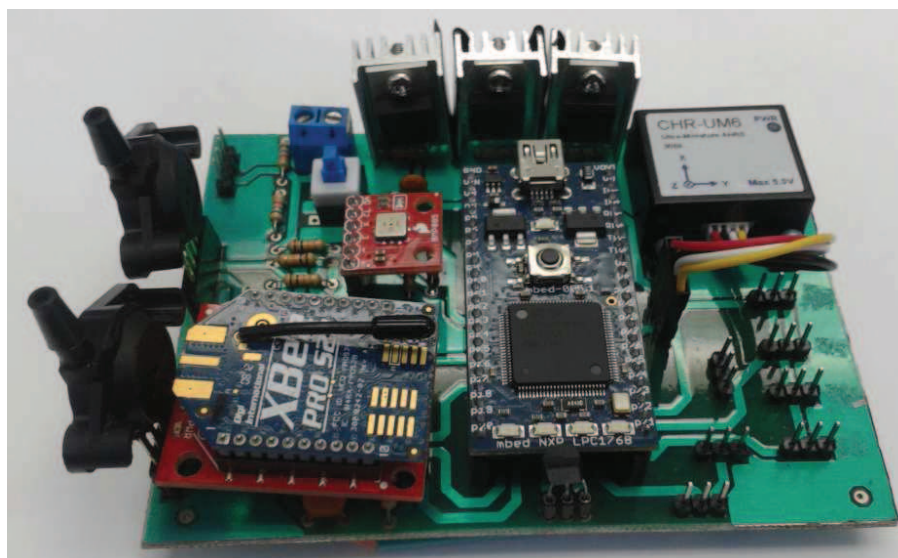


Figura 2.50 Placa de adquisición y procesamiento de señales

En la Figura 2.51 se muestra el diseño realizado en Proteus de cada uno de los conectores conectados para ubicar cada sensor así como su acondicionamiento y su distribución en los pines del microcontrolador.

³¹ National Semiconductor. "LM1117/LM1117I". Junio 2004.

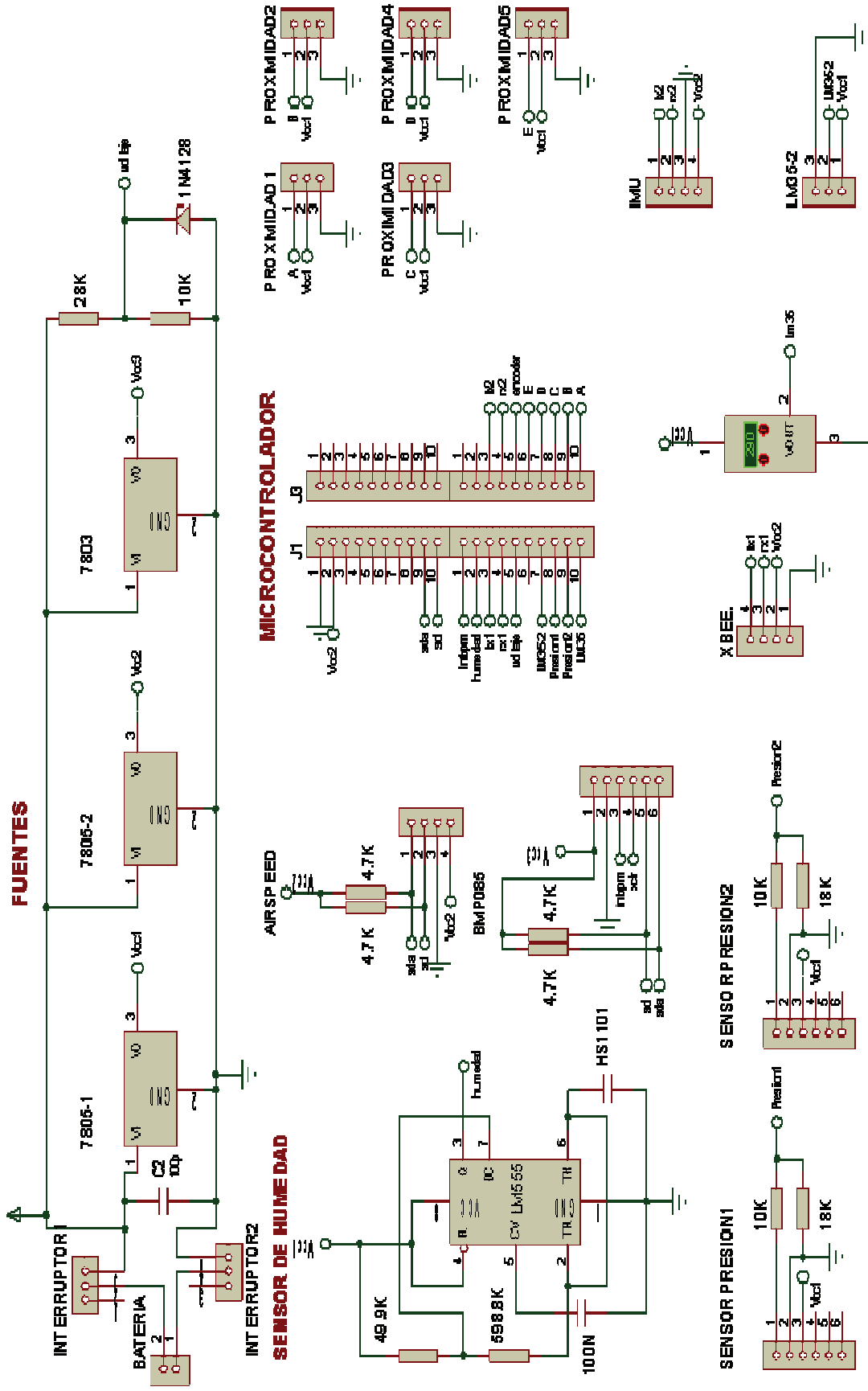


Figura 2. 51 Diseño de la Placa de adquisición y procesamiento de señales

CAPÍTULO 3

DESARROLLO DEL HMI

En este capítulo se presenta el desarrollo del software del sistema de recolección de datos y de la interfaz de usuario, que permitirá el monitoreo de los datos provenientes de los sensores que se encuentran instalados en el fuselaje del UAV. En el sistema de recolección de datos, se utiliza un microcontrolador MBED NXP-LPC 1768, cuyo programa compilador se denomina Compilador Online MBED. Para desarrollar la interfaz de usuario, se empleó el programa LabVIEW con su módulo de robótica.

3.1 SOFTWARE DE RECOLECCIÓN DE DATOS

El circuito de recolección de datos está compuesto por el conjunto de sensores que forman el sistema de instrumentación y el microcontrolador MBED NXP-LPC 1768. El microcontrolador tiene un programa que le permite realizar la toma de datos de los sensores para su posterior envío a la estación en tierra. Además cuenta con su propio compilador para crear un código fuente y compilar las líneas de código; el compilador se puede encontrar en la página oficial de MBED: <https://mbed.org/>

Para la programación del microcontrolador se han creado subrutinas que responden a las necesidades de cada sensor, y que permiten el envío de datos de forma ordenada o según las necesidades del operador.

3.1.1 COMPILADOR ONLINE MBED³²

El compilador online Mbed es un editor en línea que cuenta con un espacio de trabajo flexible y fácil de entender. Posee atajos por teclado estándar y fue creado por mbed eco-system. La interfaz de este compilador cuenta con cinco

³² Mbed eco-system, Ayuda del compilador online Mbed, <https://mbed.org/>

componentes principales que son: barra principal de herramientas, árbol de navegación, panel de búsqueda, editor de código y panel de salida.

Barra principal de herramientas: en esta barra de herramientas se puede encontrar botones como: nuevo, importar, guardar, compilar, revisar, entre otros; los que se encontrarán siempre accesibles pero cuya activación dependerá del contexto o de la tarea que se esté realizando. En la parte derecha de esta barra se puede seleccionar el tipo de microcontrolador en el cual se va a cargar el programa. En su parte superior está ubicada una barra azul que muestra la localización del programador en el espacio de trabajo.

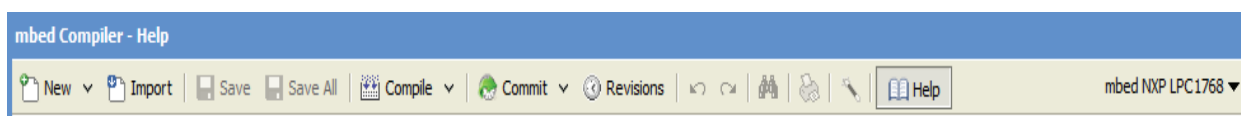


Figura 3.1: Barra de herramientas compilador Mbed

Árbol de navegación: le permite al usuario navegar por el espacio de trabajo. Contiene una lista de todos los programas creados o exportados al espacio de trabajo por el usuario. Si se selecciona una carpeta o una librería del árbol de navegación se activa el panel de búsqueda, mientras que si se selecciona un archivo en modo de edición se activa la pantalla "Editor de código". Cada carpeta del árbol de navegación contiene el archivo fuente y la librería que se crea al compilar un programa.

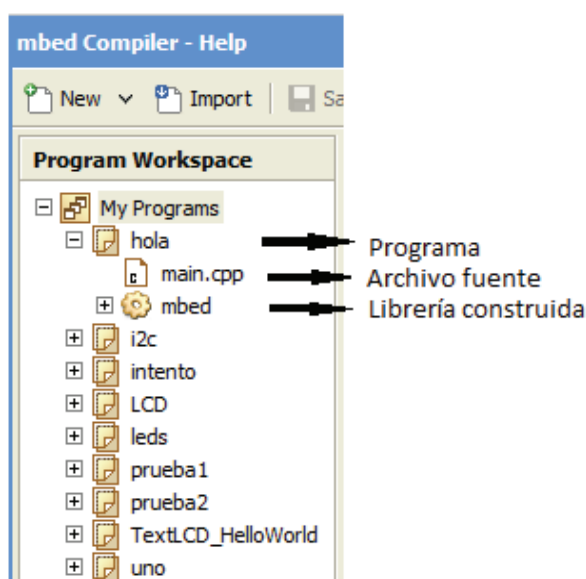


Figura 3.2: Árbol de navegación - compilador Mbed

Panel de búsqueda: se activa cuando se selecciona una carpeta en el árbol de navegación. Está conformado por dos paneles que son: lista de búsqueda y barra lateral. En la lista de búsqueda se muestra de forma plana los componentes del árbol de navegación y se incluye información adicional como el tamaño, el tipo y la última fecha de modificación del archivo. La barra lateral está formada por dos pestañas: “summary”, que contiene información como el nombre del programa, fecha de creación, fecha de modificación, etc.; y “build”, que contiene información sobre los valores de memoria FLASH y RAM utilizados al construir el programa.

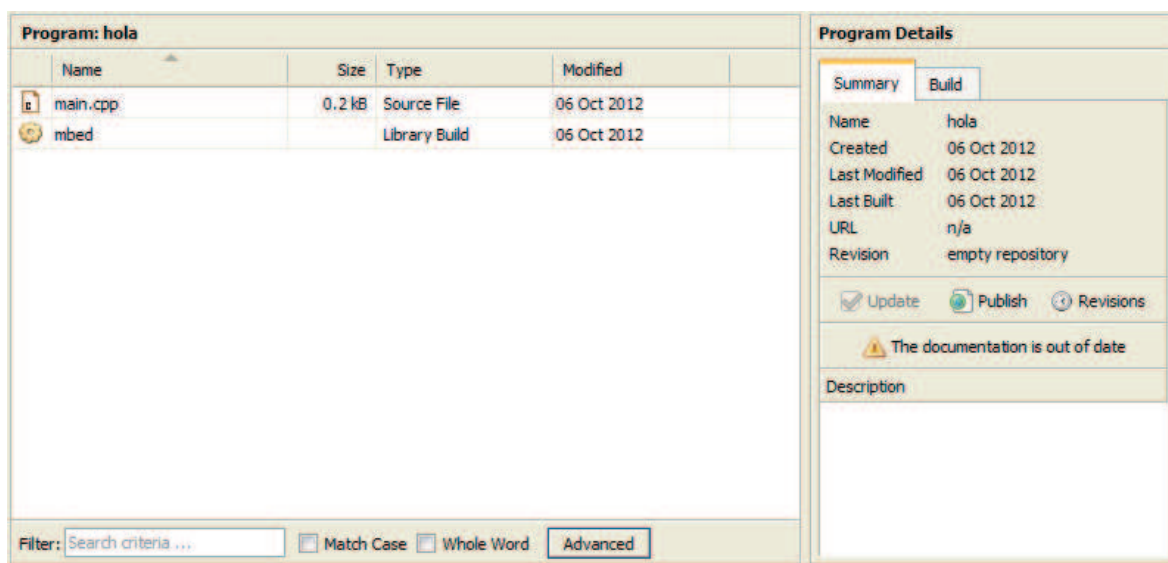


Figura 3.3: Panel de búsqueda, compilador Mbed

Editor de código: es la pantalla en la cual se escribe el programa. El lenguaje de programación es C/C++, el cual permite realizar la selección del formato del texto de programación, buscar palabras en el texto y tener una vista previa para imprimir un programa.



Figura 3.4: Editor de código, compilador Mbed

Panel de salida: se encuentra ubicado en la parte baja del compilador y muestra los mensajes de error y advertencias que ocurren al momento de compilar un programa.

Compiler Output for Program: Terminal			
Description	ErrNo	Resource	Location
cannot open source input file "TextLCD.h": No such file or directory	5	LcdScreen.h	Line: 1, Col: 20
Unable to download. Fix the reported errors...			

Figura 3.5: Panel de salida, compilador Mbed

Para crear un programa en este compilador se debe dar clic sobre el botón "New", en la barra de herramientas principal, y aparecerá una pantalla en la cual se coloca el nombre del programa, con lo que se puede iniciar la creación del mismo.

3.1.2 PROGRAMACIÓN DEL MICROCONTROLADOR MBED NXP-LPC 1768

El programa implementado en el microcontrolador se desarrolló en C++ y ha sido dividido en subrutinas, que son propias de cada sensor, y permiten pasar de una señal de voltaje o frecuencia, dependiendo del tipo de señal que entrega el sensor, a un valor comprensible para el operador del vehículo aéreo en la estación terrena.

A continuación se tratará el detalle de cada una de las subrutinas implementadas en el microcontrolador.

3.1.2.1 Subrutina del sensor de proximidad

En el sistema de instrumentación existen cinco sensores de proximidad cuyas señales son receptadas por los pines del microcontrolador, cada una de estas señales se procesa de forma individual a través de la subrutina con la finalidad de obtener la distancia a la cual se encuentra un objeto cercano al helicóptero. El diagrama de flujo de la subrutina de proximidad se muestra a continuación:

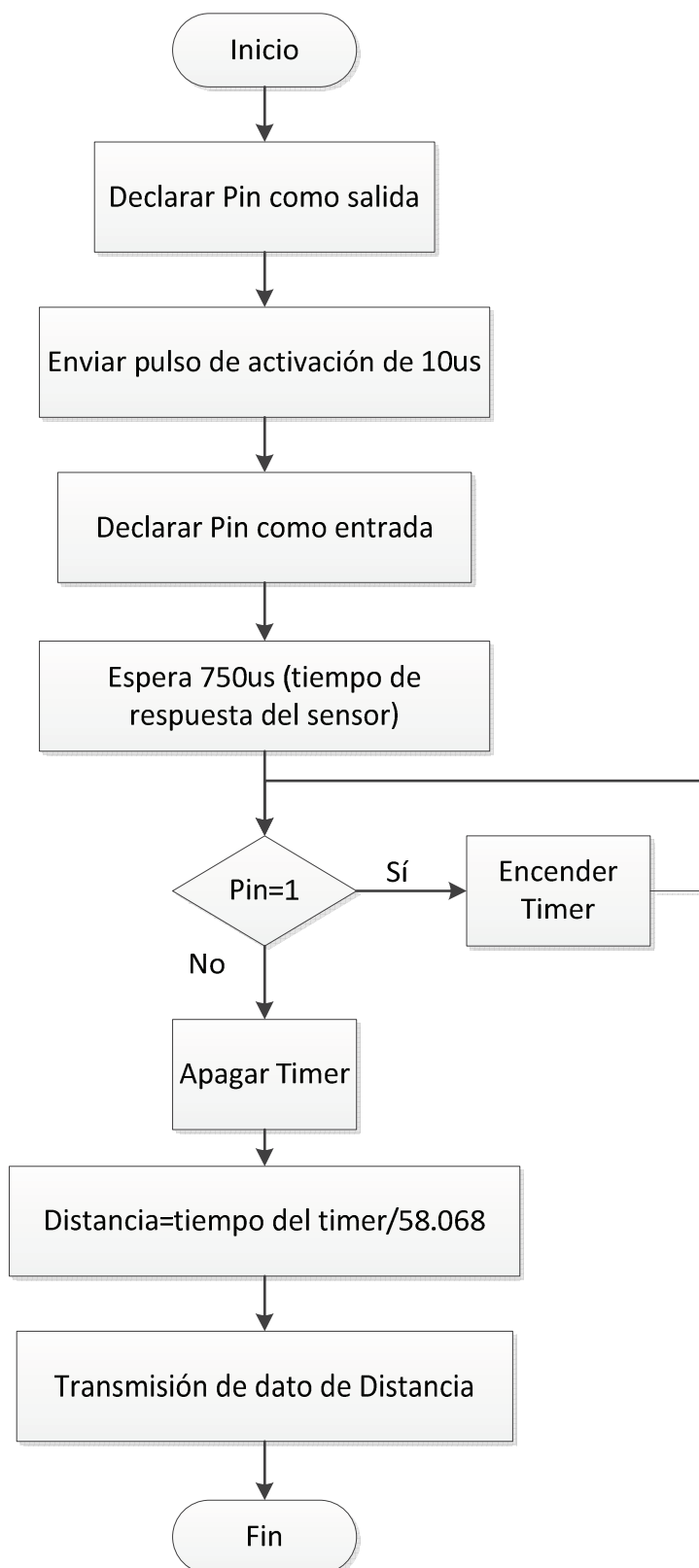


Figura 3.6: Diagrama de flujo de la subrutina del sensor de proximidad

Para tomar el dato del sensor se debe declarar el pin asignado del microcontrolador como salida, luego se envía por ese pin un pulso de 10us en uno lógico para encender el sensor; una vez que el sensor se ha encendido, se debe declarar el pin del microcontrolador como entrada y esperar 750us (tiempo que le toma al sensor enviar una onda ultrasónica), para luego verificar el estado del pin. Si el pin se encuentra en uno lógico, se enciende un Timer que tomará el tiempo que tarda en ir y venir la onda de ultrasonido; si el pin está en cero lógico, se debe apagar el Timer. La medida de tiempo almacenada en el Timer se utiliza para determinar la distancia a través de la ecuación:

$$Distancia = \frac{V_{sonido} * t}{2} \quad Ec.7$$

Como la velocidad del sonido equivale a 343 m/s y se necesita su valor en cm/us, se realiza la conversión de unidades, así:

$$V = 343 * \frac{100 \text{ cm}}{1 \text{ m}} * \frac{1 \text{ s}}{10^6 \text{ us}} = 0.0343 \frac{\text{cm}}{\text{us}}$$

Sustituyendo este valor en la ecuación de la distancia, se tiene:

$$Distancia = \frac{0.0343 * t}{2} = 0.01715 * t$$

$$Distancia = \frac{tiempo}{58.31} \quad Ec.8$$

Finalmente, una vez obtenido el dato de distancia, se transmite este valor a la estación en tierra a través del módulo de comunicación inalámbrica.

3.1.2.2 Subrutina del sensor de temperatura

El sistema de instrumentación cuenta con dos sensores de temperatura integrados LM35 para medir la temperatura ambiente y la temperatura del motor.

El diagrama de flujo de esta subrutina, que se aplica para cada uno de los dos sensores, se muestra a continuación:

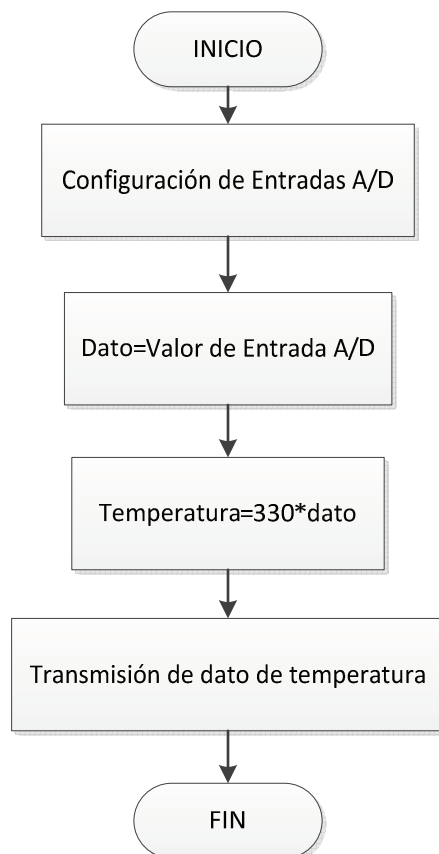


Figura 3.7: Diagrama de flujo de la subrutina del sensor integrado de temperatura

La señal que entrega el sensor integrado de temperatura LM35 es de tipo analógica y varía de forma proporcional a la temperatura. La constante de proporcionalidad de este sensor es de $10\text{mV}/^\circ\text{C}$.

En el microcontrolador la entrada A/D toma valores de registro desde 0 hasta 1, correspondiente a $0\text{x}0$ hasta $0\text{x}\text{FFFF}$ en hexadecimal, siendo el valor de 1 equivalente a un voltaje de 3.3V .

Tomando en cuenta la constante de proporcionalidad del sensor y el voltaje máximo que soporta la entrada A/D del microcontrolador, se genera la siguiente equivalencia: para un voltaje de 3.3V la temperatura medida es de 330°C , y para un voltaje de 0V la temperatura medida es de 0°C . Con estos valores se traza el gráfico que se muestra en la figura 3.8, y se obtiene la ecuación que permite hallar el valor de temperatura medida por el sensor en grados centígrados.

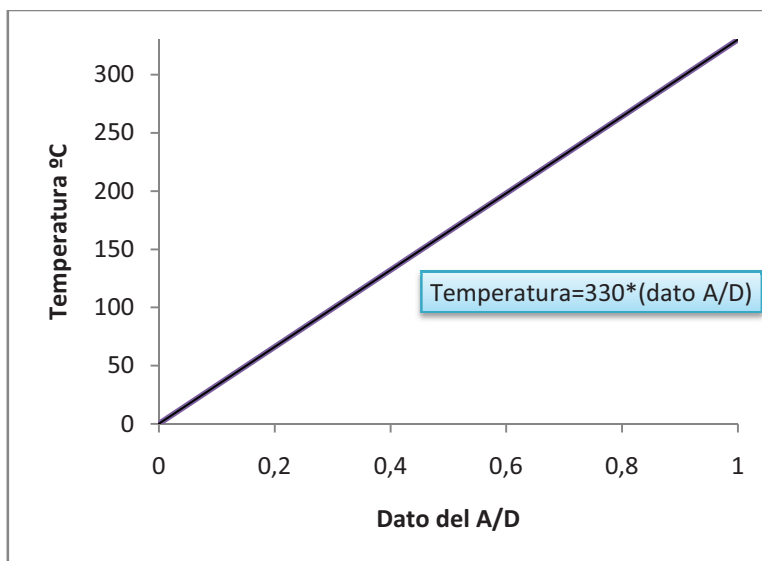


Figura 3.8: Gráfica de la temperatura vs. los valores de registro del A/D

Este valor de temperatura se envía a la estación en tierra para su visualización en la interfaz hombre-máquina.

3.1.2.3 Subrutina del sensor de humedad

El sensor de humedad relativa HS1101 se acondicionó por frecuencia, con lo cual la señal del sensor toma valores de frecuencia que al remplazarse en la ecuación, que se muestra a continuación, permite hallar el valor en porcentaje de la humedad relativa.

$$\% \text{ Humedad relativa} = -0.0762 * \text{Frecuencia} + 561.59 \quad \text{Ec.9}$$

La ecuación se obtuvo de la relación lineal existente en la gráfica de variación de porcentaje de humedad relativa en función de la frecuencia.

A continuación se muestra el diagrama de flujo de la subrutina que permite pasar el dato de frecuencia generado por el acondicionamiento del sensor, al dato de humedad relativa.

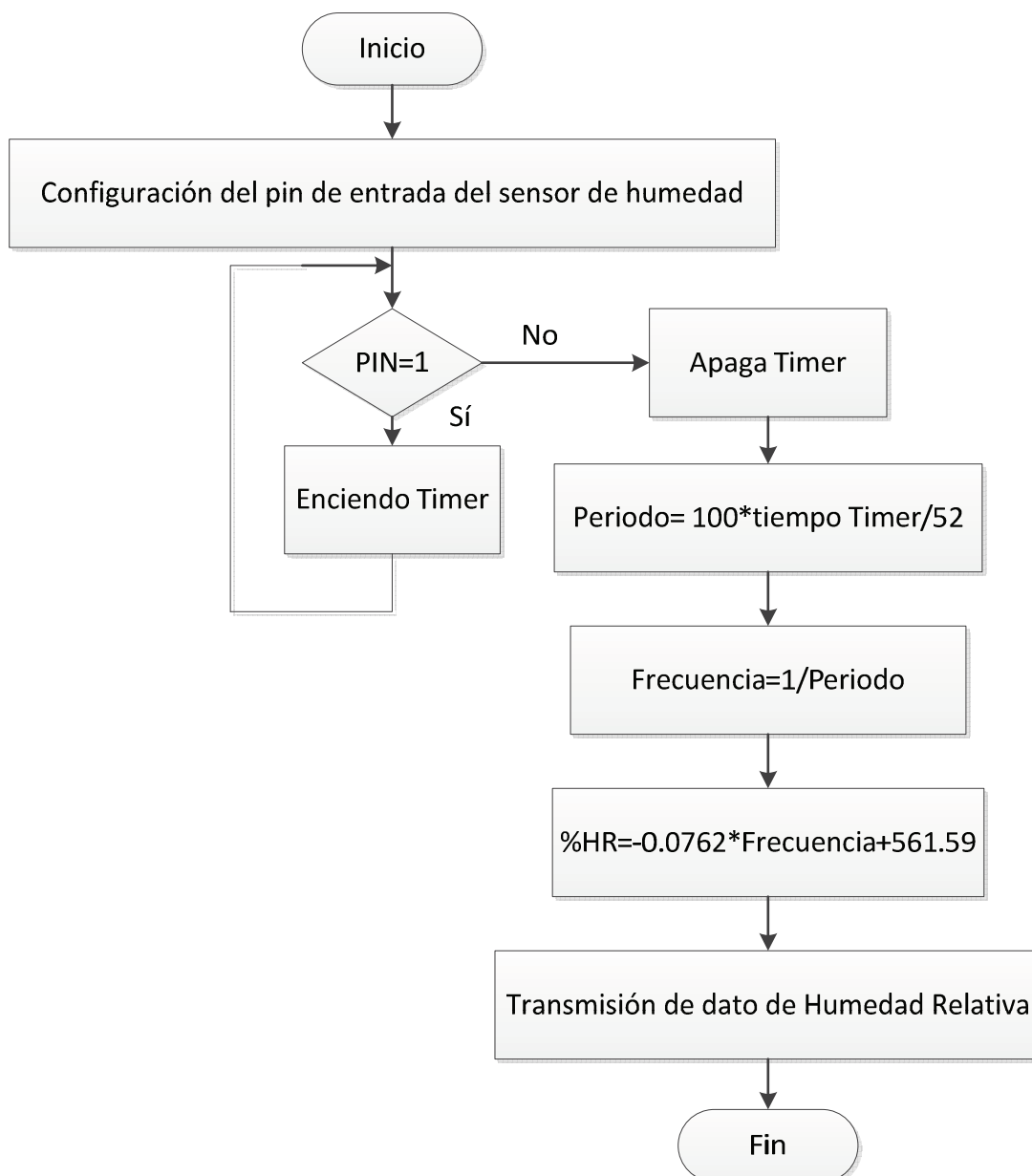


Figura 3.9: Diagrama de flujo del sensor de humedad

El acondicionamiento del sensor de humedad genera una onda con relación de trabajo de 0.52. El periodo se mide a través del cambio de estado que se produce en el pin del microcontrolador. Cuando se detecta que el valor del pin ha pasado de 0 a 1 lógico, se inicia el conteo de tiempo hasta que el pin regresa a 0, se toma el tiempo transcurrido y se lo multiplica por 100/52 para obtener el periodo. Posteriormente se halla la frecuencia y con ella se reemplaza en la ecuación que permite hallar la humedad relativa, y transmitirla a la estación en tierra.

3.1.2.4 Subrutina del sensor de presión analógico MPX4100A

El sensor de presión análogo MPX4100A entrega una señal analógica de voltaje, la misma que ingresa por uno de los pines del microcontrolador que tiene un conversor análogo digital. Debido a que este sensor analógico entrega una salida de voltaje que varía entre 0.3V y 4.9V, se realizó un acondicionamiento previo que reduce el voltaje de 0.3V a 0.15V y el de 4.9V a 2.45V. Los valores equivalentes para el registro del conversor A/D del microcontrolador se muestran en la tabla 3.1:

Valor de presión	Voltaje que entrega el sensor	Voltaje acondicionado	Valor del registro A/D del microcontrolador
20 KPa	0.3 V	0.15 V	0.0455
105 KPa	4.9 V	2.45 V	0.742

Tabla 3.1: Equivalencia de voltajes después del acondicionamiento del sensor de presión analógico

En esta subrutina se toman los datos de cada uno de los dos sensores de presión. Para obtener su equivalente en presión, se aplica la ecuación de la recta que se obtiene de graficar los datos de presión y del valor del registro del A/D, de la tabla 3.1. La gráfica de los valores y la ecuación de la recta se muestran a continuación en la figura 3.10.

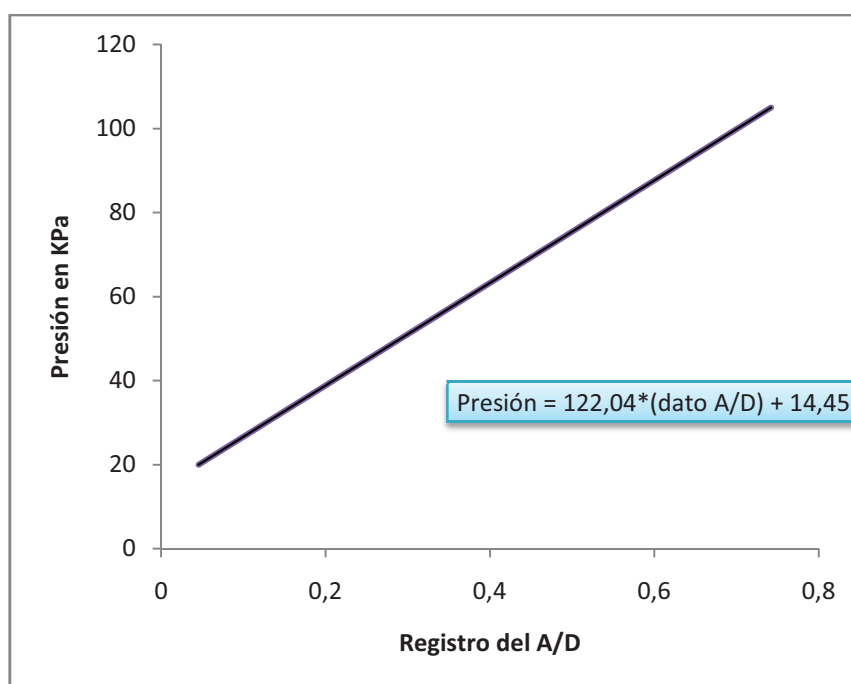


Figura 3.10: Gráfica de Presión en KPa vs. registro del A/D

Una vez obtenido el valor de presión marcado por los sensores, se procede a hallar el valor de velocidad del aire a través de la ecuación ³³:

$$\text{Velocidad aérea} = \sqrt{2 * (\text{Presión1} - \text{Presión2})/\rho} \quad \text{Ec.10}$$

Donde:

Presión1: es la presión total

Presión2: es la presión estática

ρ : es la densidad del fluido, que en este caso es el aire y es igual a 1.29 Kg/m³

Finalmente el valor de la velocidad aérea es transmitido a la estación en tierra por el módulo de comunicación inalámbrica.

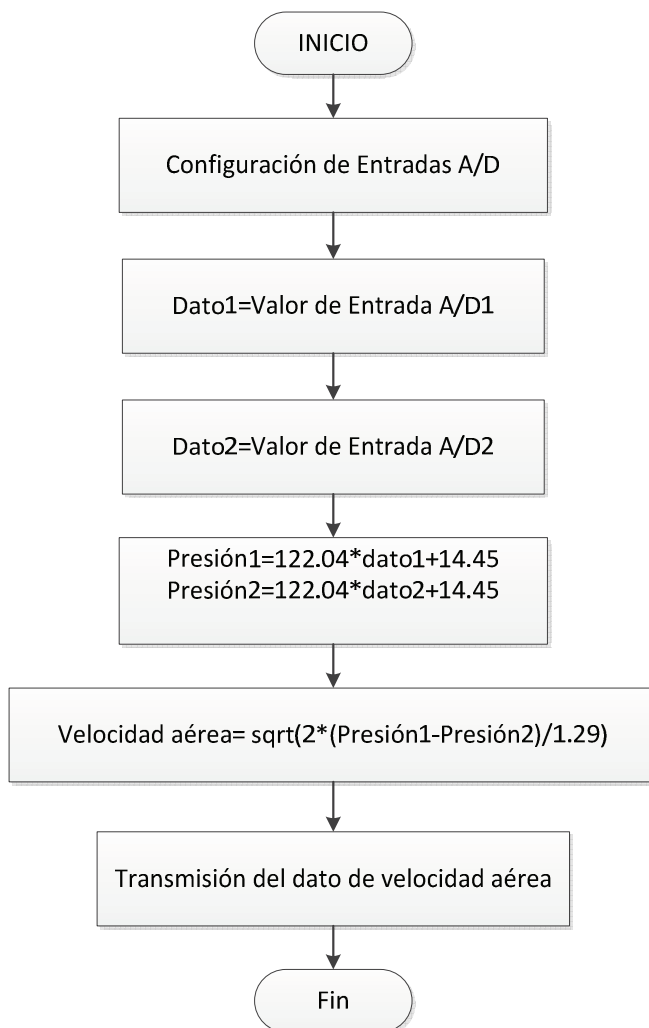


Figura 3.11: Diagrama de flujo de la subrutina de los sensores de presión analógicos para obtener la velocidad

³³ CREUS S., Antonio, "Instrumentación Industrial", 6ta edición, Alfaomega-Marcombo, 1998. Pág. 129.

3.1.2.5 Subrutina del sensor digital de presión BMP085

El sensor digital de presión BMP085 es un circuito integrado que se comunica con el microcontrolador vía comunicación I2C y permite obtener la medida de presión con respecto al nivel del mar. Esta medida de presión tiene compensación de temperatura.

Por recomendación del fabricante, para poder leer el dato de presión se debe cumplir con una serie de pasos que implican leer un conjunto de registros ubicados en la memoria EEPROM, los cuales ayudarán al proceso de calibración.

Una vez completado el proceso de calibración se procede a tomar los datos de compensación de temperatura y presión. Estos dos valores, a más de los registros leídos en el proceso de calibración, se utilizan en las ecuaciones dadas por el fabricante para calcular el dato de presión en Pascales.

El dato de presión se envía a la estación en tierra, donde se calcula la altura a través de la siguiente ecuación dada por el fabricante:

$$Altitud = 44330 * \left(1 - \left(\frac{presión\ medida}{presión\ a\ nivel\ del\ mar} \right)^{\frac{1}{5.255}} \right) \quad Ec.11$$

Donde la presión a nivel del mar equivale a 1013.25hPa. El diagrama de flujo que permite hallar el valor de presión, a través de las recomendaciones del fabricante, se muestra en la figura 3.12.

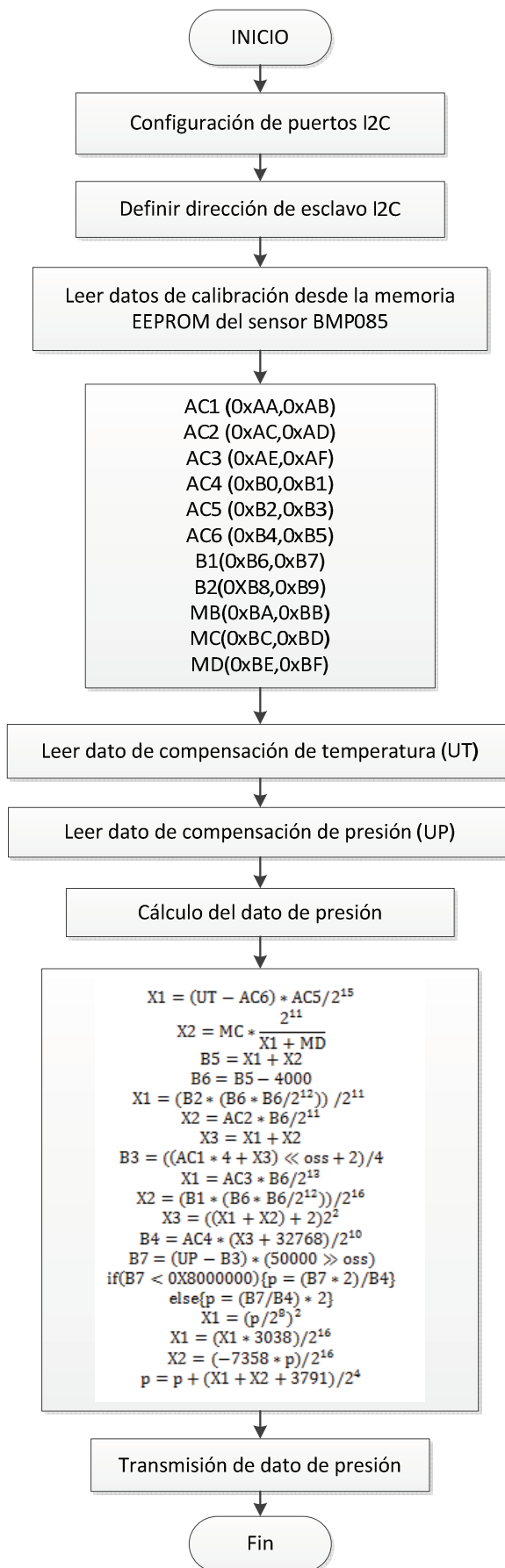


Figura 3.12: Diagrama de flujo sensor digital de presión BMP085

3.1.2.6 Subrutina del sensor de velocidad de aire

El sensor de velocidad de aire, Airspeed, está formado por un circuito integrado y un pequeño display en el que se muestra la medida de la velocidad más alta alcanzada por el vehículo no tripulado durante el vuelo. Como el display es de un solo dígito, aparecerán primero las centenas, luego las decenas y por último las unidades, después de lo cual existirá una pequeña pausa para indicar que se ha terminado de mostrar el dato. Este sensor se comunica con el microcontrolador vía comunicación I2C, y por este motivo el dispositivo debe estar debidamente identificado con una dirección. A continuación se muestra el diagrama de flujo de esta subrutina:

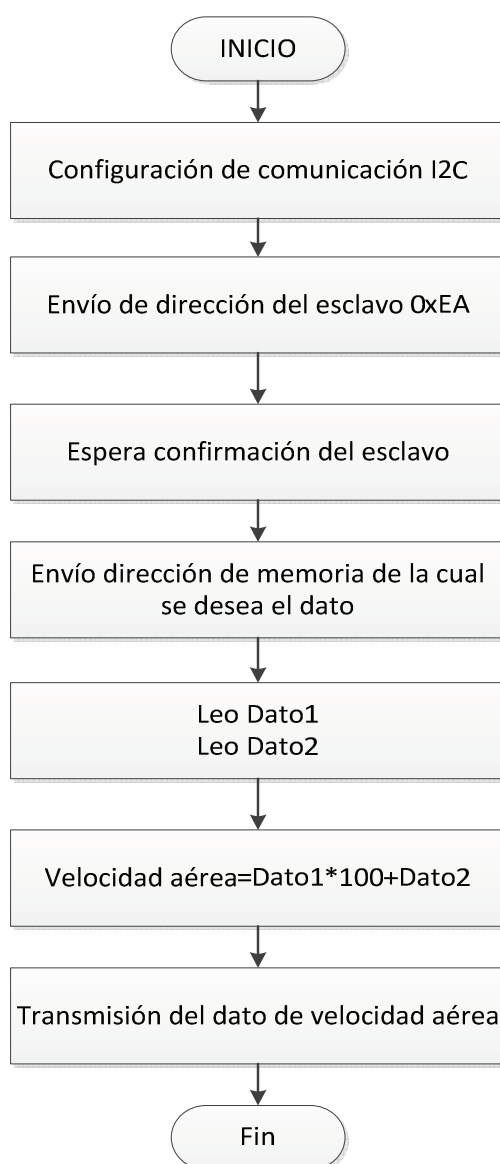


Figura 3.13: Diagrama de flujo del sensor Airspeed

Como se puede observar en esta subrutina, se deben seguir un conjunto de pasos ordenados para que la comunicación I2C con el microcontrolador sea exitosa. Es así que, primero se envía la dirección del dispositivo esclavo con el cual se quiere comunicar el microcontrolador, luego se espera la confirmación de que el dispositivo esclavo está listo para interactuar con el microcontrolador. Posteriormente se envía la dirección de memoria donde se encuentra almacenado el dato que se desea leer, para finalmente recibir el dato de velocidad del aire. Debido a que el dato de velocidad es almacenado en dos registros es necesario juntarlos para finalmente enviar el dato como uno solo a la estación en tierra.

Se debe tomar en cuenta que los datos de velocidad aérea generados por el microsensor Airspeed y por los sensores análogos de presión, se envían a la estación en tierra para ser promediados y obtener un solo valor.

3.1.2.7 Subrutina de la unidad de medida inercial (IMU)

La unidad de medida inercial comercial CHR-UM6 se comunica con el microcontrolador a través de comunicación serial UART. Para el caso de este proyecto se configuró la IMU de tal forma que envíe los ángulos de roll, pitch y yaw. Se debe tomar en cuenta que la dirección con la cual llegan los datos corresponde a la número 98.

Con la finalidad de obtener los datos provenientes de la IMU, se debe proceder a configurar la comunicación serial para tomar la trama que envía la IMU, la cual contiene como encabezado las letras iniciales “snp”, seguidas de la dirección que identifica el tipo de datos que están siendo enviados por la IMU. La trama concluye con los datos de los ángulos de roll, pitch y yaw. Estos últimos son enviados a la estación en tierra para obtener la actitud del vehículo aéreo no tripulado.

En la figura 3.14 se muestra el diagrama de flujo de la subrutina que permite lograr cumplir este objetivo.

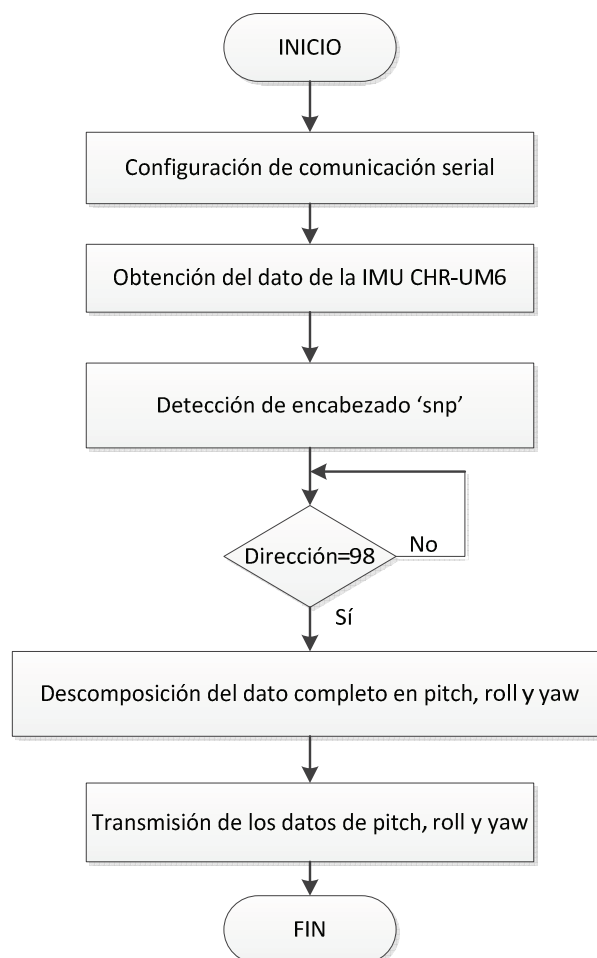


Figura 3.14: Diagrama de flujo de la unidad de medida inercial (IMU)

3.1.2.8 Subrutina de detección del nivel de voltaje del sistema de recolección de datos

La batería que alimenta el sistema de recolección de datos es una batería tipo LIPO, que cuando se encuentra completamente cargada tiene un voltaje de 12.6V. Por ello, es necesario realizar un acondicionamiento que permita reducir este voltaje a otro admisible por el microcontrolador. El acondicionamiento realizado reduce el valor de voltaje de 12.6V a 2.86V. En la tabla 3.2, que se muestra a continuación se observa la equivalencia de valores al realizar el divisor de voltaje.

Voltaje de batería	Porcentaje de voltaje	Voltaje acondicionado	Valor del registro del microcontrolador
12.6 V	100%	2.859	0.866
11.1 V	0%	2.796	0.847

Tabla 3. 2: Equivalencia de valores del voltaje de la batería

Al realizar la gráfica del porcentaje de voltaje vs. el valor del registro del conversor análogo digital del microcontrolador, se puede obtener la ecuación que permite conocer el valor del porcentaje de batería existente para alimentar el circuito. La gráfica anteriormente mencionada, junto con la ecuación, se muestra a continuación en la figura 3.15.

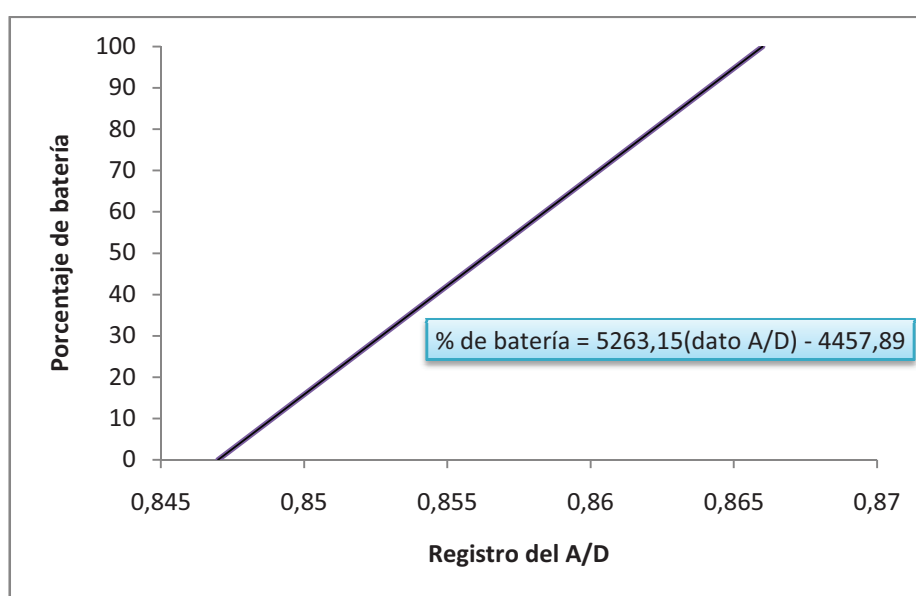


Figura 3.15: Gráfica de porcentaje de batería vs. valor del registro del A/D del microcontrolador

El diagrama de flujo de la subrutina para obtener el porcentaje de batería que alimenta al circuito de recolección de datos se muestra en la figura 3.16.

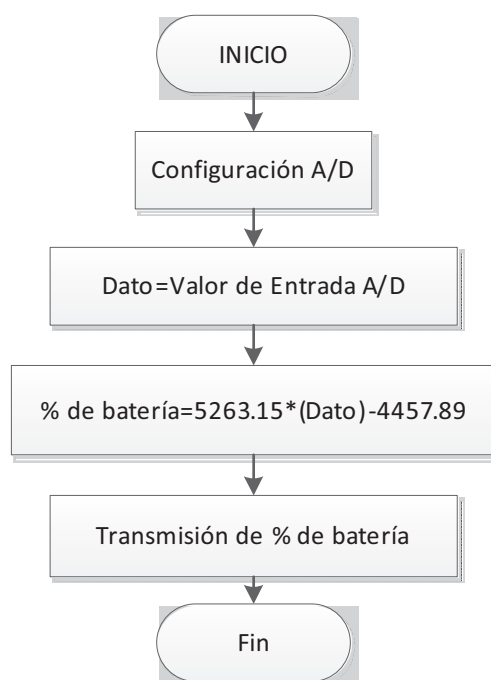


Figura 3.16: Diagrama de flujo de la subrutina de nivel de voltaje de la batería del circuito

3.1.2.9 Subrutina de transmisión de datos

Esta subrutina se aplica cada vez que se envía el dato de uno de los sensores hacia la estación en tierra, y genera una trama que permite la diferenciación entre datos. Para ello, se coloca antes del dato una letra mayúscula que permita diferenciar el sensor del cual procede; después del dato se coloca la misma letra en minúscula, con la finalidad de permitir al HMI verificar que el dato llegó completo; para finalizar se coloca la letra F, que indica el final de la trama. Es así que la trama enviada para uno de los sensores de proximidad es la siguiente: A“dato-sensor”aF. El diagrama de flujo de esta subrutina se muestra a continuación en la figura 3.17.

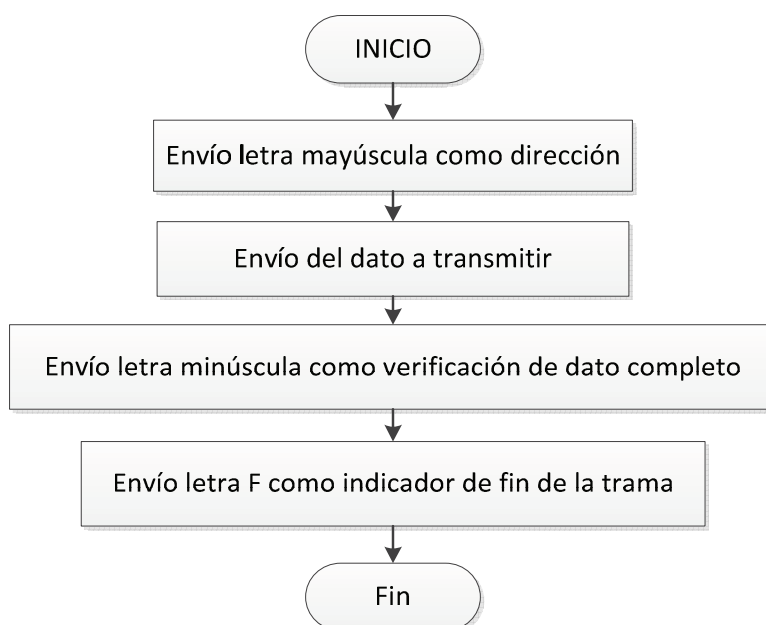


Figura 3.17: Diagrama de flujo de la subrutina de transmisión de datos

3.1.2.10 Programa general implementado en el microcontrolador

Cada una de las subrutinas que se presentaron anteriormente, son parte de un programa general implementado en el microcontrolador. En este programa existen dos opciones: la primera permite al operador escoger el dato del sensor que desea recibir en tierra, y la segunda envía todos los datos. Cabe mencionar que existen datos que son indispensables para precautelar el buen estado de la aeronave y, por tal motivo se envían en ambas opciones; estos datos son: proximidad, nivel de la batería del sistema de recolección de datos, y datos de la IMU. El diagrama de flujo del programa general se en la figura 3.18.

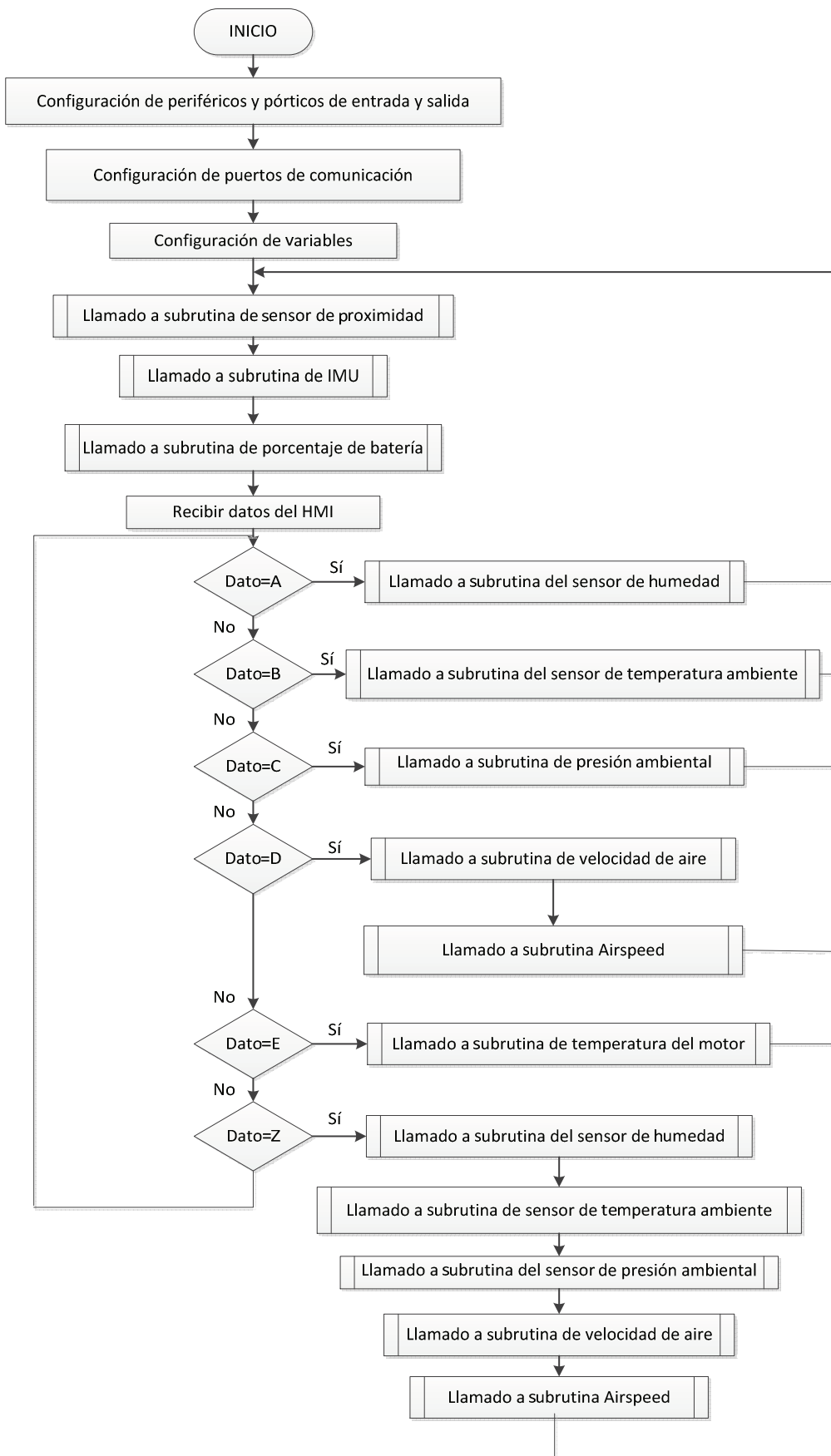


Figura 3.18: Diagrama de flujo del programa general

3.2 INTERFAZ HOMBRE-MÁQUINA

Una interfaz hombre-máquina, más conocida como HMI por sus siglas en inglés, es el sistema mediante el cual las personas pueden comunicarse e interactuar con las computadoras. Es una interfaz gráfica que tiene como objetivos permitir al usuario monitorear el proceso que se está desarrollando, crear un registro histórico de datos y visualizar posibles alarmas.

La HMI debe ser flexible para adaptarse a las exigencias de los distintos usuarios del programa, debe utilizar mensajes y textos descriptivos, y presentar sólo la información necesaria.

La HMI del presente proyecto fue desarrollada en el programa computacional LabVIEW y permite monitorear los datos provenientes de los sensores que se encuentran instalados en el fuselaje del vehículo aéreo no tripulado, proporciona alarmas y genera un registro de datos en caso de ser requerido por el usuario.

3.2.1 LABVIEW

LabVIEW es una plataforma y entorno de desarrollo creado por National Instruments, en 1976. Su nombre viene del acrónimo de Laboratory Virtual Instrumentation Engineering Workbench y tiene un lenguaje de programación visual gráfico llamado lenguaje G. Los programas desarrollados en este software se denominan instrumentos virtuales o VIs.

Esta herramienta gráfica de programación es de fácil comprensión y permite al usuario crear proyectos y desarrollar aplicaciones de manera rápida y fácil. Además, LabVIEW puede combinarse con todo tipo de software y hardware; presenta facilidades para el manejo de interfaces de comunicación y de herramientas gráficas y textuales para el procesamiento digital de señales.

Sus aplicaciones principales se encuentran en: diseño de sistemas, adquisición de datos, instrumentación y control instrumental, procesamiento de señales, sistemas de control industrial, diseño de sistemas embebidos y comunicaciones.

El presente proyecto utiliza LabVIEW para el desarrollo de la HMI debido a que es un software, como se dijo, que brinda facilidades y flexibilidad para desarrollar una interfaz gráfica amigable para el usuario; además, permite, con la ayuda de sus toolkits, generar una base de datos y procesar con su módulo de robótica las señales provenientes de la IMU.

3.2.1.1 Módulo NI LabVIEW Robotics ³⁴

Es un software de LabVIEW que permite diseñar sistemas inteligentes de robótica y ha sido creado para su utilización desde vehículos agrícolas autónomos hasta sistemas médicos móviles.

El módulo NI LabVIEW Robotics se conecta al entorno de desarrollo de LabVIEW y ofrece una extensa biblioteca de robótica con conectividad integrada a sensores de robótica y actuadores, algoritmos básicos para operación inteligente y percepción robusta, y funciones de movimiento para mover un robot o vehículo. LabVIEW Robotics sirve para generar los siguientes prototipos:

- Vehículos autónomos y semi-autónomos.
- Plataformas de robots de rescate.
- Vehículos submarinos y aéreos.
- Robots personales y de servicio.
- Dispositivos médicos de robótica.
- Robots académicos y de investigación.

El módulo de robótica cuenta con dos indicadores en la paleta de herramientas del panel frontal, los que son útiles para mostrar la posición de un objeto, al interactuar con los valores de la unidad de medición inercial. Estos indicadores son la brújula y el indicador de actitud, y se muestran a continuación en las figuras 3.19 y 3.20.

³⁴National Instrument, “Módulo NI LabVIEW Robotics: Software para Diseñar Sistemas Inteligentes de Robótica”

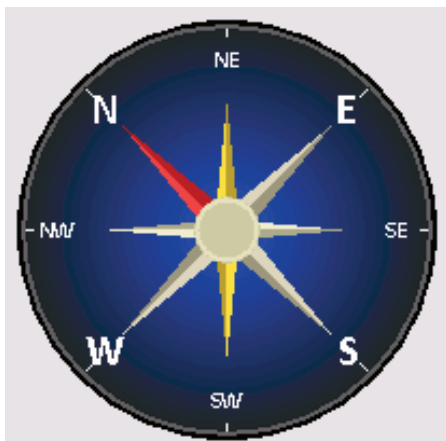


Figura 3.19: Brújula

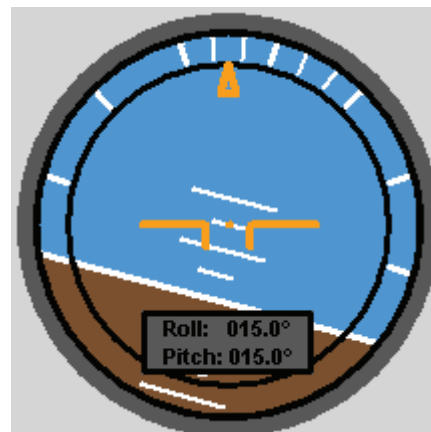


Figura 3.20: Indicador de actitud

3.2.2 DESARROLLO DEL HMI

Con la finalidad de que los datos de los sensores enviados desde el vehículo aéreo no tripulado puedan ser visualizados en la estación en tierra, es necesario que la interfaz hombre-máquina se diseñe de acuerdo con las necesidades y requerimientos de la persona que la va a utilizar.

Debido a que los UAV se están desarrollando tanto para aplicaciones civiles como militares, existirá diversidad de operarios que pueden o no contar con conocimientos de aviación. Por este motivo se ha desarrollado una interfaz en la cual se pueden ver representados los datos provenientes de los sensores de dos maneras: en forma de panel frontal de un helicóptero y en forma de gráficas de los instrumentos más comunes utilizados para medir las variables de los sensores.

La interfaz hombre-máquina desarrollada en este proyecto cuenta con diversas pantallas, cuya utilización y aplicación se detallan a continuación.

3.2.2.1 Pantalla de inicio

La pantalla de inicio presenta al proyecto y contiene la información necesaria para visualizar el menú de navegación de la HMI, únicamente después de haber realizado las configuraciones iniciales correspondientes a comunicación y generación de base de datos. La pantalla de inicio se puede observar en la figura 3.21.



Figura 3.21: Pantalla de inicio

3.2.2.2 Configuraciones iniciales

En la parte inferior izquierda de la pantalla de la interfaz se encuentra la sección de “CONFIGURACIÓN”, en la cual se solicita al usuario realizar las configuraciones necesarias para poder iniciar con la visualización de los datos provenientes de los sensores en la pantalla de la interfaz. Las configuraciones iniciales necesarias son dos: la de comunicación y la de generación de una base de datos.



Figura 3.22: Sección de configuraciones iniciales

En la parte de comunicación se solicita al usuario que seleccione el puerto de comunicación en el cual se encuentra conectado el dispositivo inalámbrico utilizado para realizar la comunicación de datos desde la aeronave hasta la estación en tierra. Una vez que se ha seleccionado el puerto adecuado, se debe encender la comunicación presionando con el cursor del mouse sobre el botón “OFF”, el cual cambiará inmediatamente a “ON” y encenderá a su lado derecho una luz verde indicando que la comunicación se encuentra activada.

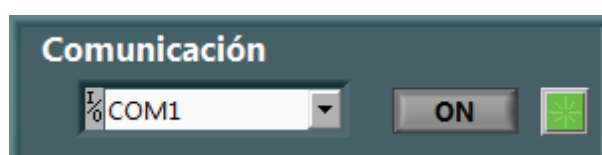


Figura 3.23: Comunicación encendida

En la sección de base de datos se pregunta al usuario si desea crear un registro de los datos proporcionados por los sensores durante el vuelo de la aeronave. En caso de que el usuario no desee crear una base de datos, deberá seleccionar la opción NO del menú y se desplegará el mensaje: “Presione OK para continuar”.

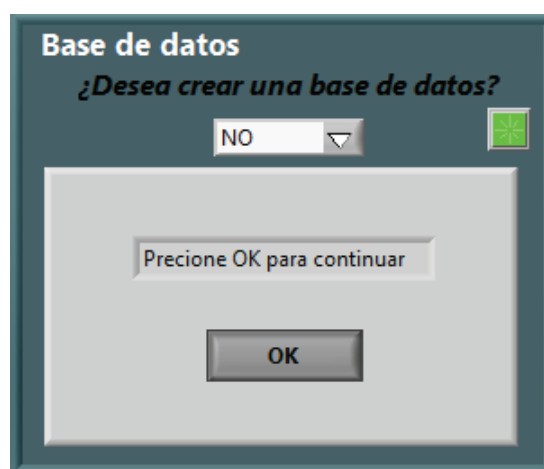


Figura 3.24: El usuario no desea crear una base de datos

Si el usuario desea crear una base de datos que le permita tener un registro de los parámetros sensados, debe seleccionar la opción SI. El registro de datos permite almacenar los valores de: humedad relativa, altura, temperatura del motor, temperatura ambiente y velocidad del aire. Estos valores pueden almacenarse a distintos intervalos de tiempo que son de 1, 10, 20, 30, 40, 50 o 60 segundos. Cada registro generado contiene la fecha en que se creó y se guarda en un documento de Excel.

En esta opción se debe seleccionar el tiempo de muestreo y el lugar donde se va a guardar el archivo que genera el registro. Al encender el HMI, aparecerá una ventana en la que se pide seleccionar el archivo en el cual se guardará el registro de datos.

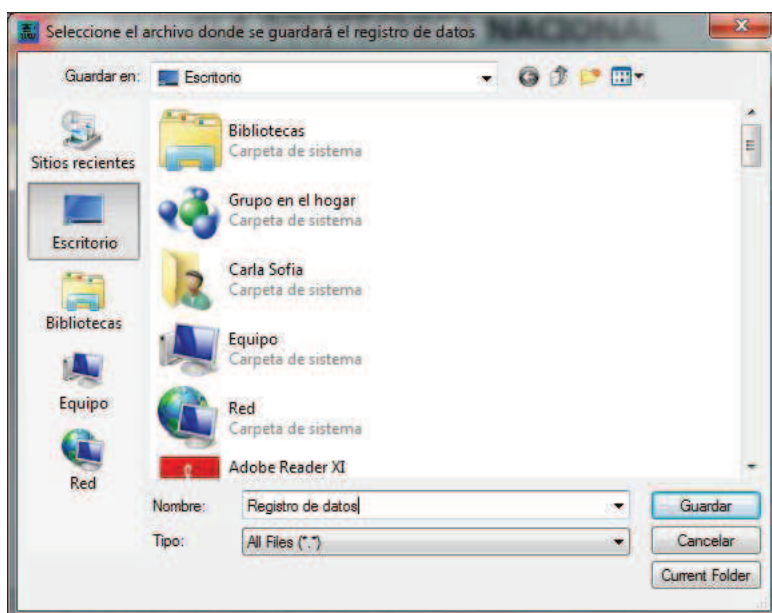


Figura 3.25: Ventana de selección del archivo donde se guardará el registro de datos

Una vez seleccionados estos dos parámetros se debe presionar el botón OK, que encenderá una luz indicando que se ha seleccionado una opción en base de datos. En esta opción, se puede también detener la creación de la base de datos presionando el botón "CANCEL".

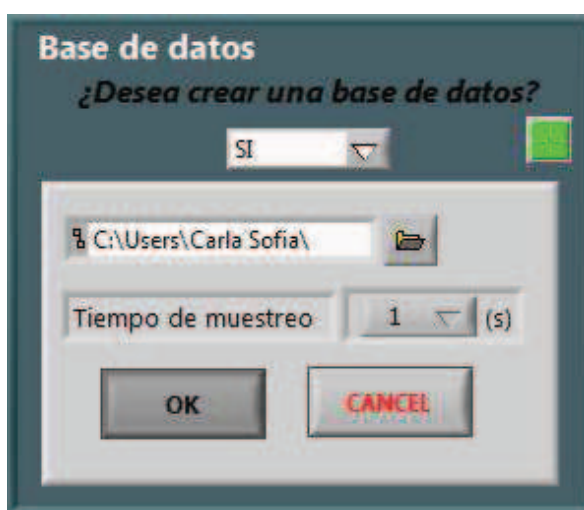


Figura 3.26: El usuario desea crear una base de datos

En la parte inferior de la sección de CONFIGURACIÓN, se indica si el usuario se encuentra o no almacenando datos provenientes de los sensores en un registro.

Una vez que se ha configurado la comunicación y se ha seleccionado una de las opciones en base de datos, se desplegará en la pantalla lo siguiente: en la parte superior izquierda, el menú de navegación; en la parte superior derecha, la sección de monitoreo del estado de batería y conteo del tiempo de vuelo del helicóptero; en la parte inferior derecha, la sección de notificación de alarmas; y en la parte central, la pantalla que se seleccione con el menú.



Figura 3.27: Pantalla mostrada después de realizar las configuraciones iniciales

3.2.2.3 Estado de la batería y conteo del tiempo de vuelo

La sección ESTADO DE LA BATERÍA está ubicada en la parte superior derecha de la pantalla y permite monitorear el estado de la batería, que alimenta al circuito de recolección de datos, y realizar un conteo del tiempo de vuelo del helicóptero.



Figura 3.28: Sección Estado de la batería

En la parte izquierda se muestra el dibujo de una batería que indica el porcentaje de batería existente para alimentar al sistema de recolección de datos. El dibujo cambia de color dependiendo del estado de la batería; es de color verde si el porcentaje de batería es mayor al 40%, es de color amarillo si está entre un 20% y un 40%, y es rojo en caso de ser menor al 20%.

La parte derecha de esta sección permite realizar el conteo del tiempo de vuelo del helicóptero. Para que el conteo del tiempo inicie, es necesario presionar el botón que se encuentra bajo el letrero “Presione al encender el helicóptero”; una vez presionado el botón, el conteo del tiempo empezará y se mostrará en la parte inferior. Debido a que el tiempo de vuelo del helicóptero utilizado en este proyecto es de máximo 10 minutos con la batería bien cargada, la barra horizontal indica en forma gráfica el tiempo restante para cumplir con los 10 minutos. La barra pasa de verde a amarillo cuando han transcurrido 5 minutos, y de amarillo a rojo pasados los 7 minutos; al tornarse la barra de color rojo se mostrará una alarma que pedirá al operador que realice el aterrizaje de la aeronave. Es recomendable iniciar con el conteo del tiempo simultáneamente con la conexión de la batería del helicóptero.

3.2.2.4 Notificación de alarmas existentes

En la parte inferior derecha se encuentra la sección ALARMAS. Esta sección brinda una rápida información sobre la existencia de alguna alerta, cuando registra que un valor tomado por los sensores se encuentra fuera de los valores considerados como normales.



Figura 3.29: Sección alarmas

Cada vez que se presenta una alerta se encenderá una luz roja y, en la parte inferior, se mostrará un mensaje indicando el motivo por el cual la luz se encendió.

A continuación, en la tabla 3.3, se enlista los mensajes de alerta que se muestran en la pantalla dependiendo del sensor que genera dicha señal.

Sensor	Motivo de la alerta	Mensaje
Proximidad	Existe un objeto cercano al helicóptero, con una distancia menor a 1.6 m	Peligro de colisión
Temperatura del motor	La temperatura del motor es mayor a 80°C	Sobrecalentamiento del motor
Humedad	La humedad relativa es menor al 45% y puede causar electricidad estática.	Problemas de humedad
Medición de la batería del circuito	Existe menos de 20% de batería para alimentar al sistema de recolección de datos	Batería baja
Conteo del tiempo de vuelo del helicóptero	El tiempo de vuelo supera los 7 minutos	Baje el helicóptero, batería baja

Tabla 3.3: Mensaje de alerta de acuerdo al sensor que genera la alarma

Como se observa, los mensajes de alerta son cortos; por esta razón, si se desea conocer más a fondo el motivo de la alerta, es necesario ir al Menú y seleccionar la opción “Alarmas”, con lo cual se desplegará una pantalla que brindará mayor información sobre la causa de alerta.

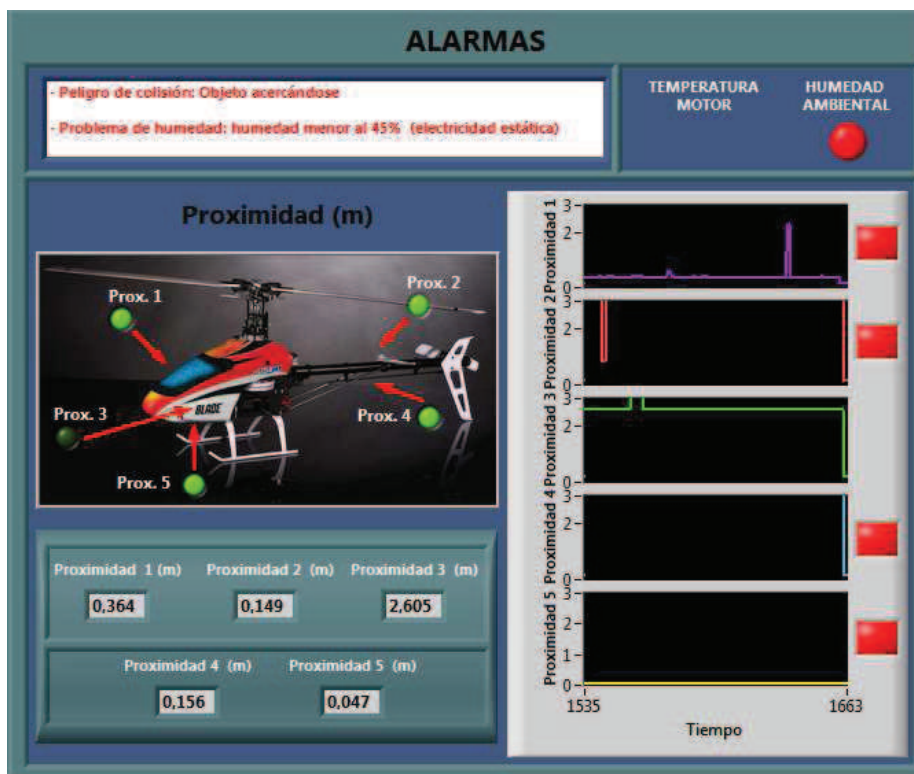


Figura 3.30: Panel de alarmas

3.2.2.5 Menú de navegación

El menú de navegación, ubicado en la parte superior izquierda de la pantalla contiene las opciones que permiten visualizar los datos recibidos desde los sensores que se encuentran instalados en el vehículo aéreo no tripulado. Cada una de las opciones de visualización de datos se detalla a continuación.

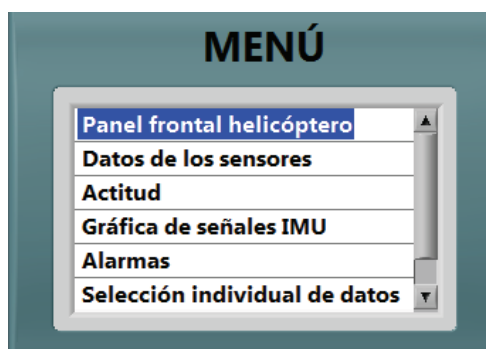


Figura 3.31: Menú de navegación

3.2.2.5.1 Panel frontal del helicóptero

Esta opción de visualización es ideal para aquellas personas que tienen conocimiento sobre aviación, ya que se encuentran familiarizados con la presentación que tiene el sistema de instrumentación de una aeronave tripulada.

Los datos que se presentan en esta pantalla son: velocidad del aire, nivel de batería del helicóptero (dado por el conteo del tiempo de vuelo), orientación de la aeronave (dada por los ángulos de roll, pitch y yaw provenientes de la unidad de medida inercial), altitud del UAV con respecto al nivel del mar, y temperatura del motor, que son parámetros que afectan de forma directa el funcionamiento de la aeronave.

La figura 3.32 presenta el panel frontal del helicóptero:



Figura 3.32: Pantalla panel frontal de un helicóptero

3.2.2.5.2 Datos de los sensores

En esta opción se muestran la mayoría de los datos que son enviados desde el vehículo no tripulado hasta la estación en tierra. Se los ha clasificado en dos grandes grupos: parámetros ambientales y parámetros de la aeronave.

Dentro de los parámetros ambientales se encuentran los datos de humedad relativa, presión ambiental y temperatura ambiente; mientras que dentro los parámetros de la aeronave están los datos de velocidad del aire, temperatura del motor y altura de la aeronave con respecto al nivel del mar.

Esta presentación es útil para aquellas personas que no tienen conocimientos sobre aviación; en ella se muestran los datos de forma gráfica y ordenada con la finalidad de que sean de fácil comprensión para cualquier tipo de operador.



Figura 3.33: Panel datos de los sensores

3.2.2.5.3 Actitud

En esta pantalla aparece la actitud de la aeronave de forma gráfica. En el lado izquierdo se encuentra el dibujo de un helicóptero que simula los movimientos de vehículo aéreo no tripulado, en el cual se halla la placa del circuito de recolección de datos. El dibujo se muestra bajo petición del usuario, debido a que la generación de su movimiento vuelve lento el procesamiento de datos y, por ende, también a la HMI.

En el lado derecho se muestran dos indicadores: el de la parte superior contiene los datos de los ángulos de roll y pitch; mientras que el inferior es una brújula, que muestra la orientación de la aeronave con respecto al norte. Estos datos provienen de la unidad de medición inercial (IMU).

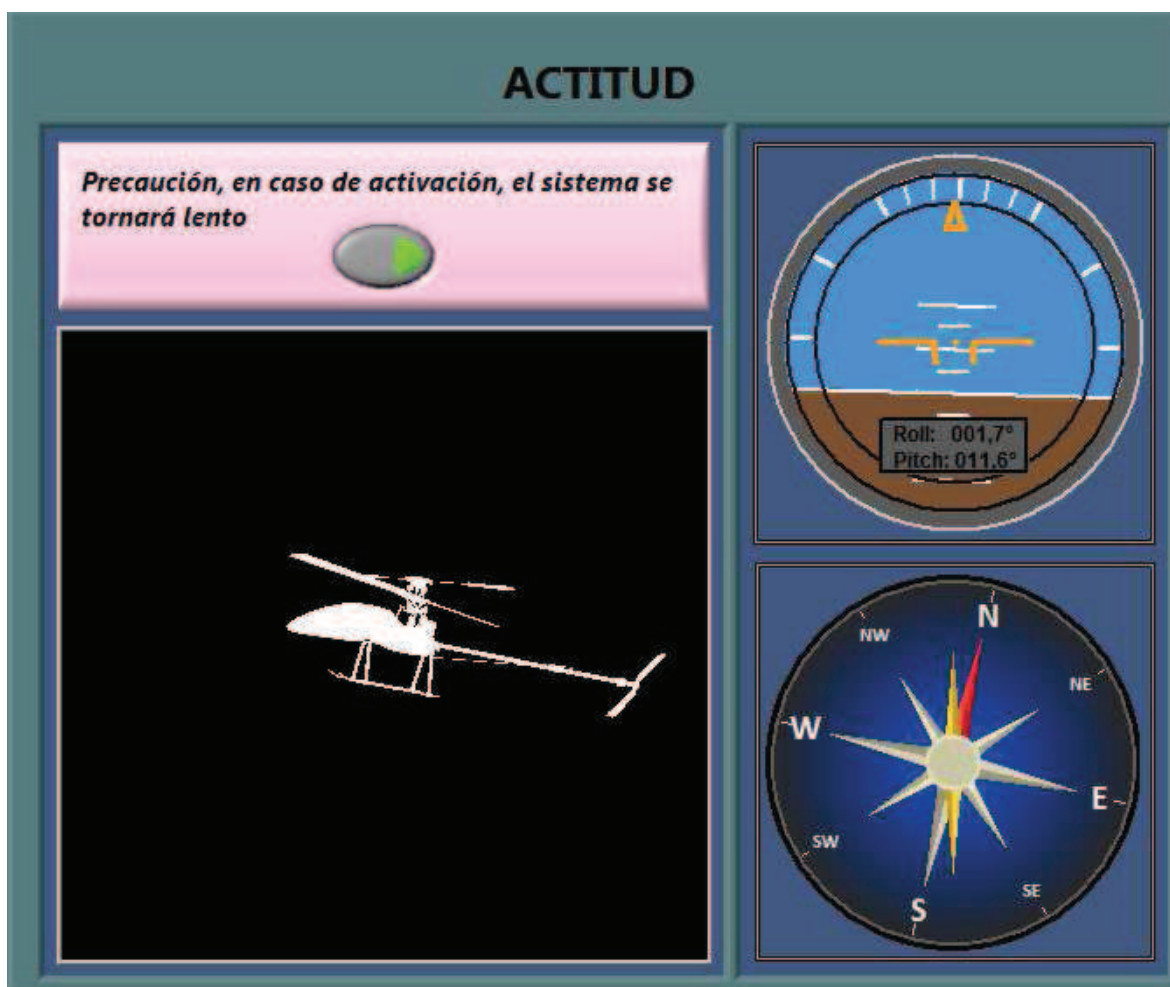


Figura 3.34: Panel actitud

3.2.2.5.4 Gráfica de los sensores inerciales

En esta opción se mostrará, en la parte superior de la pantalla, los valores de los ángulos de roll, pitch y yaw dados por la IMU; mientras que en la parte inferior, la variación en el tiempo de estos ángulos.

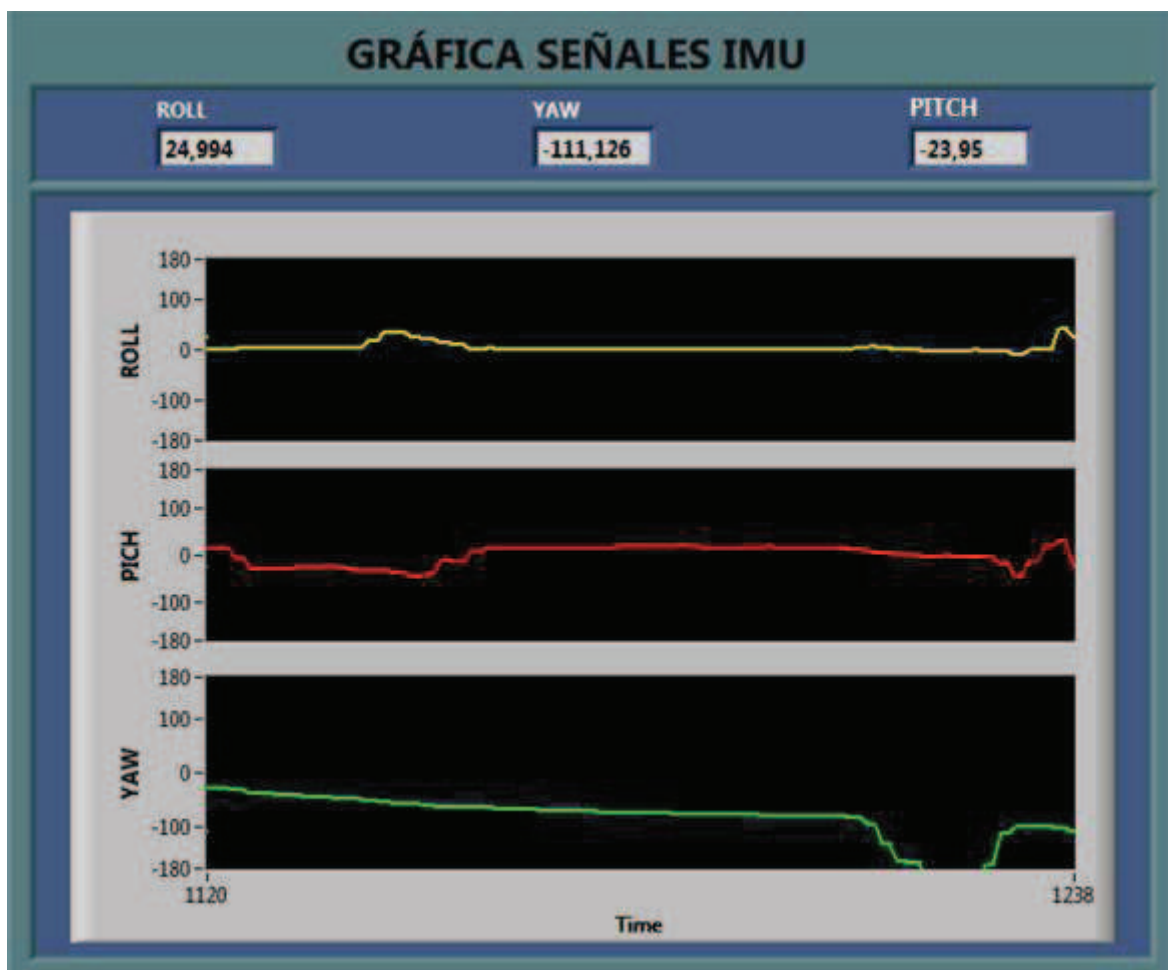


Figura 3.35: Panel Gráfica señales IMU

3.2.2.5.5 Alarmas

La pantalla de alarmas está diseñada para brindar mayor información respecto a las alertas que se producen durante el vuelo de la aeronave.

En la parte superior izquierda de esta pantalla se mostrará el nombre de la alarma que se encendió, así como también la causa por la cual lo hizo. En la parte superior derecha se encuentran dos alarmas visuales: la de temperatura del motor y la de humedad ambiental, en caso de existir una alerta por cualquiera de estos dos motivos, se encenderá una luz roja.

El resto de la pantalla muestra las alertas generadas por los sensores de proximidad. En la gráfica del helicóptero se encenderá un led que indica la ubicación del sensor de proximidad que produjo la alarma. También se indica los valores de distancia en caso de que un objeto se esté aproximando o se encuentre cercano a la aeronave, dentro de un radio de 3 metros. El cambio en el tiempo de los valores de proximidad puede visualizarse también en esta pantalla.

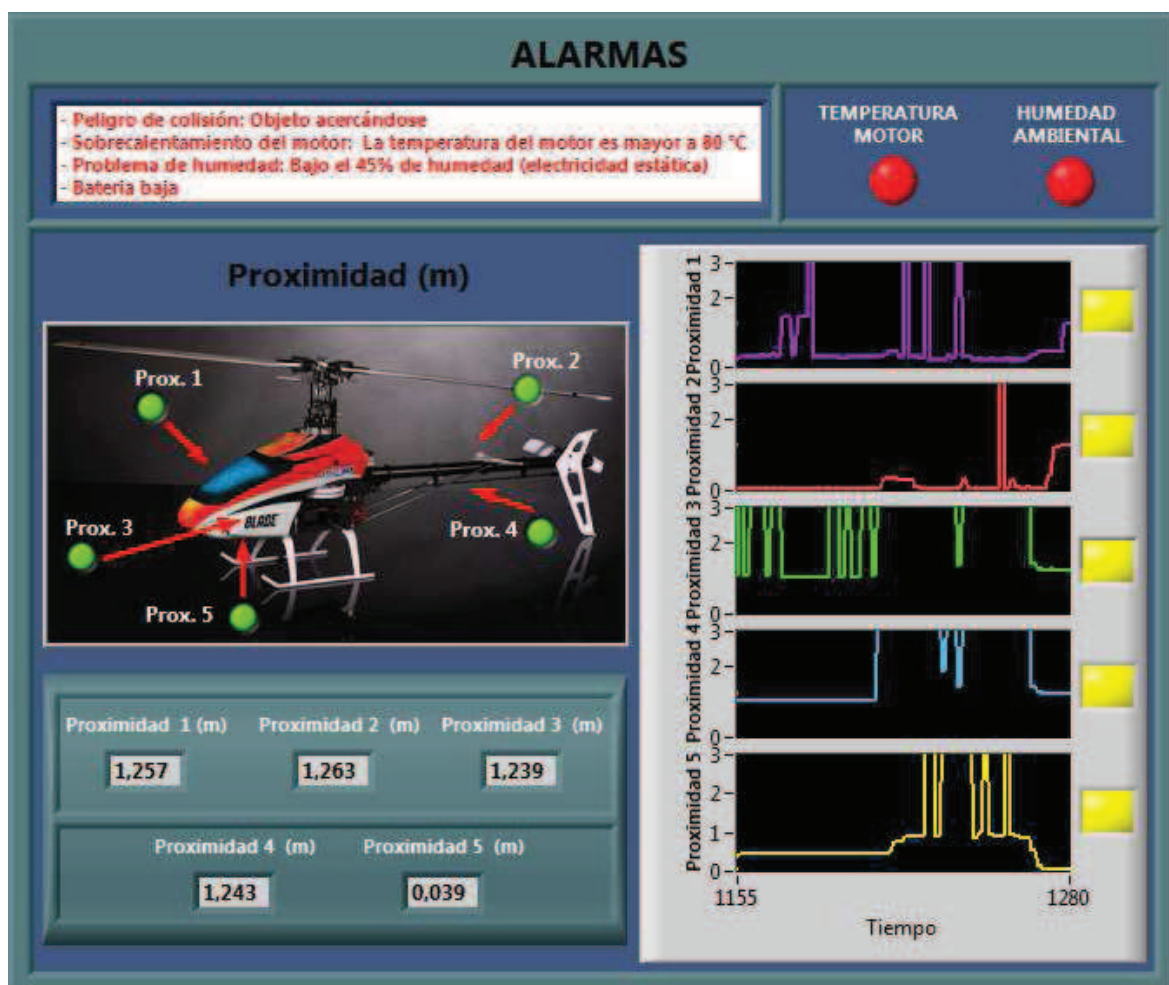


Figura 3.36: Panel de alarmas

3.2.2.5.6 Selección individual de datos

En esta última pantalla se permite al operador del vehículo aéreo no tripulado seleccionar el dato del sensor que desea que el microcontrolador envíe a la estación en tierra.

Los datos que se pueden seleccionar para su envío de forma individual son: humedad, temperatura ambiente, presión, velocidad del aire y temperatura del motor. El dato seleccionado se mostrará en la parte inferior de la pantalla.

Cabe mencionar que, cuando se activa la selección individual de datos, el dato elegido es el que el microcontrolador transmite a la estación en tierra, dejando de lado los datos provenientes de los otros sensores, con excepción de los datos considerados como fundamentales y que son: proximidad, actitud y porcentaje de batería del sistema de recolección de datos, los cuales se envían de forma permanente.



Figura 3.37: Panel selección individual de datos

CAPÍTULO 4

PRUEBAS Y RESULTADOS

En este capítulo se detallan las pruebas realizadas con la finalidad de verificar la correcta funcionalidad del sistema de instrumentación. Por ello se describen los procedimientos realizados para probar cada uno de los elementos del sistema y su respuesta en conjunto al encontrarse instalados en un vehículo aéreo no tripulado en vuelo.

4.1 DISTANCIA

Una vez implementado el programa para medir distancia en el microcontrolador, y antes de colocar los sensores en el fuselaje del UAV, se procedió a verificar que la distancia obtenida sea la adecuada y esté dentro del límite de error; para ello se colocó un objeto a diferentes distancias del sensor ultrasónico, como se muestra en la figura 4.1.



Figura 4.1 Prueba de sensor ultrasónico PING#28015

Los datos obtenidos de la prueba realizada se detallan en la siguiente tabla.

MEDIDA SENSOR ULTRASÓNICO (cm)	MEDIDA FLEXÓMETRO (cm)	ERROR (%)
18.27	18	1.5
36.7	36	1.94
54.41	54	0.76
72.36	72	0.5
90.4	90	0.44

Tabla 4.1 Datos de distancia del sensor ultrasónico PING#28015

Como los errores se encontraron dentro de un rango aceptable, por lo que posteriormente, se procedió a realizar la misma prueba con los 5 sensores ubicados en el helicóptero. Se tomó datos de los valores mostrados en la HMI para compararlos con la distancia medida en el flexómetro, según la posición de un objeto colocado frente al sensor para ser detectado.

En la siguiente figura se muestra cómo se realizaron las pruebas con cada sensor.

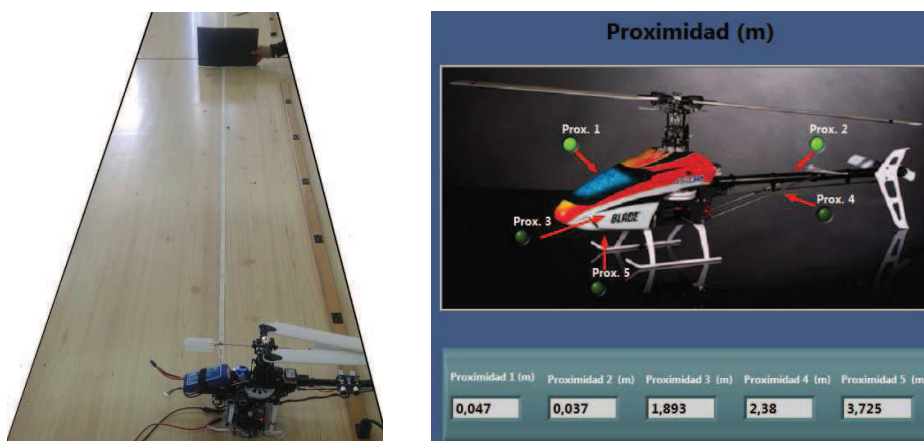


Figura 4.2 Prueba de Distancia de los 5 sensores ultrasónicos

Los datos de cada sensor se describen en la tabla 4.2

PRUEBA DE DISTANCIA					
Flexómetro	Proximidad	Proximidad	Proximidad	Proximidad	Proximidad
[m]	1 [m]	2 [m]	3 [m]	4 [m]	5 [m]
0.3	0.274	0.28	0.292	0.294	0.294
0.6	0.576	0.585	0.592	0.591	0.586
0.9	0.877	0.897	0.887	0.894	0.894
1.2	1.19	1.191	1.199	1.19	1.181
1.5	1.487	1.487	1.488	1.488	1.475
1.8	1.782	1.792	1.787	1.799	1.783
2.1	2.091	2.088	2.107	2.083	2.106
2.4	2.39	2.388	2.393	2.391	2.384
2.7	2.688	2.69	2.686	2.67	2.685
3	3.01	2.978	3.003	2.988	2.979

Tabla 4. 2 Datos de los 5 sensores PING#28015

En la tabla 4.3 se muestran los errores obtenidos de la prueba realizada, tomando como valor real el dato del flexómetro.

ERRORES DE DISTANCIA					
Flexómetro [%]	Proximidad 1 [%]	Proximidad 2 [%]	Proximidad 3 [%]	Proximidad 4 [%]	Proximidad 5 [%]
0	8.67	6.67	2.67	2	2
0	4	2.5	1.33	1.5	2.3
0	2.56	0.33	1.44	0.67	0.67
0	0.83	0.75	0.08	0.83	1.58
0	0.87	0.87	0.8	0.8	1.67
0	1	0.44	0.72	0.05	0.94
0	0.45	0.57	0.33	0.81	0.23
0	0.42	0.5	0.29	0.38	0.67
0	0.44	0.37	0.52	1.1	0.56
0	0.33	0.73	0.1	0.4	0.7

Tabla 4.3 Errores de distancia del sensor PING#28015

se desprende de estos datos que a menor distancia hay un porcentaje mayor de error; esto se debe al tiempo de respuesta del microcontrolador. Al tener una distancia menor, el tiempo que tarda la onda ultrasónica en ir y venir tiende a ser pequeño, por lo que el microcontrolador no detecta correctamente este valor. Afortunadamente, lo que se busca es detectar cualquier objeto a una distancia comprendida entre 1.5 y 3 metros máximo, distancias entre las cuales los errores son mucho menores.

4.2 TEMPERATURA

Para realizar las pruebas de los dos sensores de temperatura LM35 se procedió a utilizar un termómetro industrial de mercurio, el cual proporciona el valor de referencia para el cálculo de errores.

Las capturas de pantalla de la HMI, obtenidas durante las pruebas realizadas se muestran en la figura 4.3.

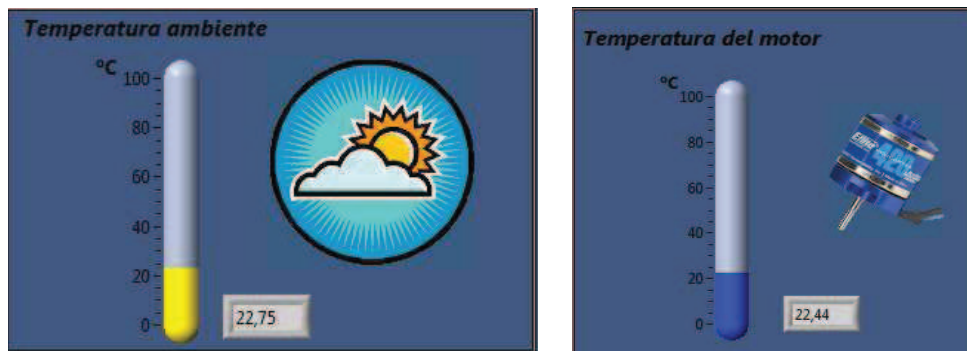


Figura 4.3 Visualización de los datos de temperatura

Las pruebas se realizaron en diferentes días y a diferentes horas, ya que la temperatura es una variable ambiental que no cambia con rapidez. Los datos obtenidos se muestran en la tabla 4.4.

DATOS DE TEMPERATURA				
Fecha	Hora	Termómetro [°C]	Temperatura ambiente [°C]	Temperatura motor [°C]
25 de Junio	13:40	24	23,68	24,22
	13:50	24	24,07	24,61
	14:10	25	25,08	25,23
	14:20	24	23,76	23,84
	14:40	26,5	26,24	26,16
	15:00	26,7	26,31	27,01
26 de Junio	14:40	23	22,52	22,37
	14:50	23	22,75	22,83
	15:00	23	22,83	22,75
	15:13	23	22,91	22,83
	15:49	22,8	22,6	22,75
27 de Junio	12:20	23,5	23,14	23,53
	14:10	25	24,84	24,77
	14:40	24	23,68	23,84
	15:10	23	22,91	22,99
	15:40	23	22,83	22,75
	16:10	22,7	22,37	22,52
28 de Junio	16:40	22,2	22,37	22,29
	7:50	19	19,59	19,51
	8:17	19	19,66	19,51
	8:50	19,8	19,97	20,05
	10:06	20	20,51	20,35

Tabla 4.4 Datos de temperatura

Estableciendo como dato verdadero el valor proporcionado por el termómetro de mercurio, los errores porcentuales calculados se describen en la tabla 4.5.

ERRORES DE TEMPERATURA			
Fecha	Hora	Error temperatura ambiente [%]	Error temperatura motor [%]
25 de Junio	13:40	1,33	0,92
	13:50	0,29	2,54
	14:10	0,32	0,92
	14:20	1,00	0,67
	14:40	0,98	1,28
	15:00	1,46	1,16
26 de Junio	14:40	2,09	2,74
	14:50	1,09	0,74
	15:00	0,74	1,09
	15:13	0,39	0,74
	15:49	0,88	0,22
27 de Junio	12:20	1,53	0,13
	14:10	0,61	0,92
	14:40	1,33	0,67
	15:10	0,39	0,04
	15:40	0,74	1,09
	16:10	1,45	0,79
28 de Junio	16:40	0,77	0,41
	7:50	3,11	2,68
	8:17	3,47	2,68
	8:50	0,86	1,26
	10:06	2,55	1,75

Tabla 4.5 Errores de temperatura

Como se observa, los errores calculados están dentro de un rango aceptable que en promedio es 1.16%, el error se debe principalmente a la falta de precisión que presenta el sensor integrado de temperatura LM35.

4.3 HUMEDAD

Para poder establecer un error de medición en el porcentaje de humedad relativa medida en el presente proyecto, es necesario comparar dicho valor con el de un higrómetro, instrumento que se utiliza para medir el grado de humedad de un ambiente determinado.

Para el presente proyecto se ha utilizado el higrómetro KTJ TA138, el cual adicionalmente proporciona el dato de temperatura ambiente. Este instrumento actualiza el valor de porcentaje de humedad relativa cada minuto y su rango de medida va desde 10% hasta 98% en humedad relativa, y de -40° a 70°C en temperatura.



Figura 4.4 Higrómetro KTJ TA138

Al igual que la temperatura, ya que el porcentaje de humedad relativa es también una variable lenta, se procedió a tomar datos en diferentes días y a diferentes horas. En la figura 4.5 se muestra la captura de pantalla de la HMI obtenida durante las pruebas realizadas.

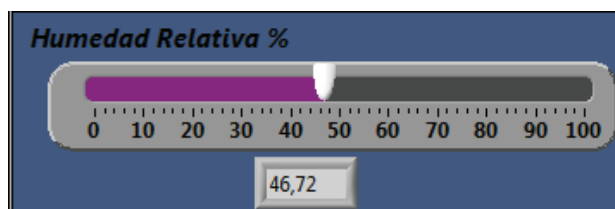


Figura 4.5 Indicador de porcentaje de humedad relativa

En la tabla 4.6 se muestra los valores obtenidos.

MEDIDAS DE HUMEDAD RELATIVA (%)				
Fecha	Hora	Sensor comercial	Sensor HS1101	Error porcentual
14 de Junio	10:40	41	42.65	4
	11:05	44	43.72	0.64
	11:30	42	43,22	2,90
25 de Junio	11:00	51	50.18	1.63
	11:25	52	53.59	2.97

	12:00	52	50.18	3.63
26 de Junio	15:00	36	34.7	3.61
	15:32	36	37	2.78
	15:55	35	37	5.71
	16:15	34	35.82	5.35
	12:05	39	39,67	1,72
27 de Junio	14:00	36	37,16	3,22
	14:40	35	36,36	3,89
	15:10	36	36,11	0,31
	15:40	36	36,47	1,31
	16:10	36	36,87	2,42
	16:40	37	36,73	0,73
	7:50	41	40,18	2,00
28 de Junio	8:17	41	40,16	2,05
	8:50	41	40,18	2,00
	10:06	40	39,79	0,53

Tabla 4.6 Datos del sensor de humedad HS1101

Al calcular el error porcentual en los resultados obtenidos, se observa que el acondicionamiento realizado al sensor de humedad presenta una buena respuesta. Los errores se deben principalmente al sensor utilizado, ya que al ser una celda capacitiva su valor de capacitancia varía en un rango de 0.34pF/%HR, provocando en el acondicionamiento una variación en la frecuencia de la onda de salida, lo que conlleva a la obtención de los errores mencionados.

4.4 PRESIÓN Y ALTURA

La presión es una variable que depende principalmente de tres factores: altura, temperatura y humedad. En el presente proyecto el dato de altura se calcula a través del valor de la presión, medido con los sensores descritos anteriormente, por lo que las pruebas de presión y altura fueron realizadas bajo las mismas condiciones.

Para realizar estas pruebas, se ha tomado como valor de referencia los datos proveídos por el reloj PSKIW25 Master V Professional, que proporciona datos de presión y altura con las características que se describen en la tabla 4.7.

SKI MASTER V PROFESSIONAL				
Característica	Valor			Unidad
	Min.	Typ.	Max.	
Altura				
Resolución	-	1	-	metro
Rango de Medida	-703	-	9164	metro
Presión				
Resolución	-	0.1	-	hPa/mbar
Rango de Medida	300	-	1100	hPa/mBar

Tabla 4.7 Características del reloj SKI MASTER V PROFESSIONAL³⁵

Las medidas para establecer errores en estas variables se tomaron en diferentes edificios de la Escuela Politécnica Nacional, tanto en la planta baja como en el último piso de cada edificio.

En la figura 4.6 se muestra la captura de pantalla del indicador de presión de la HMI obtenida durante las pruebas realizadas.

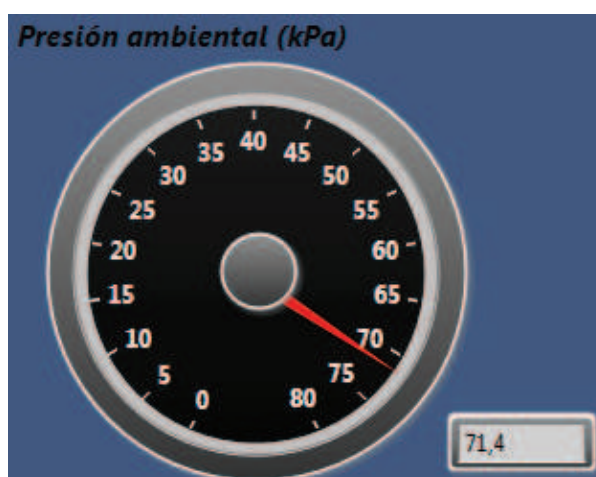


Figura 4.6 Indicadores de presión

Los valores de presión obtenidos con su respectivo error porcentual calculado se detallan en la tabla 4.8.

³⁵ PYLE Sports. "PSKIW25 Manual User". Noviembre 2004

PRESIÓN				
Edificio	Piso	Reloj [KPa]	Indicador [KPa]	Error [%]
Eléctrica/ Química	Primero	72.66	72.783	0.169
	Séptimo	72.85	72.814	0.049
ICB	Primero	72.73	72.85	0.165
	Sexto	72.61	72.73	0.165
Administración	Primero	72.73	72.79	0.08
	Noveno	72.46	72.50	0.05
Estadio		72.89	72.845	0.06

Tabla 4.8 Datos de presión

En la figura 4.7 se muestra la captura de pantalla del indicador de altura de la HMI obtenida durante las pruebas realizadas.

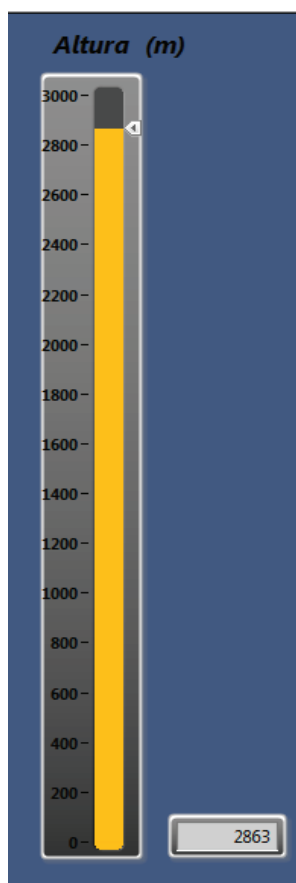


Figura 4.7 Indicador de Altura

En la tabla 4.9 se detalla los datos de altura tomados con su respectivo error porcentual

ALTURA EN METROS SOBRE EL NIVEL DEL MAR				
Edificio	Piso	Reloj [m]	Indicador [m]	Error [%]
Eléctrica/ Química	Primero	2724	2700	0,88
	Séptimo	2741	2705	1,31
ICB	Primero	2722	2701	0,77
	Sexto	2736	2714	0,80
Administración	Primero	2724	2703	0,77
	Noveno	2753	2723	1,09
Estadio		2731	2694	1,35

Tabla 4.9 Datos de altura en msnm

Como se observa en los valores de error porcentual, los datos de presión y altura registrados por el sistema de instrumentación están en un rango aceptable. Cabe resaltar que los datos de altura presentan un error más alto que los de presión, debido a que para obtener la altura se aplica una ecuación que utiliza el dato de presión.

4.5 VELOCIDAD DEL AIRE

Para poder establecer algún error en la medición de velocidad del aire, es necesario comparar la velocidad medida por el sistema de instrumentación con la de un anemómetro; instrumento que usualmente se los encuentra en aeronaves para medir la velocidad del aire, y además para la predicción del clima.



Figura 4.8 Anemómetro

En el presente proyecto, para comparar los datos del medidor de velocidad del aire con una medida calibrada, se ha utilizado como valor de referencia el

anemómetro ubicado en la terraza del edificio de Ingeniería Mecánica el cual se indica en la figura 4.8. Este anemómetro está a cargo del Laboratorio de Energías Alternativas y proporciona el valor de velocidad del aire cada minuto.

Para obtener los valores de velocidad del aire se colocó la placa de adquisición y procesamiento de señales del proyecto cerca del anemómetro de referencia con la finalidad de que los dos detecten las mismas ráfagas de viento y de esta forma, poder establecer un error.

Las capturas de pantalla de la HMI obtenidas durante las pruebas realizadas se muestran en la siguiente figura.



Figura 4.9 Indicadores de velocidad del aire

Los datos tomados y los errores obtenidos se muestran en la tabla 4.10.

VELOCIDAD DEL AIRE			
Dato	Anemómetro [m/s]	Sistema de Instrumentación [m/s]	Error [%]
1	2,75	2,7	1,8
2	2,34	2,5	6,8
3	3,44	3,4	1,2
4	3,8	3,6	5,3
5	3,62	3,4	6,1
6	2,49	2,5	0,4
7	1,61	1,6	0,6
8	2,44	2,5	2,5
9	2,73	2,7	1,1
10	3,79	3,6	5,0
11	3,08	3	2,6
12	2,47	2,5	1,2

13	4,51	4,6	2,0
14	3,82	3,9	2,1
15	3,77	3,9	3,4
16	2,71	2,7	0,4
17	2,25	2,4	6,7
18	2,44	2,4	1,6
19	2,4	2,4	0,0
20	2,74	2,7	1,5
21	3,18	3,2	0,6
22	3,92	3,8	3,1
23	3,81	3,6	5,5

Tabla 4.10 Datos de velocidad del aire

Los errores obtenidos en la realización de esta prueba se deben principalmente a la dificultad de ubicar el tubo pitot, del sistema de instrumentación a la misma altura del anemómetro utilizado como referencia, ya que este se encuentra en una parte muy alta y de difícil acceso.

4.6 UNIDAD DE MEDIDA INERCIAL

La unidad de medición inercial viene programada de fábrica con los valores que se pueden observar en la figura 4.10, los cuales permiten a la IMU proporcionar datos del acelerómetro, giroscopio y magnetómetro, así como de ángulos de Euler, entre otros. Además, está configurada para transmitir datos a una velocidad máxima de 115200, en ciertas ocasiones la trama enviada por la IMU no llegue completa y deba ser desechada, dificultando de esta manera la comunicación con este módulo.

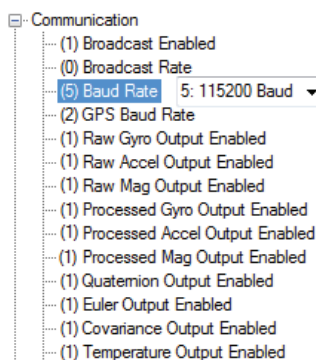


Figura 4.10 Valores de fábrica establecidos en la IMU

Para efectos del proyecto, se tomó únicamente los valores de los ángulos de Euler dados por la IMU con el fin de obtener la orientación del helicóptero;

adicionalmente, para asegurar que los datos recibidos lleguen completos, se redujo la velocidad de transmisión a 19200. La configuración que se utilizó para la IMU se indica en figura 4.11.

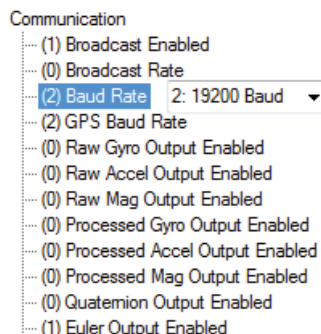


Figura 4.11 Valores configurados de la IMU

En caso de que los valores de los ángulos de Euler proporcionados por la IMU se encuentren descalibrados, tal como se muestra en la figura 4.12.

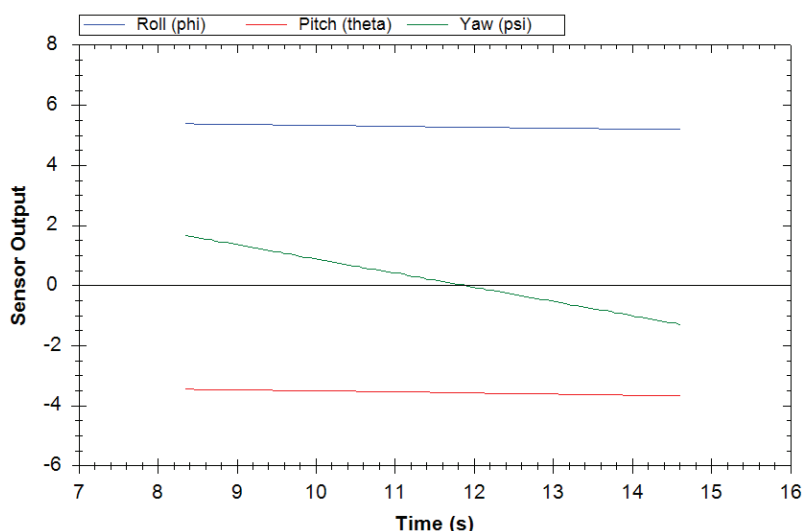


Figura 4.12 Forma de onda de los ángulos de Euler proporcionados por la IMU

El fabricante permite calibrarlos variando tres valores correspondientes a las varianzas del magnetómetro, del acelerómetro y del proceso (ver figura 4.13), los que afectan la respuesta del filtro de Kalman extendido, programado en el procesador de la unidad de medida inercial

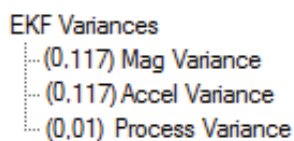


Figura 4.13 Valores de fábrica de varianzas del filtro de Kalman

Para poder trabajar con los datos de la IMU, lo primero que se realizó fue la calibración de los ángulos a través de la modificación de los valores de las

varianzas. Como se observa en la figura 4.14, se dio un valor alto a la varianza del magnetómetro con el fin de evitar que las ondas electromagnéticas afecten la respuesta del sistema. También se aumentó el valor de la varianza del acelerómetro para tener una mejor respuesta en los datos del acelerómetro. No se hizo ningún cambio con la varianza del proceso.

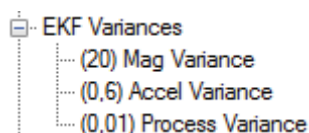


Figura 4.14 Valores de fábrica calibrados del filtro de Kalman

Al establecer estos valores en la memoria interna de la unidad de medida inercial, se obtuvo las formas de onda de los ángulos de Euler que se muestran a continuación.

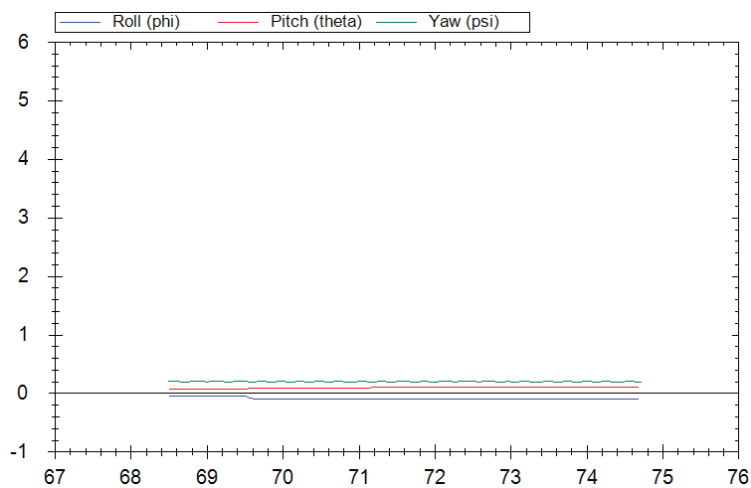


Figura 4.15 Valores calibrados de los ángulos de Euler

Con ello se logró una respuesta más estable de los ángulos de Euler al realizar las pruebas, cuyos resultados se muestran en las siguientes figuras.

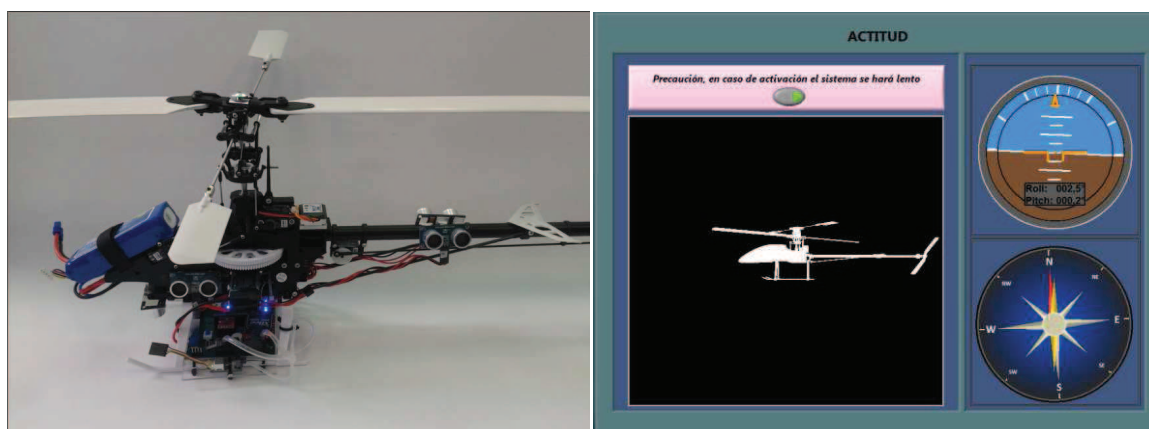


Figura 4.16 Prueba IMU 1

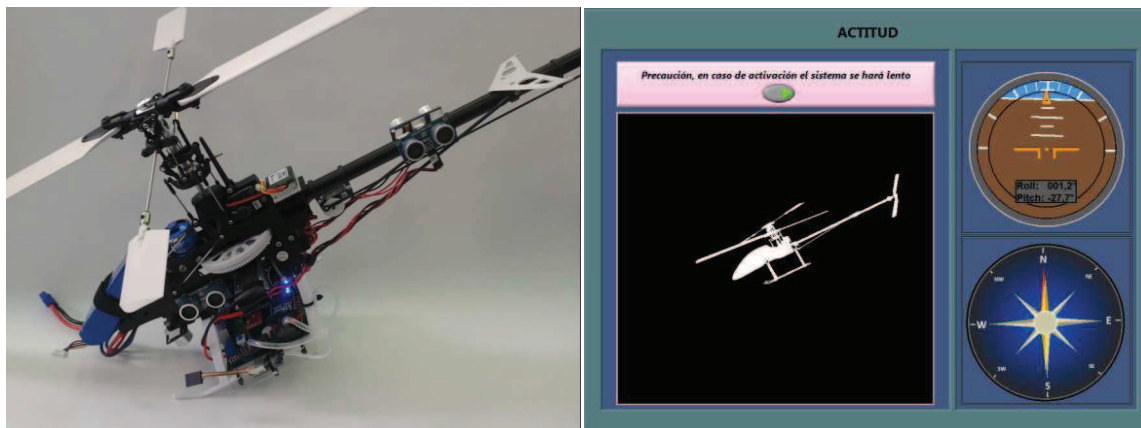


Figura 4.17 Prueba IMU 2

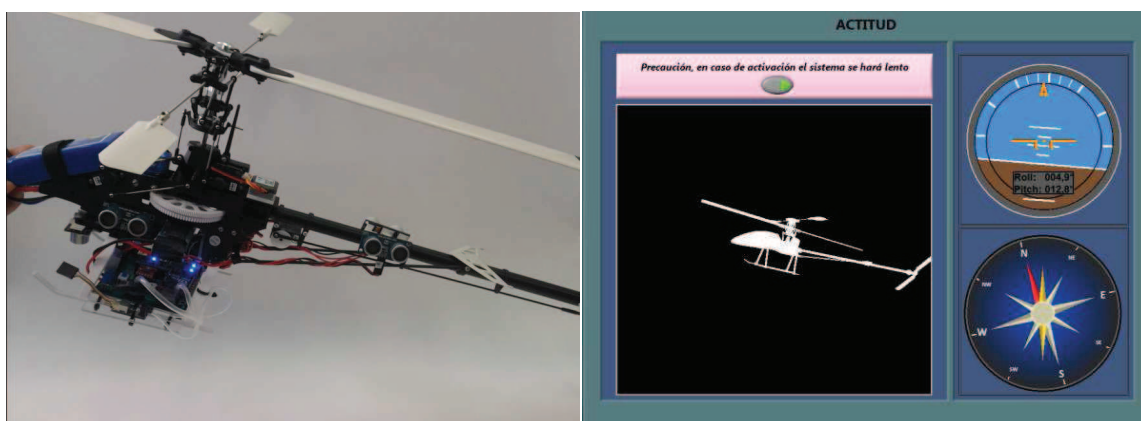


Figura 4.18 Prueba IMU3

Al observar las figuras, se puede concluir que la calibración y toma de datos de la IMU presentan unas respuestas correctas.

4.7 TIEMPO DE AUTONOMÍA DE LA BATERÍA

Para probar el tiempo de autonomía de la batería utilizada para alimentar el circuito de instrumentación, primero se comprobó que el acondicionamiento esté correctamente diseñado, realizando la siguiente prueba: para un voltaje de 12.6V, correspondiente al máximo valor que puede proporcionar la batería, en el HMI se debe visualizar aproximadamente un 100%; mientras que para un valor de 11.1V, una tendencia al 0%. Esta prueba se hizo con una fuente de poder, como se muestra en las siguientes figuras.

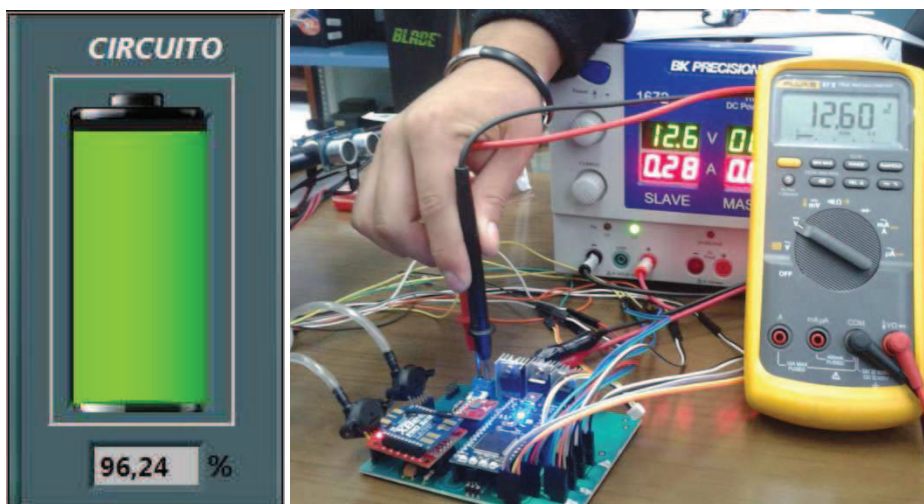


Figura 4.19 Fuente a máximo valor

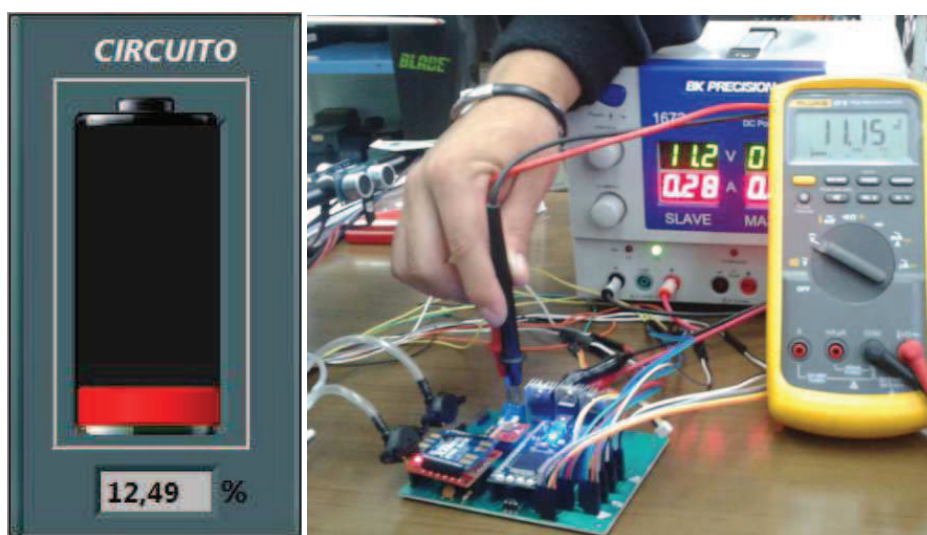


Figura 4.20 Fuente a mínimo valor

Una vez verificado el acondicionamiento realizado, se procedió a tomar el tiempo de autonomía de la batería. Para lo cual se conectó todo el sistema de instrumentación a la batería. Con el sistema de instrumentación funcionando en su totalidad y transmitiendo los datos al HMI, se cronometró un tiempo de autonomía de 45 minutos.

Cabe señalar que la batería fue dimensionada para un tiempo de autonomía de 30 minutos, bajo el supuesto de que todos los elementos utilizados funcionaran a su corriente máxima; pero en la realidad no ocurre así, ya que la mayoría de elementos solamente trabaja a su corriente nominal, razón por la cual se tiene 15 minutos adicionales.

4.8 COMUNICACIÓN

Las pruebas de transmisión inalámbrica de datos se realizaron a la par con la prueba de cada elemento del sistema de instrumentación, comprobando en cada caso que la trama formada por el microcontrolador llegue completa, para que los datos se visualicen de forma adecuada en la HMI ubicada en una PC en tierra.

Una vez comprobada la llegada de la trama en su totalidad y sin ningún problema, se efectuaron pruebas sobre la distancia de alcance de la comunicación inalámbrica, para lo cual se utilizó un flexómetro con el fin de medir la distancia entre la estación en tierra y el helicóptero tal como se indica en la figura 4.21.



Figura 4.21 Distancia de comunicación

Esta prueba se realizó con el helicóptero encendido y su motor a toda velocidad. Se obtuvieron los resultados que se indican en la tabla 4.11.

COMUNICACIÓN			
Lugar	Distancia medida [m]	Distancia del fabricante [m]	Error [%]
Dentro de edificios	22	-	-
Estadio (Rango Interior/Urbano)	80	90	11.11

Tabla 4.11 Distancia de transmisión

Como se observa en la tabla anterior, se tiene un 11.11% de error; esto se debe a las interferencias causadas entre el transmisor del helicóptero y el módulo Xbee utilizado en el proyecto, ya que ambos transmiten sus datos a la misma frecuencia de 2.4GHz.

4.9 SISTEMA COMPLETO

La prueba final, que puso a funcionar el proyecto en su totalidad, se realizó en el Parque Bicentenario de la ciudad de Quito con la ayuda de un piloto de UAV experimentado.

Primero se verificó que el peso de los sensores ubicados en el fuselaje del helicóptero estuviera balanceado; luego se encendió la placa de adquisición y procedimiento de señales; y finalmente, el helicóptero fue elevado tal como se muestra en las siguientes figuras.



Figura 4.22 Helicóptero en Vuelo 1

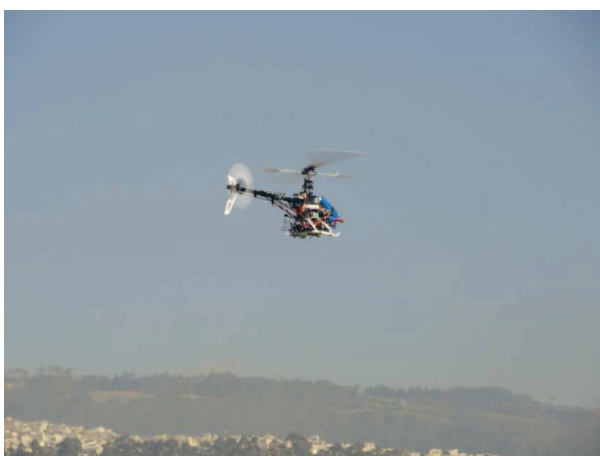


Figura 4. 23 Helicóptero en vuelo 2

Con el helicóptero en vuelo, y todos los sensores del sistema de instrumentación funcionando de forma adecuada, se procedió a tomar las capturas de pantalla de la HMI ubicada en una PC en tierra y a realizar el almacenaje de datos recibidos por los sensores durante el vuelo en un registro de datos.

Las capturas de pantalla obtenidas durante este vuelo de pruebas se muestran en las siguientes figuras.



Figura 4.24 Pantalla Principal



Figura 4. 25 Pantalla de Datos de Sensores



Figura 4. 26 Pantalla Actitud

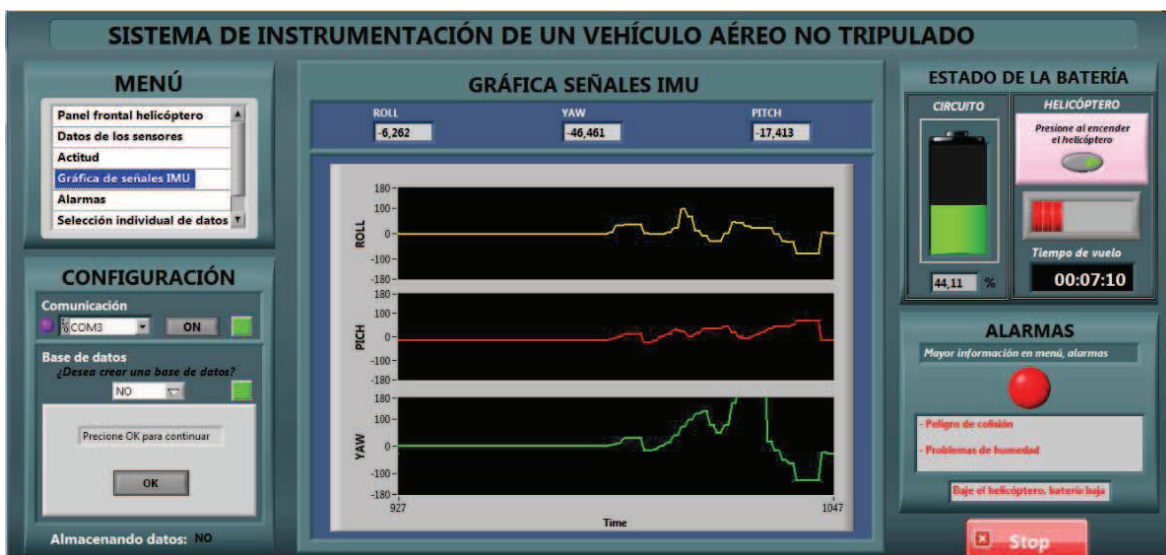


Figura 4. 27 Pantalla Graficas señales IMU



Figura 4. 28 Pantalla Alarmas



Figura 4. 29 Pantalla Selección Individual de datos

Los datos registrados durante el vuelo y almacenados en Excel se pueden ver a continuación en la tabla 4.12.

ESCUELA POLITÉCNICA NACIONAL

REGISTRO DE DATOS DEL SISTEMA DE INSTRUMENTACIÓN DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO

FECHA: 29/06/2013 8:26

Humedad %	Altura (msnm)	Temp. motor (°C)	Temp. ambiente (°C)	Velocidad del aire (m/s)
69,97	2681,35	21,36	19,58	2,5
69,97	2680,27	21,28	18,81	3,3
69,97	2680,27	22,29	19,12	2,2
69,97	2679,18	21,83	19,5	2,5
69,97	2679,18	21,83	19,5	2,5
69,97	2680,27	21,44	18,96	3,2
69,97	2680,27	21,44	19,12	1,3
69,97	2680,27	21,44	19,12	1,3
69,97	2680,27	22,44	19,35	2,4
73,12	2680,27	22,13	18,88	2,6
73,12	2680,27	22,29	18,81	2,5
73,12	2680,27	22,13	19,89	0,5
73,12	2679,18	23,53	19,35	2,3
69,97	2682,44	21,36	19,12	2,3

Tabla 4. 12 Prueba de adquisición y respaldo de datos

Con esta prueba se pudo comprobar la funcionalidad de todo el sistema implementado en el helicóptero; verificando que todos los sensores funcionaron de manera adecuada y además que la transmisión de datos, desde el microcontrolador hacia la HMI, ubicada en la PC en tierra, se realizó con normalidad y no se vio afectada por el funcionamiento del motor del helicóptero.

CAPÍTULO 5

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

5.1 CONCLUSIONES

Después de la realización de presente proyecto de titulación se han obtenido las siguientes conclusiones:

- El objetivo del proyecto de diseñar e implementar el sistema de instrumentación para un vehículo aéreo no tripulado fue cumplido en su totalidad.
- En un vehículo no tripulado el sistema de instrumentación es de vital importancia, puesto que sustituye los conocimientos del piloto y se convierte en la única forma que tiene el operador en tierra para conocer lo que está ocurriendo en el ambiente que rodea a la aeronave, y en base a esta información tomar las decisiones que precautelen la integridad del UAV y del cumplimiento de su misión.
- El ambiente en el que se desempeña un vehículo aéreo no tripulado está expuesto a perturbaciones e interferencias, es por ello que las señales obtenidas de los sensores deben estar aisladas y debidamente acondicionadas para que no se vean afectadas por los otros sistemas del vehículo.
- Todo vehículo aéreo no tripulado debe contar con una estación en tierra, que permita observar los datos provenientes del circuito de recolección de datos a través de una interfaz hombre-máquina. En el caso de este proyecto, la interfaz hombre-máquina ha sido diseñada de tal forma que pueda utilizarse por personas con o sin conocimiento de aviación.
- Al utilizar un microcontrolador con alta velocidad de procesamiento y gran capacidad de memoria para la adquisición de señales, se obtiene una respuesta rápida que permite el monitoreo de las variables que intervienen en el UAV. Además, en el futuro podrá incorporarse otros dispositivos electrónicos como cámaras y sistemas electro-ópticos.

- El acondicionamiento aplicado a cada sensor depende principalmente de sus especificaciones técnicas y de las características que presenta el módulo que va a recolectar datos, que en este caso es un microcontrolador. Cada sensor utilizado en el proyecto presenta un acondicionamiento y toma de datos diferente
- La programación en C++, usada para programar el microcontrolador, brinda mayor facilidad para realizar varias tareas sin un gran consumo de memoria; además permite que las instrucciones se ejecuten de una manera rápida.
- Los sensores de proximidad son de gran utilidad para medir distancias, ya que ellos posibilitan una percepción clara de cualquier objeto que se acerque peligrosamente hacia el helicóptero; mientras mayor alcance tenga el sensor, menor riesgo se tendrá.
- La temperatura y la humedad son variables lentas, pero de gran importancia para precautelar la integridad de los elementos que forman parte del sistema de instrumentación.
- Para conocer la velocidad del aire es necesario utilizar un tubo pitot con el fin de obtener el valor de presión diferencial, el cual tiene relación con la velocidad del fluido que pasa por el tubo.
- Mediante el dato de presión atmosférica, es posible calcular el valor de la altura sobre el nivel del mar al que se encuentra el vehículo aéreo. Es importante considerar que la presión es una variable que cambia por la acción de la temperatura y la humedad; por lo que, al tener un porcentaje de error en la presión, el valor de la altura también se ve afectado.
- A partir de los datos que proporciona la unidad de medida inercial (IMU), es posible tener la posición en la que se encuentra el helicóptero; pero para que este dato sea fiable, es importante la calibración previa de la IMU, ya que es un módulo muy susceptible a las interferencias que se encuentran en el ambiente.
- La transmisión de datos vía inalámbrica es sumamente importante dentro del campo de los UAV; por este motivo, la adecuada selección de un módulo de comunicación inalámbrica es esencial, pues como se observó, los Xbee se ven altamente afectados por todas las ondas que se

encuentran en el ambiente, en especial por las que están en la frecuencia de los 2.4 GHz.

- Para seleccionar la batería que alimenta el sistema se debe tomar en cuenta el tiempo de autonomía del vehículo aéreo y la cantidad de corriente consumida por todos los elementos.
- El helicóptero que sirve de base para montar el sistema de instrumentación se ha equipado con una placa de procesamiento y adquisición de señales (128gr), una batería para alimentar dicha placa (67gr), cinco sensores ultrasónicos (60gr), y cables de conexión (19gr), lo que en conjunto adiciona al helicóptero un peso de 274gr, valor que no genera un problema para el vehículo, ya que las especificaciones del fabricante, indican un peso máximo adicional de 450gr para elevarse.

5.2 RECOMENDACIONES

- Para precautelar la integridad del sistema de instrumentación, conformado por el helicóptero y la placa de adquisición y procesamiento de señales, se recomienda tener conocimientos previos de aeromodelismo, en especial sobre vuelo de helicópteros, para poner a funcionar el helicóptero. Una mala manipulación del helicóptero puede ocasionar su caída y con ello la pérdida del helicóptero y del sistema de instrumentación.
- Las pruebas de vuelo deben realizarse en espacios abiertos y de preferencia en horas de la mañana, para que las ráfagas de viento no afecten el vuelo del helicóptero. Además las personas deben colocarse a una distancia prudente del lugar de vuelo, puesto que en caso de una incorrecta manipulación del helicóptero las hélices, debido a la velocidad con que giran, podrían dañar a una persona.
- Es recomendable iniciar el conteo del tiempo de vuelo (HMI: sección estado de la batería), simultáneamente con la conexión de la batería del helicóptero, para no tener una idea errónea respecto al tiempo de autonomía restante para el helicóptero.
- En el desarrollo del proyecto se trabajó con sensores de pequeño tamaño y bajo costo. Sin embargo, si se trabaja con un UAV más grande y de mayor

rango de vuelo, es necesario utilizar elementos diseñados para aplicaciones específicas y que tengan una mayor precisión. Por ejemplo, en vez de emplear sensores de presión para medir la altura, sería recomendable utilizar altímetros, que por ser sensores integrados no necesitan acondicionamiento y brindan un dato más confiable.

- En el caso de requerir un campo mayor para detectar objetos que puedan acercarse al UAV, es recomendable reemplazar los sensores ultrasónicos PARALAX PING#28015 de este proyecto, por otros que tengan un alcance superior a tres metros.
- Si se desea mayor distancia para la transmisión de datos, se recomienda seleccionar módulos más potentes y confiables que brinden un mayor alcance para zonas urbanas o, a su vez, seleccionar módulos que trabajen a otra frecuencia diferente de 2.4GHz.

BIBLIOGRAFÍA

- ✓ “*Aviones no tripulados no vuelan a falta de repuestos*”. El Universo (Manta), 12 Julio 2012. [En línea]. Disponible: <http://unvrso.ec/0003MET>. Último acceso: 24 Febrero 2013.
- ✓ “*Entrevista a CIDFAE*”. ECTV NOTICIAS. Televisión. Reportera: Alejandra Basantes. Ecuador TV (Quito), 30 Agosto 2012.
- ✓ “*Los UAV Searcher y Heron empiezan a operar en Ecuador*”. infodefensa.com: Información Defensa y Seguridad (Quito), 26 Junio 2009. [En línea]. Disponible: <http://www.infodefensa.com/?noticia=los-uav-searcher-y-heron-empiezan-a-operar-en-ecuador>. Último acceso: 24 Febrero 2013.
- ✓ “*Vehículo aéreo no tripulado*”. Wikipedia. 28 Febrero 2013. [En línea]. Disponible: http://es.wikipedia.org/wiki/Veh%C3%ADculo_a%C3%A9reo_no_tripulado. Último acceso: 3 Marzo 2013.
- ✓ Aguayo, Paul. “*Introducción al Microcontrolador*”. 10 Noviembre 2004. [En línea]. Disponible: <http://www.olimex.cl/tutorial/tutorial1.pdf>. Último acceso: 3 Marzo 2013.
- ✓ Araya, Máximo. “*Sensores de Temperatura*”. [En línea]. Disponible: <http://snsoresdetemperatura.blogspot.com/>. Último acceso: 3 Abril 2013.
- ✓ Barrientos, Antonio *et al.* “*Vehículos aéreos no tripulados para uso civil. Tecnología y aplicaciones*”. Grupo de Robótica y Cibernética, Universidad Politécnica de Madrid, Madrid, 2007.
- ✓ BOSCH. “*BMP085 Digital Pressure Sensor*”. 1 Julio 2008. [En línea]. Disponible: http://www.adafruit.com/datasheets/BMP085_DataSheet_Rev.1.0_01July2008.pdf. Último acceso: 11 Abril 2013.
- ✓ CH Robotics. “*UM6 Ultra-Miniature Orientation Sensor Datasheet*”. 28 Agosto 2012. [En línea]. Disponible: http://www.chrobotics.com/docs/UM6_datasheet.pdf. Último acceso: 11 Abril 2013.

- ✓ CREUS, Antonio. "*Instrumentación Industrial*". 6ta edición. Editorial Alfaomega-Marcombo, 1998. Pág. 129
- ✓ DIGI International. "*XBEE PRO S2B*". 17 Mayo 2010. [En línea]. Disponible: ftp://ftp1.digi.com/support/documentation/90000976_F.pdf. Último acceso: 30 Abril 2013.
- ✓ Eagle Tree Systems. "*Instruction Manual for the Airspeed MicroSensor V3*". Diciembre 2008. [En línea]. Disponible: <http://www.eagletreesystems.com/Support/manuals/airspeed-v3.pdf>. Último acceso: 11 Abril 2013.
- ✓ Fernández, Arlem *et al.* "*BATERÍAS RECARGABLES PARA USO MÉDICO: CARACTERÍSTICAS Y CIRCUITOS DE CARGA*". Biblioteca Virtual de Salud. [En línea]. Disponible: <http://www.bvs.sld.cu/revistas/bfm2/Volumenes%20anteriores.pdf/Vol2/no2/i/cid07201.pdf>. Último acceso: 17 Abril 2013.
- ✓ Freescale Semiconductor. "*MPX4100A*". 9 Enero 2009. [En línea]. Disponible: <http://www.todopic.com.ar/utiles/hs1100es.pdf>. Último acceso: 10 Abril 2013.
- ✓ G. José Manuel. "*UAVs, clasificación, tendencias y normativas de espacio aéreo*". Sandglass Patrol. 6 Abril 2010. [En línea]. Disponible: <http://blog.sandglasspatrol.com/index.php/articulos/41-militar/758-uavs-clasificacion-tendencias-y-normativa-de-espacio-aereo>. Último acceso: 3 Marzo 2013.
- ✓ HUMIREL. "*Sensor de Humedad Relativa HS1100/HS1101*". 7 Junio 2002. [En línea]. Disponible: <http://www.todopic.com.ar/utiles/hs1100es.pdf>. Último acceso: 7 Abril 2013.
- ✓ J.R., "Vehículos Aéreos No Tripulados". *Portal De La Aviación Histórica Ecuatoriana (Ecuador)*, 2010. [En línea]. Disponible: http://www.fuerzaaerea.net/index_menu_UAV.html. Último acceso: 24 Febrero 2013.
- ✓ Mbed eco-system, "*Ayuda del compilador online Mbed*". [En línea]. Disponible <https://mbed.org/>. Último acceso: 29 Mayo 2013.

- ✓ Mbed eco-system, "*mbed NXP LPC1768 Getting Started*". [En línea]. Disponible: <https://mbed.org/handbook/mbed-NXP-LPC1768-Getting-Started/>. Último acceso: 25 Mayo 2013.
- ✓ Ministerio de defensa: Sistema de Observación y prospectiva tecnológica. *UAS "Unmanned Aircraft System". Sobre su integración en el espacio aéreo no segregado*. Madrid. Ministerio de defensa, Secretaría General Técnica, 2009.
- ✓ Mosquera, Fernando, "*UAV's. La aviación militar del futuro*". Revista Ateneadigital.es, publicación número diez. 04 Abril 2010. [En línea]. Disponible: http://www.revistatenea.es/RevistaAtenea/REVISTA/articulos/GestionNoticias_1875_ESP.asp. Último acceso: 16 Enero 2013.
- ✓ Nadales, Christian, "*Control de un Quadrotor mediante la plataforma Arduino*". Universidad Politécnica de Catalunya (UPC). 27 junio 2009.
- ✓ National Instruments. "*Módulo NI LabVIEW Robotics: Software para Diseñar Sistemas Inteligentes de Robótica*". [En línea]. Disponible: <http://sine.ni.com/nips/cds/view/p/lang/es/nid/209856>. Último acceso: 29 Mayo 2013.
- ✓ National Semiconductor. "LM1117/LM1117I". Junio 2004. [En línea]. Disponible: http://www.datasheetcatalog.net/es/datasheets_pdf/L/M/1/1/LM1117T-3.3.shtml. 18 Abril 2013.
- ✓ Ollero A. et al. "*Sistemas basados en el empleo de vehículos aéreos no tripulados para la lucha contra incendios forestales*". Sevilla, España, 2007.
- ✓ PARALAX INC. "*PING-Ultrasonic Distance Sensor (#28015)*". 13 Junio 2006. [En línea]. Disponible: <http://www.parallax.com/dl/docs/prod/acc/28015-PING-v1.3.pdf>. Último acceso: 4 Marzo 2013.
- ✓ Perez, Diego. "*Sensores de distancia por ultrasonido*". [En línea]. Disponible:

- <http://www.alcabot.com/alcabot/seminario2006/Trabajos/DiegoPerezDeDiego.pdf>. Último acceso: 4 Marzo 2013.
- ✓ Rivas, Miguel. “UNIDAD DE MEDICIÓN INERCIAL ALGORITMO DE ESTIMACIÓN E IMPLEMENTACIÓN DE SOFTWARE”. Universidad de Sevilla. Junio 2006. [En línea]. Disponible: http://bibing.us.es/proyectos/abreproy/11253/fichero/memoria%252F01_capitulo1.pdf. Último acceso: 5 Abril 2013.
 - ✓ ST. “L7800 Serie”. Noviembre 2000. [En línea]. Disponible: http://www.datasheetcatalog.net/es/datasheets_pdf/L/7/8/0/L7805.shtml. 18 Abril 2013.
 - ✓ TEXAS INSTRUMENT. “LM35 Precision Centigrade Temperature Sensors”. Noviembre 2000. [En línea]. Disponible: <http://www.ti.com/lit/ds/symlink/lm35.pdf>. Último acceso: 6 Abril 2013.
 - ✓ Vélez, Carlos. “Control de sistemas de aeronaves no tripuladas (UAS)”. Universidad EAFIT, Medellín, Colombia. Septiembre 2009. [En línea]. Disponible: <http://www.eafit.edu.co/minisitios/cienciaaplicada/Documents/Control%20de%20sistemas%20de%20aeronaves%20no%20tripuladas.pdf>. Último acceso: 3 Marzo 2013.
 - ✓ Villanueva, Eliana. “Tecnología de las Baterías”. 6 Abril 2010. [En línea]. Disponible: <http://www2.elo.utfsm.cl/~elo383/apuntes/PresentacionBaterias.pdf>. Último acceso: 15 Abril 2013.