

Sistema de Instrumentación para Vehículos Aéreos no Tripulados

Flores J. * Rivadeneira C. * Rodas A. *

* Escuela Politécnica Nacional, Departamento de automatización y Control
Industrial Quito, Ecuador
(e-mail: jmfl_1@hotmail.com ; carla_r7@yahoo.com ; ana.rodas@epn.edu.ec)

Resumen: *El proyecto consiste en el diseño e implementación del sistema de instrumentación para vehículos aéreos no tripulados. El sistema está compuesto por varios sensores que detectan variables tanto dentro como en la periferia de la aeronave, con el fin de conocer el ambiente en que esta se desplaza. Las señales entregadas por los sensores son procesadas en un microcontrolador, el cual se encarga de transmitir las a través de módulos de comunicación inalámbricos a una estación en tierra, la que contiene una interfaz hombre-máquina para poder visualizar los datos obtenidos de los sensores.*

Palabras clave: *Medición, sensores, IMU, Xbee.*

Abstract: *This project explains the design and construction of an instrumentation system for working in an Unmanned Aerial Vehicles. It consists of several sensors which detect the variables inside and outside of the aircraft, and are used to know the environment where the aerial vehicle flies. The signals given by the sensors are attended by a microprocessor and transmitted through a wireless communication device to a land station, which contains a human-machine interface.*

Keywords: *Measurement, sensing, IMU, Xbee.*

1. INTRODUCCIÓN

Los vehículos aéreos no tripulados, más conocidos como UAV (Unmanned Aerial Vehicle), son sistemas que se han venido desarrollando desde la década de los 60, y que en la actualidad, gracias al vertiginoso desarrollo de la tecnología en campos como el de los microcontroladores y los sensores inerciales, ha cobrado gran importancia tanto en el campo militar como civil, ya que al prescindir del piloto se reduce el tamaño de la aeronave y no se arriesgan vidas humanas en operaciones peligrosas [3]. En el Ecuador su desarrollo está iniciándose, y tiene como objetivo llegar a perfeccionar un vehículo aéreo no tripulado diseñado y construido por ecuatorianos.

Toda aeronave precisa de instrumentación para conseguir mantener el vuelo sin problemas, llevar una trayectoria lo más parecida al plan de vuelo predeterminado y supervisar la funcionalidad en todo momento de sus diferentes sistemas. Para ello se necesitan de instrumentos de vuelo, navegación y de monitoreo del estado del motor. Los instrumentos de vuelo se utilizan para conseguir que la aeronave se mantenga en el aire y se desplace sin colisionar con el entorno; entre los principales se pueden mencionar los indicadores de velocidad de aire, la actitud y la altitud.

Los indicadores de navegación se utilizan para conocer la trayectoria seguida por la aeronave, su desviación y señales de corrección respecto de la trayectoria fijada; mientras que la instrumentación de monitoreo del motor permite conocer la funcionalidad propia de la planta y de los sistemas directamente relacionados a la misma, como lo son por ejemplo la medición de la temperatura del motor.[4]

En los vehículos no tripulados la instrumentación es fundamental, debido a que ya no se cuenta con los conocimientos del piloto, y los datos obtenidos por los sensores se convierten en la única forma que tiene el operador en tierra de conocer lo que está ocurriendo en el ambiente que rodea a la aeronave, y en base a ello tomar decisiones que precautelen la integridad de la misma y de la misión que se encuentre cumpliendo.

El presente proyecto es un trabajo de carácter académico, cuyo objetivo es contribuir al desarrollo de UAV ecuatorianos mediante el diseño e implementación del sistema de instrumentación de un vehículo aéreo no tripulado, permitiendo a las personas interesadas en el campo de la instrumentación orientada a variables de un vehículo aéreo, familiarizarse y adquirir mayor conocimiento sobre el tema. Además, es un proyecto cuya finalidad es

precautelar la integridad de la aeronave cuando ésta se encuentra ejecutando una misión, a diferencia de otros proyectos en los cuales el objetivo principal es buscar los medios que permitan a los UAV cumplir la misión encomendada.

Para poder desarrollar el sistema de instrumentación es necesario investigar sobre el tema para seleccionar, instalar y acondicionar diversos tipos de sensores en el fuselaje de la aeronave, que en este caso será un helicóptero, para conocer las condiciones ambientales a las que está expuesto y en caso de ser necesario generar alertas. Dado que el sistema de instrumentación 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 sea confiable y permita obtener parámetros tanto ambientales como físicos de la aeronave. Los parámetros ambientales que se obtienen son: humedad relativa, presión atmosférica y temperatura ambiente; mientras que los parámetros físicos son: 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 provenientes de los sensores, la temperatura del motor, y la posición de la aeronave con respecto a los ejes de referencia obtenidos de una Unidad de Medición Inercial.

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 aéreo. Estas señales 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, en donde se cuenta con una interfaz hombre-máquina que permite visualizar los datos, y generar un registro de las señales recibidas para analizar el desempeño de la aeronave y a futuro realizar un control automático del sistema.

2. COMPONENTES DEL SISTEMA

El sistema de instrumentación de un UAV está conformado por: un conjunto de sensores cuyas señales se acondicionan y procesan a través de un microcontrolador en el circuito de recolección de datos; un módulo de comunicación inalámbrica que permite enviar los datos procesados por el microcontrolador durante el vuelo de la aeronave a tierra, y una estación en tierra en la cual se encuentra una interfaz hombre-máquina (HMI) que muestra los datos provenientes de los sensores.

En la Fig. 1 se muestra el diagrama de bloques general del sistema de instrumentación.



Figura 1: Diagrama de bloques general del sistema de instrumentación

El circuito de recolección de datos se encuentra montado sobre el vehículo aéreo no tripulado, y está formado por un conjunto de sensores analógicos: ultrasónicos, presión, humedad, temperatura; además de los sensores integrados: BMP085 (utilizado para medir presión atmosférica), Airspeed (medidor de velocidad de aire), y la Unidad de Medición Inercial (IMU). Todos estos sensores en su conjunto permiten conocer parámetros ambientales y variables físicas necesarias para identificar el estado en que se encuentra el vehículo aéreo en vuelo.

En la Fig. 2 se muestra el diagrama de bloques en la cual constan todos los elementos a utilizarse para la recolección de datos de cada uno de los sensores por parte del microcontrolador.

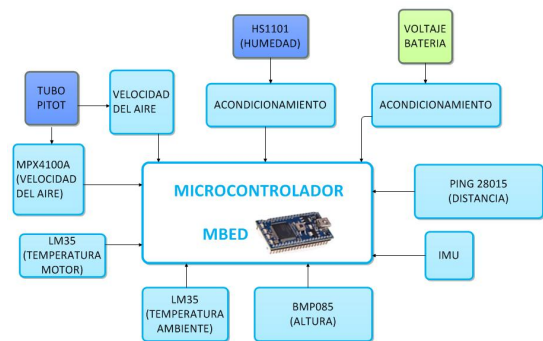


Figura 2. Diagrama de bloques del circuito de recolección de datos

El circuito de recolección de datos, que se encuentra montado sobre el UAV, cuenta con una batería tipo LIPO de marca Flight Power EON de 3 celdas, que proporciona un voltaje de 11.1V a 12.6V por celda para el trabajo de todos los elementos.[2]

2.1 Arquitectura

La arquitectura del sistema desarrollado consta de los siguientes elementos: helicóptero (en el que se colocan los

sensores, placa y batería), microcontrolador, elementos de medición con sus respectivos acondicionadores de señal, y elementos de transmisión inalámbrica.

2.1.1 Helicóptero

El helicóptero indicado en la Fig. 3 sirve de base para montar el sistema de instrumentación, y es el vehículo aéreo seleccionado para realizar las pruebas de medición y transmisión de las señales. En su tren de aterrizaje se puede apreciar la tarjeta electrónica del circuito de recolección de datos (128 gr), en la parte inferior de su fuselaje se encuentra la batería (67 gr) y sensores ultrasónicos junto con los cables (79 gr); con lo cual en conjunto se genera un peso adicional para el helicóptero de 274 gr, valor que no representa problema para el vehículo, ya que de acuerdo a las especificaciones del fabricante, el peso máximo adicional que puede elevar es de 450 gr.



Figura 3. Helicóptero, placa impresa, sensores, batería

2.1.2 Microcontrolador

Se ha utilizado el microcontrolador mbed NXP LPC1768 de 26 pines disponibles para trabajo, entre los cuales se encuentran pines de comunicación, entradas analógicas y pines TTL. De estos pines se utilizan 11 para la entrada de las señales de los sensores, dos puertos de comunicación serial y un puerto de comunicación I2C.

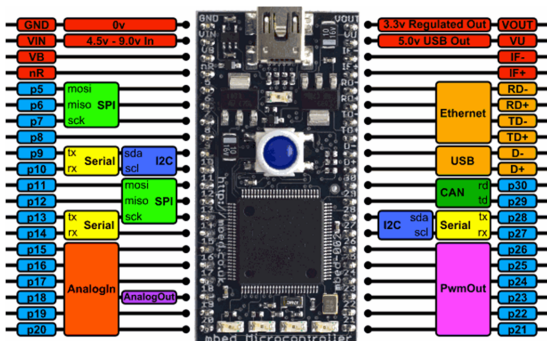


Figura 4. Microcontrolador mbed NXP LPC1768[6]

2.1.3 Sensor ultrasónico

Para la detección del entorno en el que vuela el helicóptero es necesario dotarlo de un sistema de “visión”, por lo que se han colocado 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, al lado izquierdo y al derecho (Prox. 2 y Prox.4); y el quinto en la parte inferior (Prox. 5), tal como se muestra en la Fig. 5.

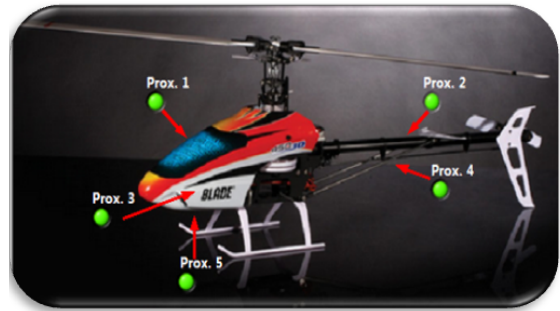


Figura 5. Ubicación de los medidores de distancia

Los sensores ultrasónicos entrega como respuesta una señal TTL cuya duración es proporcional a la distancia a la que se encuentra el objeto. 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.[7]

Las señales de los medidores de distancia ingresan en el microcontrolador como se indica en la Fig. 6.

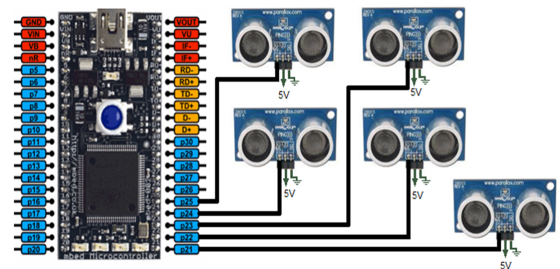


Figura 6. Conexión de los sensores ultrasónicos

2.1.4 Sensores de temperatura

El propósito de utilizar sensores de temperatura es conocer la medida de la temperatura ambiente en la cual se encuentra el vehículo aéreo, y también determinar la temperatura de operación del motor que mueve las hélices, ya que en ciertas ocasiones el motor tiende a sobrecalentarse y cuando esto sucede el personal en tierra debe conocerlo para tomar la decisión más adecuada. Una de estas decisiones podría ser el aterrizaje del helicóptero, ya sea por sobrecalentamiento del motor o porque el vehículo aéreo se encuentra volando en condiciones ambientales de temperatura muy bajas, lo cual implicaría riesgo para la circuitería electrónica del mismo, o indicaría gran altitud.

Se escogió trabajar con los sensores integrados LM35, los cuales tienen una característica lineal, son de tamaño reducido y entregan un voltaje proporcional a la medida de temperatura en grados centígrados.[5] Esta medida no

necesitan de acondicionamiento previo a su ingreso al microcontrolador, como lo indica la Fig. 7.

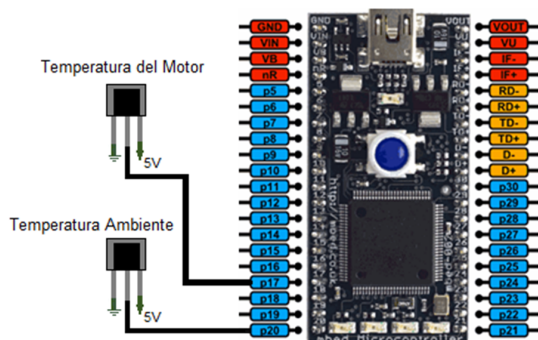


Figura 7. Conexión de los sensores de temperatura

2.1.5 Sensor de humedad

En la instrumentación de un UAV es importante conocer los niveles de humedad relativa del ambiente en el cual trabajan los circuitos impresos que contienen los elementos electrónicos, ya que cuando se tiene un valor bajo de humedad, menor a los 45%, se produce la acumulación de cargas electroestáticas perjudiciales para los circuitos electrónicos que controlan al vehículo. El sensor utilizado es el sensor de humedad HS1101 basado en celdas capacitivas. A éste se le acopla un circuito de acondicionamiento de señal que convierte las variaciones de capacidad, proporcionales a la humedad, en variaciones de frecuencia que son leídas por el microcontrolador, y en base a una ecuación lineal se determina el valor de humedad relativa del ambiente. El circuito implementado se muestra en la Fig. 8.[8]

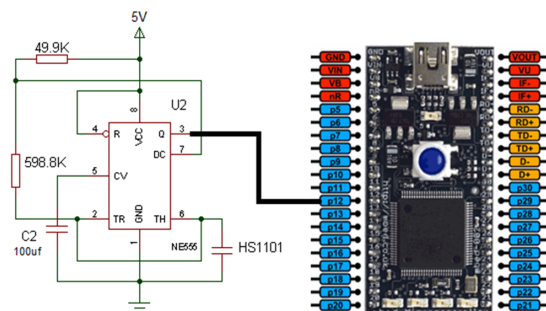


Figura 8. Sensor de humedad, acondicionamiento y conexión al uC.

2.1.6 Sensores de presión

Los sensores de presión se utilizan para medir la presión atmosférica, la altura sobre el nivel del mar y la velocidad del aire.

Para medir la presión atmosférica se utilizó el sensor digital BMP085, el cual está diseñado para proporcionar el dato de presión con respecto al nivel del mar mediante comunicación I2C; con la medida entregada por este sensor se calcula además la altura de la aeronave con respecto al nivel del mar. En la Fig. 9 se muestra la conexión de este

sensor al microcontrolador, con sus respectivas resistencias de pull-up.

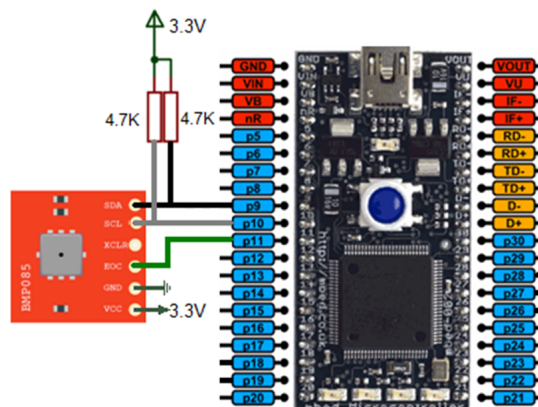


Figura 9. Conexión del sensor BMP085

Para medir la velocidad del aire que rodea al helicóptero durante el vuelo, se utiliza como elemento primario un tubo pitot, cuyas salidas son enviadas a dos sensores analógicos de presión MPX4100A y al microsensor comercial Airspeed, el cual utiliza comunicación I2C e incluye un display de 7 segmentos que muestra la velocidad máxima del aire registrada durante un vuelo. Ambos sensores se utilizan en conjunto, con el fin de calcular un promedio de velocidad de aire que permita tener un dato más confiable y real. La conexión de estos sensores al microcontrolador se muestra en la siguiente figura.

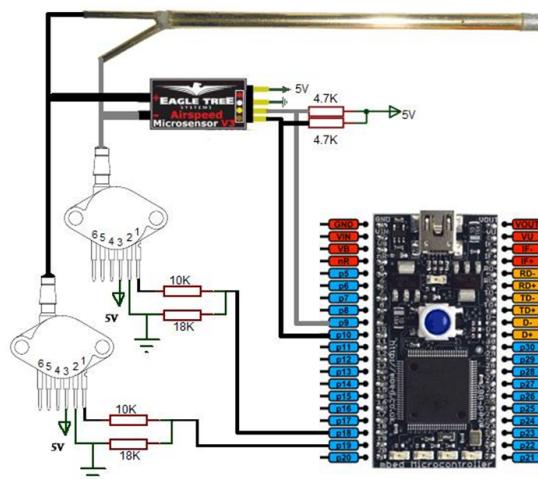


Figura 10: Conexión de los sensores de presión MPX4100A y Airspeed al microcontrolador

2.1.7 Unidad de medida inercial La unidad de medida inercial (IMU) utilizada es la CHR-UM6. Está conformada por los sensores inerciales: giroscopio, acelerómetro y magnetómetro en tres ejes, cuyas medidas combinadas permiten obtener la orientación de la superficie en donde se encuentra ubicada la IMU.

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. Los datos proporcionados son los siguientes: [9]

- 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

Los datos que en este caso se necesitan son los ángulos de Euler, y son enviados por la IMU vía comunicación serial UART hacia el microcontrolador, permitiendo conocer la posición del helicóptero respecto a los ejes de referencia para tener una mayor visión de cómo es su movimiento en el aire.

2.1.8 Enlaces inalámbricos Con el fin de transmitir los datos adquiridos por el microcontrolador colocado en el helicóptero, y considerando que éste se encontrará varios metros alejado de la estación en tierra que se encargará de recibir y mostrar los datos de cada sensor, se ha utilizado comunicación inalámbrica para el envío de datos. El sistema consta de los módulos inalámbricos (receptor y emisor) Xbee PRO S2B chip antenna, cuyo rango de alcance en interior/urbano es de 90m, y en exteriores con línea de vista de 1500m.[10]

2.2 Placa de adquisición y procesamiento de señales

En la Fig. 11 se muestra la placa de adquisición y procesamiento de señales, en ella se encuentran los circuitos de acondicionamiento para los sensores, el microprocesador y el módulo de comunicación inalámbrica. Cabe mencionar que la placa ha sido diseñada para distribuir el peso de sus elementos de forma uniforme, con la finalidad de no afectar la aerodinámica del helicóptero.

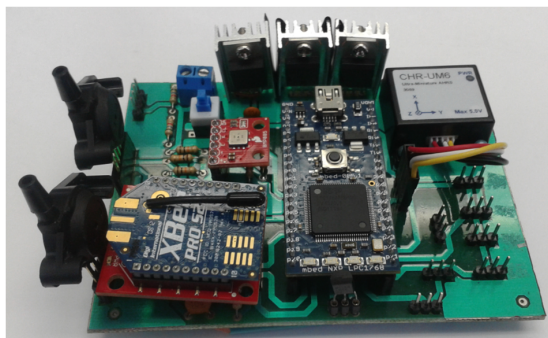


Figura 11: Placa de adquisición y procesamiento de señales ubicada en la parte inferior del helicóptero

3. FUNCIONAMIENTO DEL SISTEMA

El sistema de instrumentación consta de un circuito de recolección de datos, compuesto por el conjunto de sensores y el microcontrolador MBED NXP-LPC1768; un computador en tierra donde se encuentra desarrollado un programa en LabVIEW para recibir los datos del circuito de recolección datos; y el sistema de transmisión inalámbrica. En el microcontrolador se desarrolló un programa que permite realizar la toma de datos de los sensores para su posterior envío a la estación en tierra. Todos estos elementos trabajan juntos para lograr el correcto funcionamiento del sistema.

En la Fig. 12 se indica el diagrama de flujo del programa desarrollado en el microcontrolador que permite la adquisición de datos y su envío a la estación en tierra.

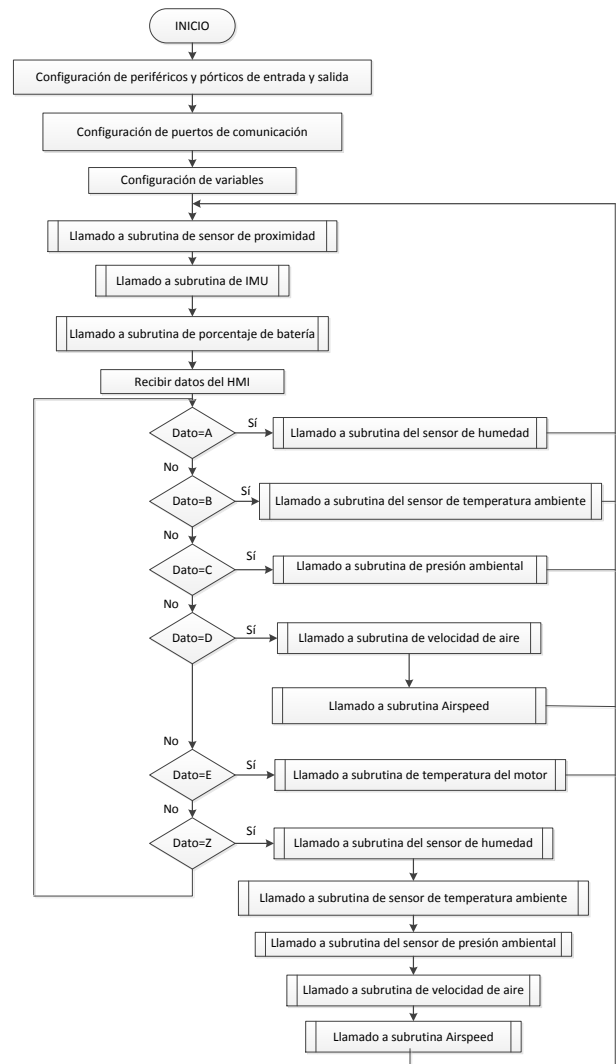


Figura 12. Diagrama de flujo del programa implementado en el uC.

Como se puede observar en el diagrama de flujo, las subrutinas que permiten leer los datos de los sensores de proximidad, nivel de la batería del circuito de recolección de datos y datos generados por la IMU se ejecutan siempre, por considerarse como datos importantes para precautelar la integridad de la aeronave. Para realizar la lectura de los otros sensores, es necesario que el HMI envíe una letra, la misma que indicará la subrutina a realizar. En caso de que el usuario desee recibir todos los datos generados por los sensores, el HMI envía la letra Z, que permite ejecutar todas las subrutinas para la lectura de datos.

3.1 Interfaz en tierra

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 a las necesidades y requerimientos de la persona que va a supervisarla.

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 sobre aviación. Por este motivo se ha desarrollado una interfaz en la cual se pueden ver representados los datos provenientes de los sensores de dos formas: 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:

- Pantalla de inicio: contiene la presentación del trabajo y la sección de configuraciones iniciales. En esta sección se solicita al usuario realizar las configuraciones iniciales necesarias para poder iniciar con la visualización de los datos provenientes de los sensores. Las configuraciones iniciales necesarias son dos: la de comunicación y la de generación de una base de datos. Una vez que se han realizado las configuraciones iniciales se desplegará en 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 de 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 (Fig. 13).
- Pantalla del panel frontal del helicóptero: está diseñada para personas que tienen conocimientos sobre aviación y que se encuentran familiarizadas con los instrumentos de vuelo de una aeronave tripulada. Los datos que se presentan en esta pantalla son: velocidad del aire, orientación del vehículo, altitud, temperatura del motor y nivel de la batería (Fig. 14).

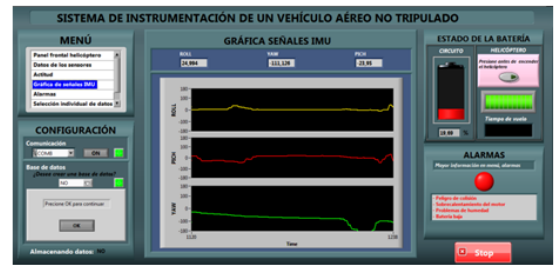


Figura 13: Pantalla mostrada después de realizar las configuraciones iniciales



Figura 14. Panel frontal de un helicóptero

- Pantalla de 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 que son: parámetros ambientales y parámetros de la aeronave. Dentro de la sección de parámetros ambientales se encuentran los datos de humedad relativa, presión ambiental y temperatura ambiente; mientras que dentro de la sección de parámetros de la aeronave se encuentran los datos de: velocidad del aire, temperatura del motor y altura de la aeronave con respecto al nivel del mar. La Fig. 15 muestra esta pantalla.



Figura 15. Panel de datos de los sensores

- Pantalla de actitud de la aeronave: En esta pantalla se muestra la actitud de la aeronave de forma gráfica. En el lado izquierdo se encuentra el dibujo de un helicóptero que simula los movimientos del UAV en el cual se instaló la placa del circuito de recolección de datos; este dibujo se muestra bajo petición del usuario, debido a que con la generación de su movimiento el procesamiento de datos se torna lento y, por ende, vuelve lento a la HMI. En el lado derecho se muestran dos indicadores: el superior indica los ángulos de roll y pitch, mientras que el inferior muestra la orientación de la aeronave con respecto al norte.



Figura 16. Panel de actitud de la aeronave

- Pantalla de los sensores inerciales: muestra en la parte superior los datos de los ángulos de roll, pitch y yaw dados por la IMU; mientras que en la parte inferior se muestra en un gráfico la variación en el tiempo de estos ángulos.
- 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 activó, así como también el motivo por el 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 simula la ubicación del sensor de proximidad que produjo la alarma, también se muestran los valores de distancia en caso de que un objeto se esté aproximando o se encuentre cercano a la aeronave. El cambio en el tiempo de los valores de proximidad puede visualizarse también en esta pantalla. La pantalla de alarmas creadas se muestra en la Fig. 17.

- Pantalla de selección individual de datos: en esta última pantalla se permite al operador seleccionar

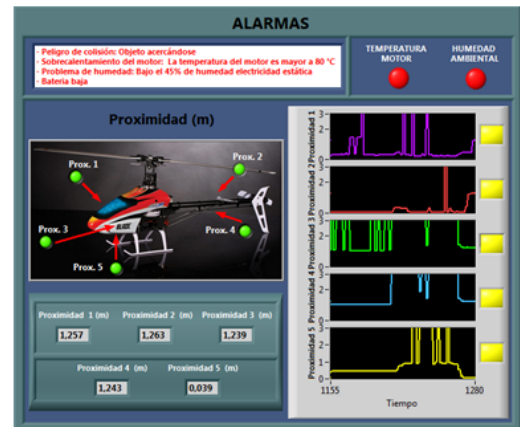


Figura 17. Panel de alarmas

el dato que desea que el microcontrolador envíe. Se debe tomar en cuenta que datos fundamentales como proximidad, actitud y porcentaje de batería del circuito serán enviados de forma permanente aun cuando esta opción se encuentre habilitada. Los datos que se pueden seleccionar para el envío individual de datos son: humedad, temperatura ambiente, presión, velocidad del aire y temperatura del motor. El dato seleccionado se mostrará en la parte inferior de la pantalla.



Figura 18. Panel de selección individual de datos

4. PRUEBAS Y RESULTADOS

A continuación se muestra la tabulación de resultados de los dispositivos involucrados en el desarrollo del sistema, a través de pruebas en campo.

4.1 Pruebas del sensor ultrasónico

Una vez implementado el programa para medir distancia en el microcontrolador 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 de cada uno de los 5 sensores ultrasónicos ubicados en el helicóptero. Los resultados obtenidos para uno de los sensores ultrasónicos son los siguientes:

Tabla 1. Pruebas de distancia

Distancia flexómetro (m)	Distancia sensor (m)	Error (%)
0.6	0.576	4
0.9	0.877	2.56
1.2	1.19	0.83
1.5	1.487	0.87
1.8	1.782	1
2.1	2.091	0.45
2.4	2.39	0.42
2.7	2.688	0.44
3	3.01	0.33

Como se puede observar, para distancias pequeñas el error es mayor; esto se debe a que el tiempo que tarda en ir y venir la onda ultrasónica es pequeño, lo cual dificulta al microcontrolador detectar ese valor de forma adecuada.

4.2 Pruebas del sensor de temperatura

Los datos de los sensores de temperatura fueron comparados con los datos proporcionados por un termómetro industrial de mercurio. Las pruebas se realizaron en diferentes días y a diferentes horas, y los resultados se muestran a continuación.

Tabla 2. Pruebas de temperatura

Termómetro [°C]	Temp. ambiente [°C]	Temp. Motor [°C]	Error temp. ambiente [%]	Error temp. motor [%]
24	24,07	24,61	0,29	2,54
22,8	22,6	22,75	0,88	0,22
23	22,91	22,99	0,39	0,04
19	19,59	19,51	3,11	2,68
20	20,51	20,35	2,55	1,75

Los errores calculados están dentro de un rango aceptable, y se deben a la precisión que presenta el sensor integrado utilizado.

4.3 Pruebas del sensor de humedad

Para la realización de esta prueba se utilizó el higrómetro comercial KTJ TA138 para obtener el valor de humedad ambiental real.

Con los datos de variación de capacitancia y su acondicionamiento para convertirla en frecuencia, y utilizando la ecuación calculada para la conversión de este dato en humedad relativa, se lograron los resultados que se presentan a continuación.

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, provocando en el acondicionamiento una variación en la frecuencia de la onda de salida; lo que conlleva a la obtención de los errores anteriormente mencionados.

Tabla 3. Pruebas del sensor de humedad relativa

Sensor comercial (%)	Sensor HS1101 (%)	Error porcentual (%)
44	43.72	0.64
51	50.18	1.63
36	34.7	3.61
39	39,67	1,72
41	40,18	2,00

4.4 Pruebas de 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 presión, 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 proporcionados por el reloj PSKIW25 Master V Professional, el mismo que proporciona datos de presión y altura sobre el nivel del mar. Las medidas para establecer errores se tomaron en diferentes edificios de la Escuela Politécnica Nacional.

Tabla 4. Pruebas de medidas de presión y altura

Reloj [KPa]	Indicador [KPa]	Error [%]	Reloj [m]	Indicador [m]	Error [%]
72.66	72.783	0.169	2724	2700	0.88
72.85	72.814	0.049	2741	2705	1.31
72.73	72.85	0.165	2722	2701	0.77
72.61	72.73	0.165	2736	2714	0.80
72.73	72.79	0.08	2724	2703	0.77

4.5 Pruebas de velocidad del aire

La velocidad del aire es una variable que depende de la presión diferencial que se obtiene del tubo pitot, y se calcula utilizando la siguiente ecuación[1]:

$$Velocidad\ aérea = \sqrt{\frac{2 * (Presión1 - Presión2)}{\rho}} \quad (1)$$

Donde:

Presión1: es la presión total

Presión2: es la presión estática

ρ : densidad del aire

Para poder establecer un error de la medición de velocidad del aire, es necesario comparar dicho valor con el de un anemómetro. El anemómetro con el cual se realizaron las pruebas se encuentra ubicado en la terraza del edificio de Ingeniería Mecánica.

Para obtener los valores de velocidad del aire se colocó la placa de adquisición y procesamiento de señales 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. Los datos tomados y los errores obtenidos se muestran en la siguiente tabla.

Tabla 5. Pruebas de velocidad del aire

Anemómetro [m/s]	Sistema de Instrumentación [m/s]	Error [%]
2,75	2,7	1,8
2,34	2,5	6,8
3,44	3,4	1,2
3,8	3,6	5,3
3,62	3,4	6,1

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 el anemómetro se encuentra en una parte de difícil acceso.

4.6 Pruebas de la Unidad de Medida Inercial

Una vez calibrada la IMU, para poder obtener una respuesta estable de los ángulos de Euler, se realizaron las pruebas colocando al helicóptero en distintas posiciones y observando en la pantalla de actitud la respuesta del HMI frente a los cambios del helicóptero. Esto se puede observar en la Fig. 19.

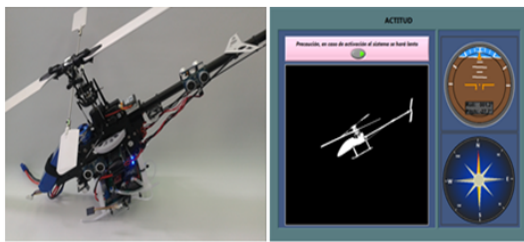


Figura 19. Pruebas realizadas con la IMU

4.7 Pruebas de transmisión inalámbrica

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 ocasión que la trama formada por el microcontrolador llegue completa para que los datos se visualicen de forma adecuada en el HMI. Una vez comprobada la llegada de la trama completa y sin problemas, se procedió a realizar pruebas sobre la distancia de alcance de la comunicación inalámbrica, para lo cual se utilizó un flexómetro para medir la distancia entre la estación en tierra y el helicóptero. Esta prueba se realizó dentro del perímetro urbano en el estadio de la Escuela Politécnica Nacional, y se obtuvieron los siguientes resultados:

Tabla 6. Pruebas de transmisión inalámbrica

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

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 este proyecto, ya que ambos transmiten sus datos en la banda de los 2.4 GHz.

4.8 Pruebas del sistema completo

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

En esta prueba, una vez que se verificó que el peso de los sensores ubicados en el fuselaje del helicóptero se encontrara balanceado, se procedió a encender la placa de adquisición y procedimiento de señales, y a elevar el helicóptero tal como se muestra en la siguiente figura.



Figura 20. Helicóptero en vuelo

Con el helicóptero en vuelo, y todos los sensores del sistema de instrumentación funcionando de forma adecuada, se obtuvieron los datos que se presentan en la Tabla 7. Estos datos fueron almacenados en una hoja de Excel por el HMI durante el vuelo de la aeronave; generando de esta forma un registro de datos.

Tabla 7. Tabla de prueba de adquisición y respaldo de datos

Humedad %	Altura (msnm)	Temp. motor (°C)	Temp. ambiente (°C)	Velocidad del aire (m/s)
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	2680,27	21,44	18,96	3,2
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	2682,44	23,53	19,35	2,3

5. CONCLUSIONES

El sistema de instrumentación desarrollado funciona de acuerdo a los alcances iniciales previstos para el mismo y cumple con las expectativas que se planteó tanto la Escuela Politécnica Nacional como el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (EPN-CIDFAE).

El desarrollo de la interface hombre-máquina en LabVIEW ahorra tiempo de programación y permite una visualización de los datos necesarios de una manera ordenada y adecuada a las necesidades del operario en tierra. Además puede modificarse fácilmente y añadir opciones nuevas si el usuario así lo requiere.

El sistema de instrumentación implementado para un vehículo aéreo no tripulado añade un peso mínimo a la aeronave, de tal manera que puede incorporar otros circuitos electrónicos como: una cámara, un sistema electro-óptico, entre otros; con la finalidad de permitir al UAV realizar tareas adicionales encomendadas.

El microprocesador usado tiene la suficiente capacidad de memoria y procesamiento para realizar las tareas actuales y añadir nuevas. Por este motivo se está trabajando en la incorporación de más señales como las de un GPS y un sistema de visión por cámaras.

El acondicionamiento aplicado a cada sensor depende principalmente de sus especificaciones técnicas y de las características que presenta el módulo que va a realizar la recolección de datos, que en este caso es un microcontrolador. Cada sensor utilizado en este proyecto presenta un acondicionamiento y toma de datos diferente.

En el desarrollo de este proyecto se trabajó con sensores de pequeño tamaño y bajo costo. Sin embargo para el caso de trabajar con un UAV más grande y que tenga un mayor rango de vuelo, es necesario utilizar elementos más precisos, que tengan mayor alcance y brinden un menor error, estos elementos se encuentran actualmente en el mercado a un costo mayor.

La transmisión de datos vía inalámbrica es sumamente importante dentro del campo de los UAV, es por este motivo que la adecuada selección de un módulo de comunicación inalámbrica cobra gran importancia, puesto que como se observó los Xbee se ven altamente afectados por todas las ondas que se encuentran en el ambiente, en especial las que están en la banda de los 2.4 GHz.

RECONOCIMIENTO

Este trabajo ha sido desarrollado y financiado por el Proyecto de Investigación Interno UAV, bajo el Convenio entre la Escuela Politécnica Nacional y el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (EPN-CIDFAE).

REFERENCIAS

- [1] A. CREUS, "Instrumentación Industrial", 6ta edición, Editorial Alfaomega-Marcombo, 199,. Pág. 129
- [2] EON-X Lite , FlightPower Lithium Polymer, 2013.
- [3] F. Mosquera. 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.
- [4] J. Joglar, Conocimientos sobre el Helicóptero, Colección mantenimiento de Aeronaves, 1ra ed., 2010, pp. 135.
- [5] M. Araya, "Sensores de Temperatura". 2013.
- [6] mbed NXP LPC1768 Getting Started, Mbed ecosystem, 2013
- [7] PING-Ultrasonic Distance Sensor (28015), PARALAX INC., 2006
- [8] Sensor de Humedad Relativa HS1100/HS1101, HUMIREL.Inc, 2002
- [9] UM6 Ultra-Miniature Orientation Sensor Datasheet Manual, CH Robotics, 2012
- [10] XBEE PRO S2B, DIGI International, 2010