

# Diseño e Implementación de un Sistema de Navegación Inercial Tipo Strapdown para estimar la Posición de un Robot Móvil.

Utreras A. \* Guallichico J. \* Rosales A. \* Ávalos E. \*\*

\* Escuela Politécnica Nacional, Departamento de Automatización y Control Industrial, Quito, Ecuador (e-mail: adrian.utreras@hotmail.com; jdguallichico@hotmail.com; andres.rosales@epn.edu.ec; carlos.burbano@epn.edu.ec)  
\*\* Escuela Politécnica Nacional, Departamento de Física, Quito, Ecuador (e-mail: eduardo.avalos@epn.edu.ec)

**Resumen:** Este trabajo presenta el diseño e implementación de una Unidad de Navegación Inercial INS (Inertial Navigation System) que proporciona la posición, actitud y orientación de una plataforma robótica. Contiene una Unidad de Medición Inercial IMU (Inertial Measurement Unit) desarrollada a partir de sensores inerciales y un magnetómetro, que permite obtener la actitud y orientación, mediante un Filtro Extendido de Kalman (FKE). Se presentan resultados experimentales que validan la investigación y el proyecto.

**Palabras clave:** Control, Navegación Inercial, Medición Inercial, Filtro de Kalman Extendido, GPS.

**Abstract:** This paper presents the design and construction of an INS (Inertial Navigation System) which gives position, attitude and orientation of a robotic platform. It has an IMU (Inertial Measurement Unit) developed from inertial sensors and a magnetometer which gives attitude and orientation through an Extended Kalman Filter (EKF). Experimental results are included, which validate the research and project.

**Keywords:** Include Control, Inertial Navigation, Inertial Measurement, Extended Kalman Filter, GPS.

## 1. INTRODUCCIÓN

El desarrollo de un sistema de navegación inercial, a partir de sensores inerciales, busca generar las bases para un proyecto a gran escala como es el desarrollo de un prototipo de UAV.

El objetivo principal que se busca alcanzar es mejorar las respuestas de una IMU comercial en función de lo deseado para el proyecto a posterior, en lugar de adaptar estas señales, entre estos aspectos están disminuir el error en el ángulo de orientación e integrar la medida de desplazamiento en un mismo módulo, así como desarrollar la IMU para trabajar en nuestras condiciones climáticas.

En la actualidad se desarrollan prototipos de UAVs autónomos nacionales utilizando autopilotos extranjeros. Adicionalmente a lo expuesto con anterioridad el proyecto busca dar el primer paso para desarrollar un autopiloto con la mayoría de sus componentes construidos y desarrollados en el Ecuador.

El presente trabajo se ha desarrollado secuencialmente, comenzando por la explicación de conceptos generales como la actitud y orientación, seguido de la presentación

de los componentes utilizados y se describe como se acondicionaron las señales de aceleración, velocidad angular y campo magnético mediante la utilización de algoritmos de Ruge Kutta y Filtro de Kalman Extendido para obtener la actitud, orientación, velocidad y posición de un vehículo móvil.

## 2. DESARROLLO DEL INS

El INS está formado por los siguientes componentes:

- 6DOF DIGITAL: Acelerómetro y Giroscopio
- LSM303DLM: Magnetómetro
- LS20031: GPS
- XBEE PRO S2B: Módulo inalámbrico
- MBED: Microcontrolador

En la Fig. 1. se puede observar esquemáticamente la interconexión entre cada uno de los componentes del INS.

### 2.1 Actitud y Orientación

La IMU es un dispositivo que está compuesto por sensores inerciales (acelerómetros y giroscopios), circuitos electrónicos, una CPU y adicionalmente un magnetómetro, para

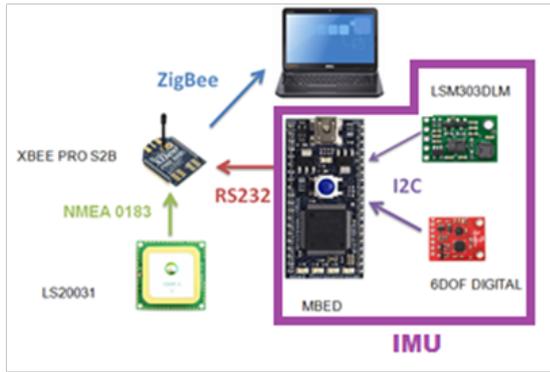


Figura 1. Componentes del INS.

entregar medidas de aceleración, velocidad angular, campo magnético, actitud y orientación.

La actitud refleja la inclinación del vehículo respecto eje longitudinal y lateral que se muestra en la figura 2, la orientación permite conocer el rumbo de navegación del vehículo respecto al norte magnético, a este sistema se lo conoce también como AHRS (Attitude and Heading Reference System). Sus componentes son los ángulos de Euler:

- Roll.
- Pitch.
- Yaw.

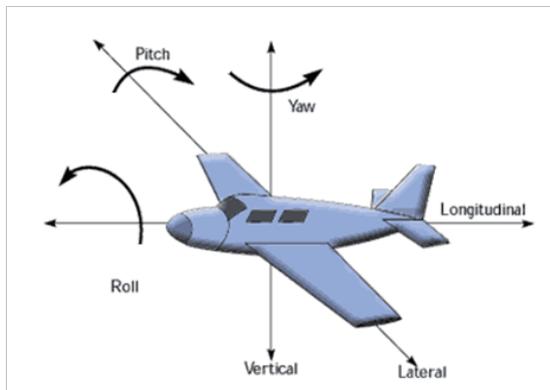


Figura 2: Componentes de AHRS [1]

(1) *Sistema de medición de actitud*

Determinar la actitud de la plataforma, implica calcular los ángulos de pitch, roll y yaw, para ello es necesario resolver la ecuación mostrada en (1),[6].

$$\dot{E} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\varphi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi \sec \theta & \cos \phi \sec \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (1)$$

Donde:

$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$  Es el vector de velocidades angulares medidas por los giroscopios en el eje x, y z respectivamente.

$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\varphi} \end{bmatrix}$  Es el vector de las derivadas de los ángulos roll, pitch y yaw respectivamente.

(2) *Método Rugen-Kutta (RK)*

La expresión mostrada en 1 es una ecuación diferencial discreta, la cual debe resolverse para determinar los ángulos de Euler, para ello se a empleado el método de Rugen-Kutta, el cual que está dado por la expresión (2), [7]:

$$y_{i+1} = y_i + \frac{(k1 + 2 * k2 + 2 * k3 + k4)}{6} * h \quad (2)$$

Donde:

$$\begin{aligned} k1 &= f(x_i, y_i) \\ k2 &= f(x_i + \frac{1}{2} * h, y_i + \frac{1}{2} * k1 * h) \\ k3 &= f(x_i + \frac{1}{2} * h, y_i + \frac{1}{2} * k2 * h) \\ k4 &= f(x_i + h, y_i + k3 * h) \\ h &= \text{tiempo de muestreo} \end{aligned}$$

Los términos  $x_i$  y  $y_i$  se ajustan a la expresión mostrada en 1 de la siguiente forma:

$$x_i = \begin{bmatrix} x_o \\ x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad y \quad y_i = \begin{bmatrix} y_o \\ y_1 \\ y_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \varphi \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$h = dt = 0.01$$

Y por lo tanto:

$$f_i = \begin{bmatrix} f_0 \\ f_1 \\ f_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_0 & x_1 \sin y_0 \tan y_1 & x_2 \cos y_0 \tan y_1 \\ 0 & x_1 \cos y_0 & -x_2 \sin y_0 \\ 0 & x_1 \sin y_0 \sec y_1 & x_2 \cos y_0 \sec y_1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

De esta forma se obtiene los ángulos de Euler a partir de las varias interacciones en un tiempo de muestreo determinado, pero como el RK calcula la actitud actual a partir de la anterior, los ángulos resultantes presentan errores acumulativos, por esta razón se ha decido utilizar un Filtro de Kalman con el objetivo de reducir el error de los ángulos resultantes.

(3) *Filtro de Kalman (FK)*

El FK tiene como objetivo estimar los estados de un sistema dinámico lineal ruidoso, utilizando un algoritmo óptimo y recursivo. En este caso el sistema dinámico es no lineal por lo que se utilizara un Filtro de Kalman Extendido (FKE).

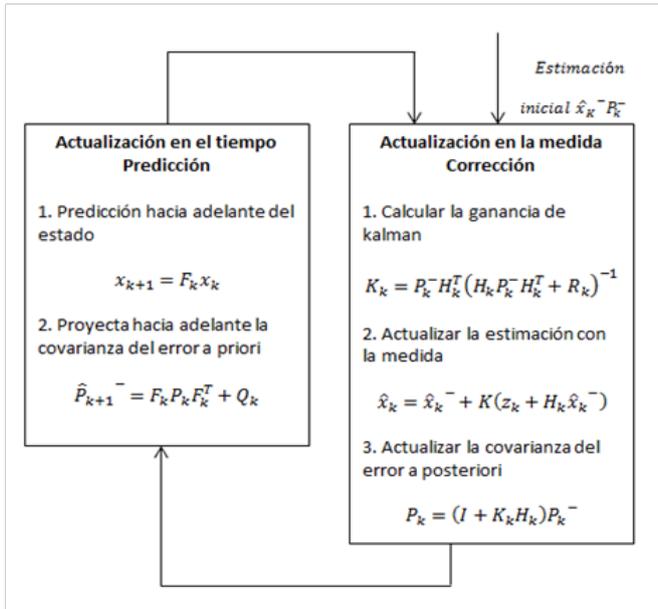


Figura 3: Algoritmo del FKE [4]

La diferencia entre el algoritmo del FK con el algoritmo del FKE [3] es que en vez de existir las matrices A, B y H, existen dos funciones  $f(x, u, w)$  y  $h(x, v)$  del proceso no lineal y de la observación no lineal respectivamente. Las funciones  $f(x, u, w)$  y  $h(x, v)$  pueden ser utilizadas directamente para realizar predicción, pero para calcular la covarianza  $P_k$  a estas funciones es necesario obtener su jacobiano.

Los jacobianos utilizados para la implementación del FKE son utilizados por la naturaleza no lineal de las funciones y están dados por las siguientes expresiones:

$$F = \begin{bmatrix} q \cos \phi \tan \theta - r \sin \phi \tan \theta & q \frac{\sin \phi}{\cos^2 \theta} + r \frac{\cos \theta}{\cos^2 \theta} & 0 \\ -q + \sin \phi - r \cos \phi & 0 & 0 \\ q \frac{\cos \phi}{\cos \theta} - r \frac{\sin \phi}{\cos \theta} & q \frac{\sin \phi \sin \theta}{\cos^2 \theta} + r \frac{\cos \phi \sin \phi}{\cos^2 \theta} & 0 \end{bmatrix}$$

$$G = \begin{bmatrix} 1 \sin \phi \tan \theta & \cos \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi \sin \theta & \cos \phi \sec \theta \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$H = \begin{bmatrix} 0 & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ -\sin \theta \cos \phi & -\cos \phi \sin \theta & 0 \end{bmatrix}$$

La Corrección del FKE se basa en los ángulos roll y pitch calculados a partir del acelerómetro (observación), por esta razón solo estos dos ángulos son corregidos por el FKE, quedando la orientación (ángulo yaw) para ser calculada mediante un magnetómetro.

(4) *Sistema de medición de orientación*

Para obtener la orientación de la plataforma se ha utilizado las medidas del campo magnético en el plano XY, estas medidas con una calibración previa describen un comportamiento de un círculo unitario, al momento de rotar a la plataforma sobre un eje

fijo, debido a este comportamiento la ecuación que se emplea para calcular el ángulo de orientación o Headings [4]:

$$Hed = \tan^{-1} \left( \frac{M_y}{M_x} \right) \quad (6)$$

Donde:

$Hed$ : Ángulo de orientación con respecto al norte magnético o Heading.

$M_y$ : Medida calibrada del campo magnético en el eje y.

$M_x$ : Medida calibrada del campo magnético en el eje x.

La ecuación (6) es aplicable solo cuando el movimiento de la plataforma se realiza en el plano horizontal, sin embargo ya que el sistema tiene que ser aplicable a un UAV, se requiere de una compensación de las medidas del campo magnético, previo a la realización del cálculo del ángulo orientación. Las ecuaciones (7) y (8) se emplean para realizarla compensación de las medidas del magnetómetro [4]:

$$M_{xc} = M_x \cos \theta + M_z \sin \theta \quad (7)$$

$$M_{yc} = M_x \sin \phi \sin \theta + M_y \cos \phi - M_z \sin \phi \cos \theta \quad (8)$$

Donde:

$M_{xc}$ : Es la medida del campo magnético en el eje x compensado con los ángulos de inclinación.

$M_{yc}$ : Es la medida del campo magnético en el eje y compensado con los ángulos de inclinación.

$M_x$ : Es la medida original del campo magnético sin compensación en el eje x

$M_y$ : Es la medida original del campo magnético sin compensación en el eje y

$M_z$ : Es la medida original del campo magnético sin compensación en el eje z

$\theta$ : Ángulo de inclinación Pitch

$\phi$ : Ángulo de inclinación roll

Con las nuevas medidas obtenidas se calcula el heading de la siguiente forma:

$$Hed = \tan^{-1} \left( \frac{M_{yc}}{M_{xc}} \right) \quad (9)$$

En la Fig.4, se muestra el código gráfico utilizado para el cálculo del ángulo de orientación, lo primero que se hizo es graficar la respuesta original de los magnetómetros cuando la plataforma gira 360° en el plano XY, sobre esta misma gráfica se superpone una elipse de parámetros configurables, es decir se pueden variar sus ejes, el ángulo de rotación y sus desplazamientos con respecto al origen, lo que se busca es determinar estos mismos parámetros pero para la respuesta descrita por los magnetómetros.

Una vez que se conoce los parámetros de la curva descrita por los magnetómetros se procede a realizar

compensaciones de traslación, amplitud de ejes y rotación de la curva antes mencionada, hasta obtener un círculo unitario centrado en el origen.

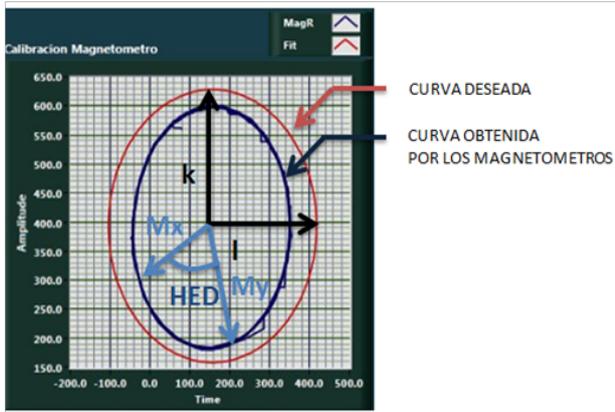


Figura 4: Calibración de la respuesta de los magnetómetros

Para la compensación de traslación y amplitud de ejes se partió de las ecuaciones de una elipse que está centrada fuera del origen:

$$\frac{(x-l)^2}{a^2} + \frac{(y-k)^2}{b^2} = 1 \quad (10)$$

La compensación de traslación consiste en restar el valor de  $h$  a la medida de campo magnético del eje  $x$  ( $m_x$ ) y el valor de  $k$  a la medida de campo magnético en el eje  $y$  ( $m_y$ ), mientras que la compensación en amplitud de los ejes consiste en dividir  $m_x$  para  $a$  y  $m_y$  para  $b$ . Es importante indicar que el orden de las compensaciones debe ser primero traslación y luego amplitud, de lo contrario se obtendrán ángulos de orientación erróneos.

La compensación en rotación no fue utilizada debido a que la respuesta de los magnetómetros presenta una distorsión en rotación que es despreciable y fue suficiente con la compensación en traslación y en amplitud de los ejes.

## 2.2 Posición

### Sistema de medición de desplazamiento

Para estimar la posición de la plataforma móvil, se emplea la medida de los acelerómetros, suprimiendo los efectos de la gravedad mediante las siguientes ecuaciones [6].

$$g_b = \begin{bmatrix} g_x \\ g_y \\ g_z \end{bmatrix} = C_b^n \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -g \sin \theta \\ g \cos \theta \sin \phi \\ g \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (11)$$

Donde las ecuaciones (12) y (13) reflejan el efecto de la rotación y la gravedad.

$$a = \frac{\partial^2 r}{\partial t^2} + g \quad (12)$$

$$a_{Ib} = a_b - (\omega + \Omega) \times r - g_b \quad (13)$$

Siendo:

$a_{Ib}$  La aceleración considerando a la plataforma un cuerpo idealmente inercial.

$a_b$  Es la aceleración medida por el acelerómetro.

$\Omega$  Cantidad de rotación del cuerpo debido a la rotación de la tierra.

$\omega$  Cantidad de rotación del cuerpo debido al propio cuerpo.

$g_b$  Vector gravedad del cuerpo.

$C_b^n$  Matriz de cambio de coordenadas de body a inercial.

Dado que los giroscopios miden siempre  $\Omega$  y  $\omega$  entonces se tiene:

$$(\omega + \Omega) = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (14)$$

Reemplazando las ecuaciones 12 y 13 en la ecuación 14 se obtienen las aceleraciones, suprimido las rotaciones y la gravedad y se representa por la ecuaciones (15):

$$\begin{aligned} a_{Ibx} &= a_{bx} + v_{by} \cdot r - v_{bz} \cdot q + g \sin \theta \\ a_{Iby} &= a_{by} - v_{bx} \cdot r + v_{bz} \cdot p - g \cos \theta \sin \phi \\ a_{Ibz} &= a_{bz} + v_{bx} \cdot q - v_{by} \cdot p - g \cos \theta \cos \phi \end{aligned} \quad (15)$$

Dónde:

$a_{Ibx}$ ,  $a_{Iby}$ ,  $a_{Ibz}$  = Aceleración sin los efectos de rotación y de gravedad en el eje  $x$ ,  $y$  y  $z$  respectivamente.

$a_{bx}$ ,  $a_{by}$ ,  $a_{bz}$  = Aceleración medida directamente en el eje  $x$ ,  $y$  y  $z$  respectivamente.

$v_{bx}$ ,  $v_{by}$ ,  $v_{bz}$  = Velocidad del cuerpo en el eje  $x$ ,  $y$  y  $z$  respectivamente.

$p$ ,  $q$ ,  $r$  = Velocidad angular del cuerpo en el eje  $x$ ,  $y$  y  $z$  respectivamente.

$\Theta$  = Ángulo pitch

$\phi$  = Ángulo roll

$g$  = Gravedad.

Una vez que se han corregido completamente las medidas de las aceleraciones, se procede a realizar la integración de la señal, con lo cual se obtiene la velocidad, la misma que será integrada nuevamente para obtener el desplazamiento de la plataforma.

En la Fig. 5 se puede apreciar el VI utilizado para el cálculo del desplazamiento, primeramente se realizó un proceso de filtrado, luego del cual se integró la señal para obtener la velocidad, esta señal es nuevamente filtrada e integrada obteniendo así el desplazamiento del vehículo. [5].

En todos los procesos de filtrado se utiliza un filtro pasa altos, el filtro en la aceleración se emplea para suprimir los efectos de las vibraciones de la plataforma móvil, de igual forma este mismo filtro se encarga de suprimir las aceleraciones estáticas que se producen al inclinar el vehículo, esto debido a que para el cálculo del desplazamiento solo se requiere la aceleración dinámica.

La señal de velocidad se filtra nuevamente, debido a que por efectos del filtro utilizado en la aceleración, aparece un valor residual de velocidad incluso si la plataforma permanece en reposo.

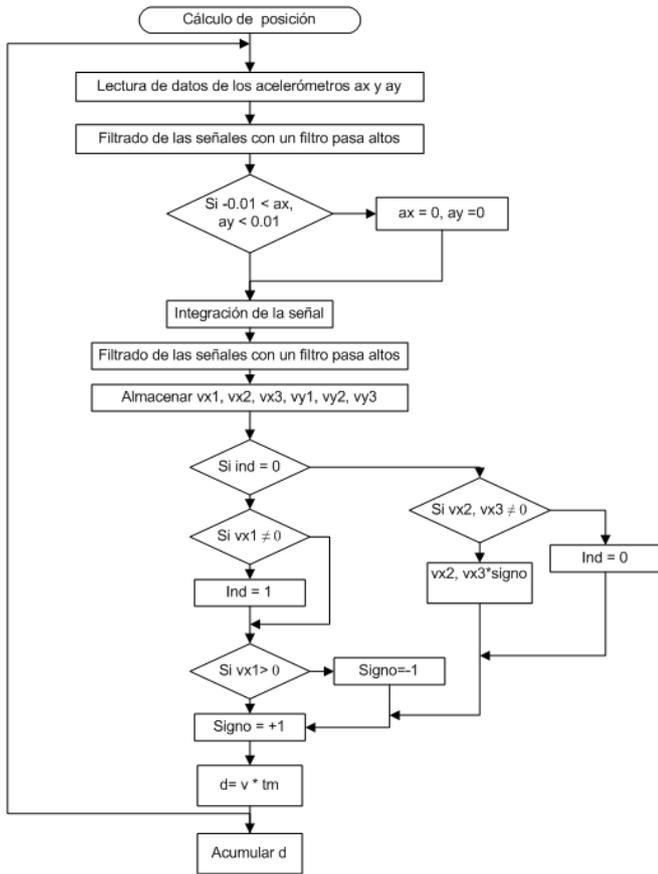


Figura 5: VI para el cálculo del desplazamiento

Adicionalmente se realizó una corrección de la señal de velocidad mediante el muestreo de la misma, ya que por efecto de los filtros se produjo un error en la integración final, esto debido a que la velocidad cambia de signo de forma aleatoria, produciendo un dato erróneo de desplazamiento.

Finalmente para obtener un punto de referencia inicial que indique la posición se la plataforma se empleó un GPS, esta medida es referencial ya que el desplazamiento obtenido a partir de sensores inerciales es sumado a este punto inicial.

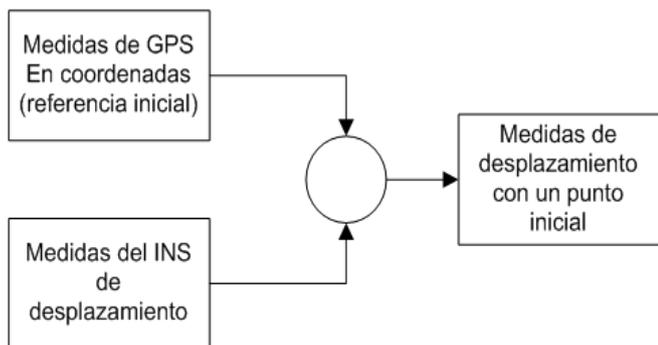


Figura 6: Datos del GPS sirven para tener un punto inicial de medida.

### 3. PLATAFORMA DE DESARROLLO TERRESTRE PARA PRUEBAS INICIALES

La plataforma de desarrollo terrestre fue ensamblada con el propósito de realizar las pruebas iniciales del Proyecto de Investigación Interno y de esta forma no exponer a un daño innecesario a los materiales utilizados.



Figura 7: Chasis y motores de la plataforma terrestre.

La plataforma terrestre se ha ensamblado a partir de un chasis metálico que cuenta con seis motores de corriente continua. El control de movimiento se realiza mediante dos drivers que varían el voltaje de tres ruedas de forma simultánea, proporcionando un control por tracción diferencial que es guiado a través de un radio control de cinco canales a 2.4 GHz.



Figura 8. Plataforma terrestre de desarrollo ensamblada.

### 4. RESULTADOS

Se han realizado pruebas en un vehículo terrestre para comprobar el funcionamiento correcto de cada uno de los subsistemas del INS como son: los sistemas de medición de actitud, orientación y posición, antes de instalar el INS.

Para comprobar el funcionamiento del sistema de medición de actitud se tomó durante 10 minutos muestras de la señal del ángulo pitch en nivel (estático en 0°) cero sin FKE y con FKE como se puede observar en la Fig. 9.

En la figura se observa que efectivamente el FKE cumplió con su objetivo de eliminar el error acumulativo que se generaba al realizar el cálculo de la actitud. Se ha realizado una comparación de la IMU desarrollada en este proyecto con una IMU comercial.

Se comprobó que las medidas de los ángulos roll y pitch de la IMU desarrollada tienen pequeñas desviaciones ( $\pm 5^\circ$ ) en comparación con la IMU comercial, pero se comprobó que la IMU desarrollada siempre tiene una mejor medida de orientación (ángulo yaw) respecto al norte magnético.

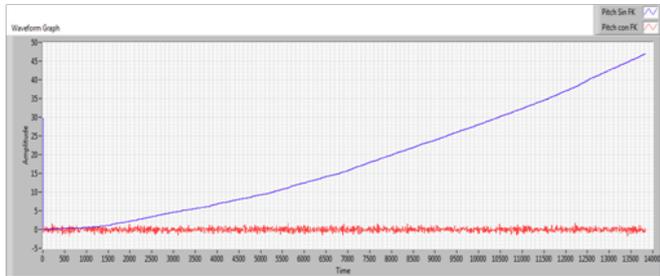


Figura 9: Ángulo Pitch en nivel cero sin FKE (azul) y con FKE (rojo).



Figura 10: Comparación: IMU comercial (izquierda), IMU desarrollada (centro), vehículo terrestre (derecha).

Angulo de inclinación real (pitch)	Angulo de inclinación real (medido IMU comercial)	Angulo de inclinación real (medido IMU desarrollada)
0°	2°	1°
60°	58°	65°
90°	89°	86°

Angulo de inclinación real (yaw)	Angulo de orientación real (medido IMU comercial)	Angulo de orientación real (medido IMU desarrollada)
0°	10°	1°
60°	70°	61°
180°	190°	181°

En cuanto al cálculo del desplazamiento este mejoró con la corrección de la velocidad. En la Fig. 11 se puede apreciar la velocidad antes y después de la corrección de signo.

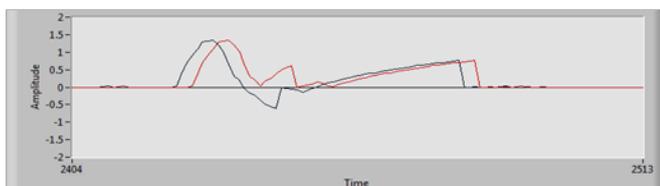


Figura 11: Velocidades antes (gráfico en negro) y después de la corrección de signo (gráfico en rojo), escala de tiempo en segundos.

En la Fig. 12 se muestra la respuesta de desplazamiento una vez que la velocidad ha sido corregida, como se puede apreciar la señal de color azul crece desde un valor inicial de 0m y llega a un valor de aproximadamente 1m, esta señal fue tomada cuando la plataforma se desplazó 1m, partiendo inicialmente del reposo.

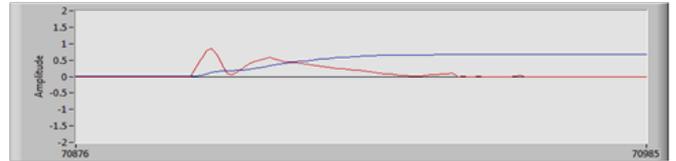


Figura 12: Desplazamiento estimado por el INS (velocidad grafica en rojo), desplazamiento grafico en azul, desplazamiento de prueba 1m medido con un flexómetro grafica negra), escala de tiempo en segundos.

La exactitud que presenta la medida de desplazamiento es aceptable en un inicio, pero conforme el vehículo sigue en movimiento el error se va acumulando.

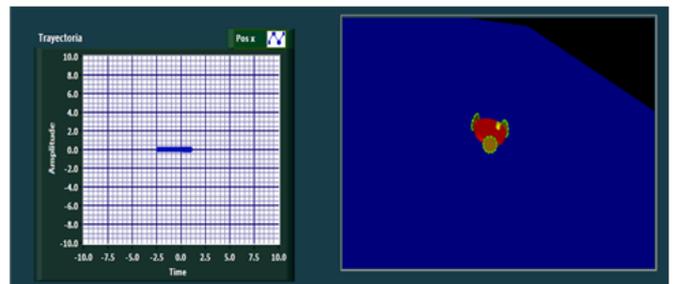


Figura 13: Desplazamiento de la plataforma terrestre.

La posición ha sido comprobada por el lugar que indica el mapa debido a las coordenadas que entrega el GPS y comparándolo con el lugar donde se encuentra el vehículo, se observó un error de posición aproximadamente de 4m.

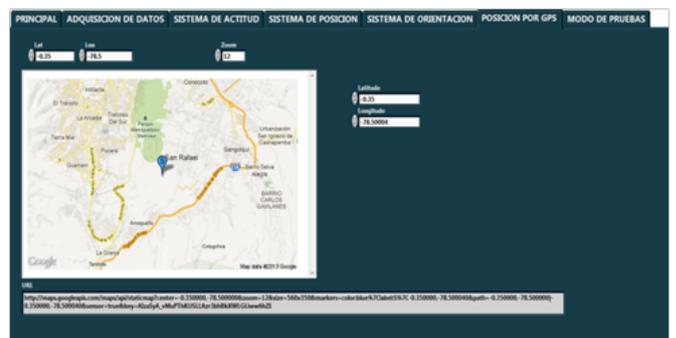


Figura 14: Posición de la plataforma terrestre.

## 5. CONCLUSIONES

La actitud (ángulos roll y pitch) es calculada en base a un FKE cuyas funciones de proceso y observación no lineal son obtenidas a partir de las medidas entregadas por el giroscopio el acelerómetro respectivamente. El FKE es necesario para corregir el error acumulativo que se produce al calcular la actitud a partir del giroscopio.

Una calibración adecuada de los magnetómetros permite obtener un ángulo de orientación (yaw) que es confiable incluso cuando en el ambiente hay la presencia de interferencias electromagnéticas de baja intensidad. Dentro del proceso de calibración se deben considerar las inclinaciones de la plataforma las mismas que ocasionan una distorsión del ángulo de orientación, estos efectos se suprimen con ayuda de los ángulos de inclinación roll y pitch.

La aceleración estática que se produce por inclinaciones de la plataforma, no refleja desplazamiento de la misma, debido a esto solo se utiliza la aceleración dinámica para el cálculo de desplazamiento, la separación de estas dos aceleraciones se realiza mediante filtros pasa altos que eliminan la componente continua de una señal.

El GPS permite obtener la posición del vehículo en un sistema de referencia global, la información que éste entrega está encriptada en tramas según la norma NMEA-0183. Esta información debe ser discriminada y transformada para obtener coordenadas de longitud y latitud, las cuales pueden ser utilizadas para mostrar la ubicación del vehículo en un mapa a tiempo real.

El INS entrega datos necesarios para el desarrollo de un autopiloto, tal como la actitud para mantener estable el UAV en el aire, la orientación para mantener fijo un rumbo determinado y el desplazamiento del cuerpo.

#### AGRADECIMIENTOS

Este trabajo ha sido desarrollado y financiado en 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] FERRER, Gonzalo, "Integración Kalman de sensores inerciales INS con GPS en un UAV", 2009.[Online]. Disponible: <http://upcommons.upc.edu/pfc/bitstream/2099.1/6930/1/memoriadef.pdf>
- [2] RODRÍGUEZ, Patricia, "Aplicación del Filtro de Kalman al Seguimiento de Objetos en Secuencias de Imágenes", proyecto final de carrera, 2003.[Online]. Disponible: <http://www.etsii.urjc.es/~asanz/documentos/MemoriaKalmanJun03.pdf>
- [3] TEREJANU, Gabriel, "Extended Kalman Filter Tutorial". [Online]. Disponible: <http://users.ices.utexas.edu/~terejanu/files/tutorialeKF.pdf>
- [4] "Using LSM303DLH for a tilt compensated electronic compass" [Online]. Disponible: [http://spacegrant.colorado.edu/COSGC\\_Files/Robotics/Workshop%20Resources/LSM303%20AppNote.pdf](http://spacegrant.colorado.edu/COSGC_Files/Robotics/Workshop%20Resources/LSM303%20AppNote.pdf)
- [5] "LSM303DLM" Guía de usuario.
- [6] SIOURIS, George M., "Aerospace Avionics Systems", EEUU, 1993

- [7] "Métodos de Runge-Kutta". [Online]. Disponible: [http://en.wikipedia.org/wiki/Runge%E2%80%93Kutta\\_methods](http://en.wikipedia.org/wiki/Runge%E2%80%93Kutta_methods)

#### ACERCA DE LOS AUTORES:

##### *JORGE GUALLICHICO (Autor)*

Nació el 11 de Marzo de 1990 en la Ciudad de Quito. Realizó sus estudios secundarios en el Instituto Tecnológico Superior SUCRE de la ciudad de Quito donde fue Abanderado del pabellón de la institución. En 2007 inicia sus estudios de ingeniería en la Escuela Politécnica Nacional.

Áreas de interés: microcontroladores, Desarrollo de aplicaciones JAVA, FPGA, automatización y control industrial. Actualmente desarrolla sistemas de rastreo satelital con equipo sky patrol y hunter-pro en INTERTEL LTDA. y se especializa en el diseño e implementación de tableros de control en TCONTROL S.A.

##### *ADRIÁN UTRERAS (Autor)*

Nació en Quito el 5 de Octubre de 1988, sus estudios secundarios los realizó en el Colegio Técnico Superior "Sucre" donde obtuvo el título de Técnico Industrial Electrónico. En el 2007 inicio sus estudios en la Escuela Politécnica Nacional (EPN), en la carrera de Ingeniería en Electrónica y Control. Fue colaborador en el proyecto UAV del convenio EPN-FAE y participó como expositor acerca del proyecto UAV en el "Primer Seminario de Sistemas Aéreos No Tripulados" en el año 2012. Actualmente es Ingeniero Especialista en SIAPROCI CIA. LTDA., desarrollando actividades de integración, programación, diseño y comercialización de Sistemas de Seguridad Electrónicos (Control de Accesos, CCTV e Incendios).

Áreas de Intereses: Instrumentación, Robótica Móvil y Control Electrónico Industrial.

##### *PATRICIO BURBANO (Director)*

El Prof.-MSc.-Ing. Patricio Burbano Romero nació el 9 de octubre de 1951 en la ciudad de Riobamba, Ecuador. Realizó sus estudios superiores en la Escuela Politécnica Nacional (EPN), donde se graduó de Ingeniero en Electrónica y Telecomunicaciones. Su Masterado, en Sistemas y Control, lo obtuvo en 1984 en el UMIST, Universidad de Manchester, Reino Unido. Ha sido docente en la Escuela Politécnica Nacional por más de 38 años, ocupando varios cargos importantes y ha dirigido varios proyectos de investigación a lo largo de su vida como Profesor Principal del Departamento de Automatización y Control Industrial en la Facultad de Eléctrica y Electrónica de la Escuela Politécnica Nacional. Actualmente es miembro de la Comisión de Evaluación Interna de la Escuela Politécnica

Nacional y parte del Consejo del Departamento de Automatización y Control Industrial. Sus áreas de interés son: Identificación de Sistemas, Control Moderno, Dinámica de Sistemas, Control Automático, Sistemas Inteligentes, entre otros.

*ANDRÉS ROSALES (Co-director)*

El Dr.-Ing. Andrés Rosales Acosta nació el 28 de abril de 1977 en la ciudad de Quito, Ecuador. Realizó sus estudios superiores en la Escuela Politécnica Nacional (EPN), donde se graduó de Ingeniero en Electrónica y Control. Su Doctorado, en Ingeniería en Sistemas de Control, lo obtuvo en el 2009 luego de cursar sus estudios en el Instituto de Automática (INAUT) de la Universidad Nacional de San Juan, Argentina; además realizó una estadía investigativa

en el Instituto de Sistemas en Tiempo Real (RTS) de la Universidad de Hannover, Alemania, como becario del DAAD (Instituto Alemán de Intercambio Académico). Ha trabajado en el área de ID del CENACE, de CELEC EP y el Ministerio de Electricidad y Energía Renovable. Actualmente, es Coordinador de la Red Ecuatoriana de Universidades y Escuelas Politécnicas para Investigación y Posgrados – REDU y ocupa el cargo de Profesor Principal del Departamento de Automatización y Control Industrial en la Facultad de Eléctrica y Electrónica de la Escuela Politécnica Nacional, desarrollando actividades de investigación, consultoría y docencia. Sus áreas de interés son: Robótica Aplicada, Control Predictivo, Sistemas Multiagente, Modelado y Control de Procesos Industriales, Energía, entre otros.