



OBTENCIÓN DE LAS VARIABLES DE POSICIÓN ANGULAR PITCH, ROLL, YAW DE UNA AERONAVE POR MEDIO DE UNA UNIDAD DE MEDICIÓN INERCIAL IMU (*Inertial Measurement Unit*) A TRAVÉS DEL FILTRO DE KALMAN

NELSON JAVIER RODRÍGUEZ

Docente Escuela Suboficiales Fuerza Aérea Colombiana ESUFA

Investigador Grupo de Investigación TESLA.

nelson.rodriguez.docente@gmail.com

Fecha de recepción: 8 de mayo de 2012

Fecha de aprobación: 7 de junio de 2012

ABSTRACT

This article pretends to demonstrate how to obtain, measure, condition, and process using analogue and digital way, micro electromechanical sensors variables (MEMS) like as gyroscopes and accelerometers found in an inertial measurement unit (IMU) to gauge in real time the position angle variables PITCH, ROLL, YAW employed for flight control and trajectory in an aircraft, UAV or missile.

Key words

IMU, Sistema MEMS, Giróscopo, Acelerómetro, Grados de libertad (DOF), Pitch, Roll, Yaw, Sensor MEMS, microcontrolador, DSPIC, estimador de estado, filtro de Kalman, ángulo de posición, velocidad angular, UAV, ART.

RESUMEN

En este artículo se pretende mostrar cómo obtener, medir, acondicionar y procesar de manera análoga y digital las variables de sensores micro electromecánicos MEMS como giróscopos y acelerómetros encontrados en una unidad de medición inercial (IMU) para medir en tiempo real las variables angulares de posición PITCH, ROLL, YAW utilizadas para el control de vuelo y trayectoria en una aeronave, UAV o misil.

Palabras claves

IMU, Sistema MEMS, Giróscopo, Acelerómetro, Grados de libertad (DOF), Pitch, Roll, Yaw, Sensor MEMS, microcontrolador, DSPIC, estimador de estado, filtro de Kalman, ángulo de posición, velocidad angular, UAV, ART.

VARIABLES OBTAINING OF PITCH, ROLL, YAW ANGLE POSITION OF AN AIRCRAFT THROUGH AN INERTIAL MEASUREMENT UNIT IMU THROUGH KALMAN FILTER

INTRODUCCIÓN

La medición y el control de las variables de posición angular de una aeronave PITCH, ROLL, YAW son las que determinan en última medida la forma en que este móvil se desplaza en el aire, el agua o el espacio; en la figura 1 se muestran gráficamente estas variables dinámicas.

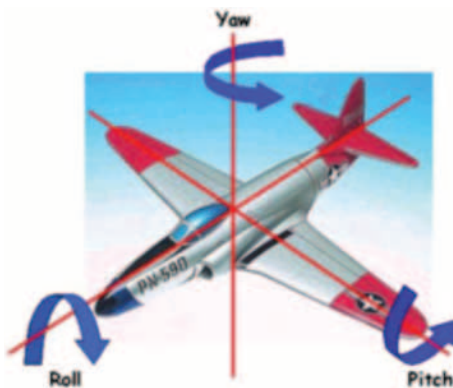


Figura 1. [1] Variables angulares de posición de una aeronave.

La unidad de medición de estas variables angulares (Pitch, Roll, Yaw) son los grados [°]. El cambio de estas variables angulares en el tiempo se denomina velocidad angular y Ω su unidad son los grados por unidad de tiempo o segundo $\Omega[\frac{°}{s}]$ o grados por segundo.

La obtención física de estas variables angulares en una aeronave se realiza a través de sistemas conocidos como giróscopos, estos dispositivos usualmente basan su funcionamiento en fenómenos ópticos (giróscopos laser), mecánicos (giróscopos electromecánicos), entre otros.



Figura 2. Giróscopo Laser [9].

El avance en la electrónica de estado sólido, en particular con la tecnología de los sensores MEMS permite que en la actualidad existan sensores como giróscopos y acelerómetros electrónicos, los cuales tienen la ventaja que son mucho más pequeños que sus contrapartes mecánicas, ahorran espacio físico en la aeronave y

consumen muy poca potencia eléctrica, permitiendo que se puedan implementar en aeronaves como los UAV o ART donde el tamaño físico y el consumo de potencia eléctrica son muy limitados Figura 3..



Figura 3. En una aeronave UAV hay restricción de espacio en los componentes así como el consumo de energía de los sistemas.

SENSORES MEMS

“Hay mucho espacio en lo pequeño” citaba el físico estadounidense Richard Feynman en la época de los años sesenta y describe en alguna medida lo que son este tipo de sensores MEMS (Microelectromechanical Systems) o sistemas micro electromecánicos.



Figura 4. Comparación del tamaño de un acaro de polvo con la estructura de un sistema micro electromecánico MEMS.

Este tipo de sistemas utiliza micro y nanotecnología de estado sólido para crear complejos sistemas electro-mecánicos. Recordemos que un micrómetro es metros y un nanómetro $1nm = 0.000000001$ es metros. Las aplicaciones civiles, industriales y militares de este tipo de sistemas MEMS es muy amplia y numerosa, algunas aplicaciones aeroespaciales de estos sistemas son [2]:

- Acelerómetros.
- Giróscopos de medición de velocidad angular.
- Sistemas de posicionamiento GPS.
- Sensores de Presión de aire y gases.
- Sistemas de comunicaciones en filtros y osciladores.
- Atomización de combustibles.
- Micro relevos en actuadores electrostáticos.
- Escáneres ópticos.
- Etc.

La continua innovación en las técnicas de fabricación de sistemas MEMS permitirá que el tipo y número de aplicaciones que tienen estos sensores aumente significativamente en el transcurso del tiempo.

UNIDAD DE MEDICIÓN INERCIAL IMU (INERTIAL MEASUREMENT UNIT)



Figura 5. Unidad de medición inercial utilizada en este artículo.

Una Unidad de Medición inercial (IMU) es un sistema electromecánico el cual suele ser utilizado para medir la actitud (PITCH, ROLL, YAW) de un vehículo móvil en el espacio (misil, UAV, submarino, aeronave, satélites, etc). Este sistema es utilizado por los sistemas de control automático para maniobrar adecuadamente el móvil, por ejemplo para controlar el rumbo y trayectoria de una aeronave aérea no tripulada UAV.

Básicamente una IMU contiene giróscopos y acelerómetros para medir las posiciones angulares en uno o varios ejes.

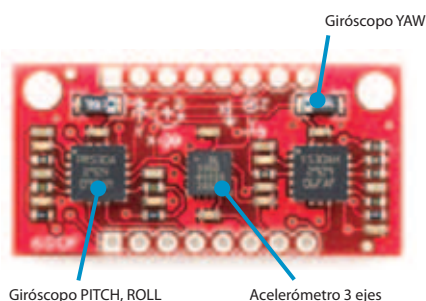


Figura 6. IMU donde se aprecian los diferentes sensores MEMS.

Los grados de libertad (Degrees of Freedom (DOF)) de una IMU son el número de aceleraciones y velocidades angulares que se pueden medir en un eje, así una IMU de seis grados de libertad (6 DOF) puede medir:

1. Aceleración en PITCH (eje x).
2. Aceleración en ROLL (eje y).
3. Aceleración en YAW (eje z).
4. Velocidad angular en PITCH.
5. Velocidad angular en ROLL.
6. Velocidad angular en YAW.

Algunas unidades de medición inercial más sofisticadas pueden incluir magnetómetros, GPS, brújulas electrónicas, etc.

Esta unidad IMU facilita la conexión de los sensores MEMS ya que estos ya vienen pre soldados y facilita las conexiones eléctricas a las variables de medida, las medidas de esta unidad son 1.8 cm x 3.3 cm lo cual permite su implementación en sistemas donde el espacio es crítico

como en aeronaves UAV y aeronaves remotamente controladas ART.

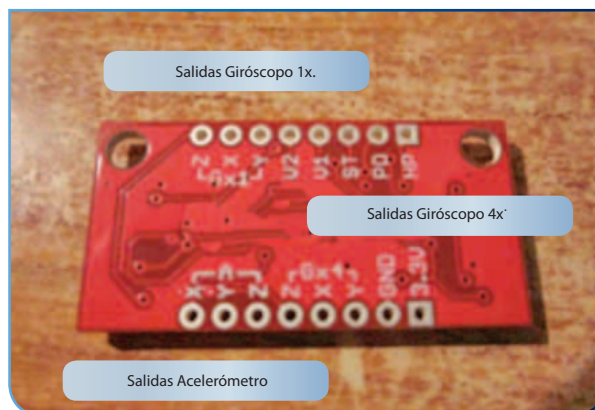


Figura 7. Patas de conexión de la unidad inercial.

Esta Unidad de Medición inercial se alimenta con un voltaje de alimentación en el rango de 2.7Vdc-3.6Vdc máximo.

Los giróscopos tienen salidas normales 1x y amplificadas 4x como veremos más adelante.

GIROSCOPO EN YAW LY530ALH

Este es un giróscopo fabricado por la empresa ST microelectronics que puede medir velocidades angulares de máximo $\pm 300^\circ/s$.

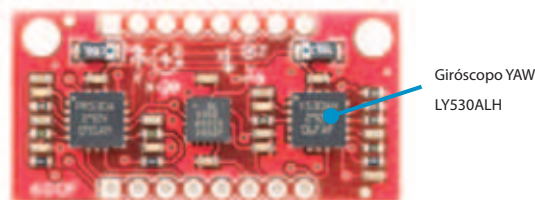


Figura 8. Ubicación del giróscopo LY530ALH.

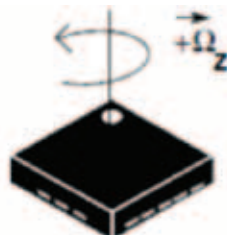


Figura 9. Este giróscopo mide el Angulo YAW.

La forma en que un sensor MEMS entrega la información de la velocidad angular es en forma de voltaje, esto se conoce como sensibilidad (SoA) del sensor:

Salida 1x: SoA = 0.83mV/°/s

Salida 4x: SoA 3.33mV/°/s

Con este valor podemos calcular la velocidad angular de giro en YAW, por ejemplo si está girando a la máxima velocidad angular que se lo puede girar (+-300°/s), entregara un voltaje de 2.23V (salida 4x).

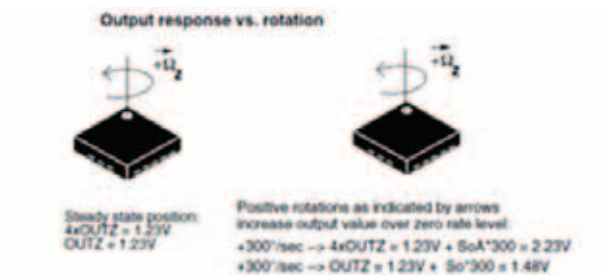


Figura 10. Voltaje de salida vs. Giro en YAW

Si el sensor no está girando en YAW (quieto), el voltaje de salida es de 1.23Vdc, este es un voltaje de referencia cero.

GIROSCOPO EN PITCH Y ROLL LPR530AL

Al igual que el giróscopo anterior este mide máximo velocidades de giro en PITCH Y ROLL de +-300°/s.

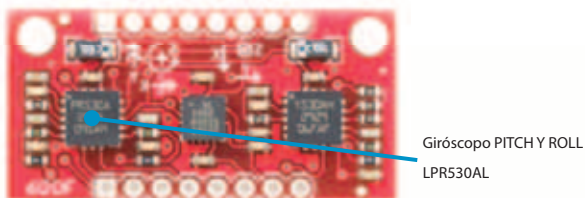


Figura 11. Ubicación del giróscopo LPR530AL.

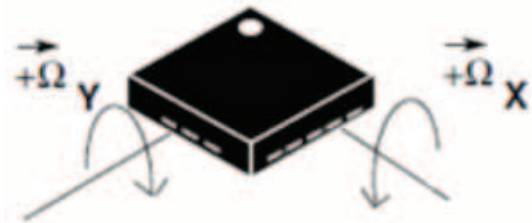


Figura. Este giróscopo mide las velocidades angulares en PITCH Y ROLL.

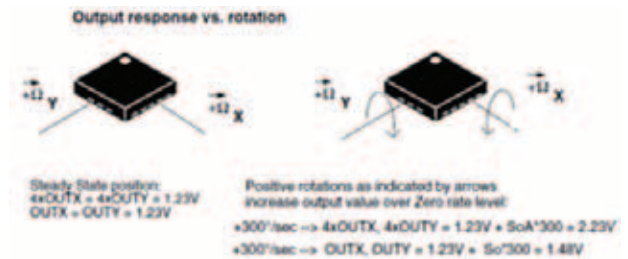


Figura. Voltaje de salida vs. En PITCH Y ROLL

Este giróscopo funciona de manera análoga al anterior, la diferencia es que maneja dos velocidades angulares PITCH Y ROLL.

ACELEROMETRO ADXL335

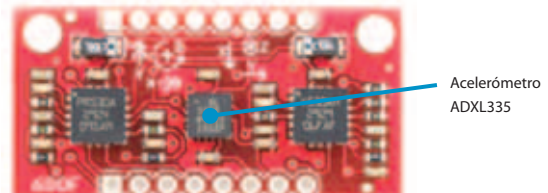


Figura 12. Ubicación del acelerómetro ADXL335.

Este sensor es fabricado por la empresa Analog Devices; puede medir aceleraciones en los tres ejes mencionados PITCH, ROLL, YAW, máximo de +-3g, donde es el valor de 1 gravedad.

AXES OF ACCELERATION SENSITIVITY

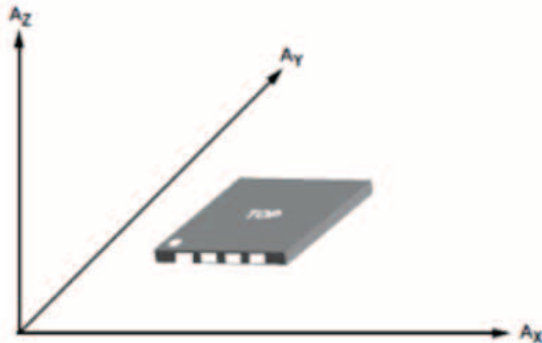


Figura 13. Sensibilidad del sensor de acuerdo a su posición espacial.

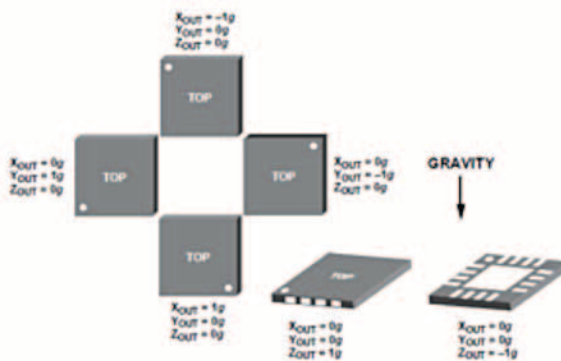


Figura 14. Valores de aceleración entregados de acuerdo a la posición espacial del sensor.

La sensibilidad de este sensor típica es de 300mV/g, por lo tanto si el sensor se está acelerando en un eje a 1g (caída libre), entregara un voltaje de 300mV, si se acelera a su máxima valor de medición +3g, entregara 900mV.

$$Velocidad_angular = \frac{d}{dt} (Angulo)$$

OBTENCIÓN DE LA POSICIÓN ANGULAR PITCH ROLL YAW DE LA IMU POR MEDIO DE LA INTEGRACIÓN DE LA VELOCIDAD ANGULAR

Como vimos la IMU por sí sola no entrega los valores angulares PITCH, ROLL, YAW, en lugar de ello entrega por

medio de los giróscopos un valor de voltaje proporcional a la velocidad angular en cada eje, se podría pensar entonces que al integrar esta velocidad angular tendríamos el ángulo de posición recordando que:

La velocidad es la razón de cambio (derivada) del ángulo en el tiempo, si integramos en el tiempo esta velocidad angular, obtendríamos el ángulo por ejemplo en PITCH:

$$Angulo = \int Velocidad_angular.dt + C$$

C es una constante de integración que aparece naturalmente al realizar la integral de una función, desafortunadamente esta constante C ocasiona un error de medida que se acumula o crece en el tiempo, más adelante hablaremos como se utiliza el acelerómetro con los giróscopos de la IMU y como a través de estimadores de estado específicamente el filtro de Kalman se pueden obtener las variables angulares PITCH, ROLL, YAW.

OBTENCIÓN DE LA POSICIÓN ANGULAR PITCH ROLL YAW DE LA IMU POR MEDIO DEL ACCELERÓMETRO DE TRES EJES

Por medio de leyes trigonométricas es posible determinar unos ángulos que pueden ayudarnos a determinar la actitud de la aeronave:

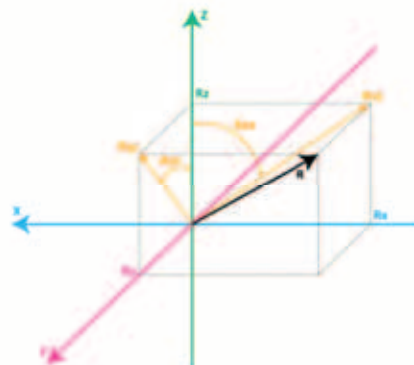


Figura 15. Vector de Fuerza R con sus componentes en los 3 ejes x,y,z

Podemos definir los ángulos que nos interesan determinar como A_{xr} , A_{yr} , A_{zr} , observando la grafica podemos determinar:

$$\text{Cos}(A_{xr}) = \frac{R_x}{R}$$

$$\text{Cos}(A_{yr}) = \frac{R_y}{R}$$

$$\text{Cos}(A_{zr}) = \frac{R_z}{R}$$

Y podemos también aplicar el teorema de Pitágoras en 3D:

$$R = \sqrt{R_x^2 + R_y^2 + R_z^2}$$

Como nos interesan son los ángulos de posición:

$$A_{xr} = \arccos\left(\frac{R_x}{R}\right)$$

$$A_{yr} = \arccos\left(\frac{R_y}{R}\right)$$

$$A_{zr} = \arccos\left(\frac{R_z}{R}\right)$$

Sin embargo, la lectura de estos ángulos con el acelerómetro no es viable debido a su naturaleza inherentemente ruidosa y no permite realizar directamente la medida, en cambio la lectura de ángulo que entrega el giróscopo es estable pero con el tiempo tiende a volverse inestable.

FILTRO DE KALMAN

Las perturbaciones a que está sujeto un sistema de control automático o de medición provocan que su salida se aleje del comportamiento ideal, en nuestro caso la salida angular del giróscopo tiende a volverse inestable con el paso del tiempo. En marzo de 1960 el Dr.

Rudolph Kalman publica su artículo "A new approach to linear filtering and prediction problems"[8], con lo que realiza un aporte monumental al diseño de filtros óptimos, utilizando la técnica de espacio de estado. Kalman consideraba la recursividad, así como casos de múltiples entradas y múltiples salidas (sistemas MIMO), además que permitía el uso de métodos digitales modernos para su implementación.

El filtro de Kalman es un algoritmo para procesar datos de manera iterativa [3]. El filtro sirve para estimar y predecir el movimiento de una variable que no observamos pero cuyo efecto medimos, contaminado por ruido, a través de otras variables.

La descripción de un sistema de control con una entrada y una salida (SISO) en su descripción de espacio de estado es [7]:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + Bu + Fv \\ y &= Cx + w \end{aligned}$$

Donde x es el vector de estado, u es la entrada conocida, y es la salida, v , w son procesos aleatorios gaussianos, ruido blanco, o ruido o perturbaciones, cuyas densidades espectrales de potencia son V y W respectivamente.

Para diseñar un observador u estimador óptimo de Kalman para el vector de estado, se recurre a la estructura básica del observador. La ecuación que describe el observador es:

$$\dot{\hat{x}} = A\hat{x} + Bu + K_k(y - C\hat{x})$$

Siendo el vector de estado estimado y K_k la matriz de diseño del estimador. Si las señales v y w no están correlacionadas, el valor de K_k se determina mediante:

$$K_k = P_{opt} C^T W^{-1}$$

Siendo P_{opt} la matriz de covarianza óptima del estimador de estado obtenido a partir de la ecuación de Riccati:

$$0 = AP_{opt} + P_{opt}A^T - P_{opt}C^TW^{-1}CP_{opt} + FVF^T$$

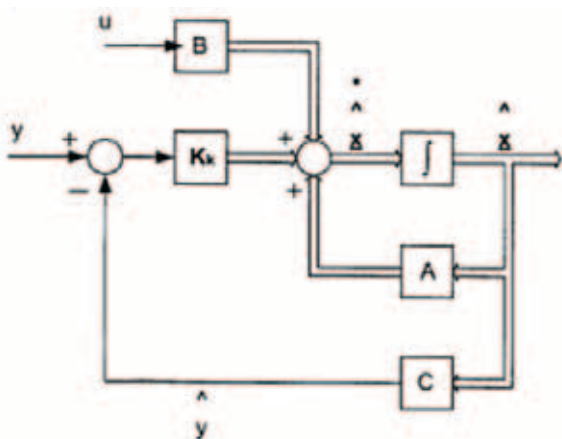


Figura 16. Configuración en diagrama de bloques del filtro de Kalman.

En la figura se muestra la configuración típica en espacio de estados del filtro de Kalman, se observa que sus entradas son las señales $y(t)$ u $u(t)$ y su salida el vector de estado óptimo \hat{X}

LECTURA Y PROCESAMIENTO DIGITAL DE LOS VOLTAJES DE LA IMU

Para obtener los ángulos de posición del móvil en el espacio a través de una IMU, es necesario realizar operaciones matemáticas como multiplicaciones, integraciones, sumas, restas, funciones trigonométricas, etc. Para llevar a cabo estas tareas se podría pensar en utilizar una computadora pero esta no es una solución viable ya que el espacio físico en un UAV es restringido, por lo tanto utilizaremos un microcontrolador el cual es un componente electrónico programable pequeño más específicamente un procesador digital de señales DSP para realizar estas tareas.

En este artículo se utilizó el DSP de 16 bits DSPIC30F4011 de la empresa Microchip el cual además de realizar tareas matemáticas rápida y eficientemente tiene un convertidor analógico digital (ADC) de 10 bits, este

módulo es el que convierte el voltaje analógico de los sensores de la IMU en datos digitales para ser procesados y así obtener los ángulos PITCH, ROLL, YAW.



Figura 17. Implementación del hardware para validar los resultados.

En la figura podemos ver las conexiones de la unidad de medición inercial IMU al microcontrolador, este procesa las variables analógicas de los giróscopos y acelerómetros de la IMU, por medio del convertidor analógico digital ADC para entregar los ángulos tridimensionales que nos interesan: PITCH, ROLL, YAW, además el microcontrolador dsPIC envía esta información por medio de conexión USB (CDC RS-232) a un computador para poder visualizar las variables, el software de visualización gráfica se realizó en *Python*.

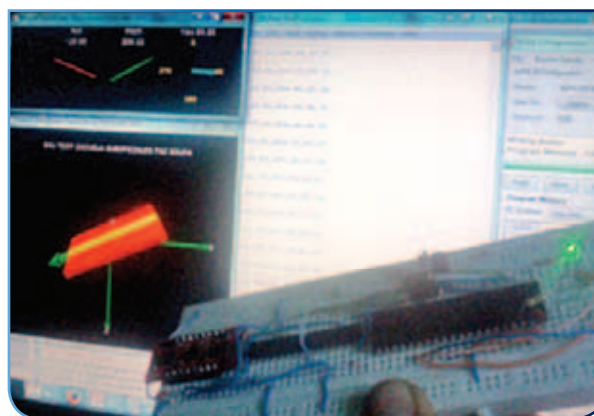


Figura 18. Validación de la medición de las variables PITCH, ROLL, YAW.

CONCLUSIONES

En este artículo se muestra cómo se pueden obtener por medio de sensores electrónicos MEMS las variables espaciales PITCH, ROLL y YAW, las cuales son esenciales para el control de la trayectoria y vuelo de un móvil en el espacio. El pequeño tamaño de estos dispositivos también permite que puedan ser implementados en sistemas de control de aeronaves autónomas UAV o aeronaves remotamente tripuladas ART. Gracias al filtro de Kalman fusionamos la información sensorica de los giróscopos y los acelerómetros para eliminar el ruido del ángulo medido con los acelerómetros y la inestabilidad en el tiempo que tiene la medición de las variables angulares con los giróscopos. Este tipo de algoritmos se pueden implementar en procesadores digitales DSP (dsPIC) para que puedan ser empleados en sistemas de control en aeronaves no tripuladas UAV, entre otras aplicaciones.

REFERENCIAS

- [1], http://fifthpostulate.net/roll_pitch_and_yaw.htm
 [2], <http://www.aero.org/publications/helvajian/helvajian-3.html>

- [3], http://www.javeriana.edu.co/fcea/area_economia/inv/documents/Introduccionalfiltrokalman.pdf
 [7], *BASES DEL FILTRO DE KALMAN*, Molina Soriano Rafael, Departamento de ciencias de la computación, Universidad de Granada.
 [8], *APLICACION DE LOS FILTROS DE KALMAN A LOS SISTEMAS DE CONTROL*, José Gregorio Díaz, Ana María Mejías, Francisco Arteaga, Facultad de Ingeniería, Universidad de Carabobo, Valencia Venezuela.
 [9], http://www.stanford.edu/~siegmman/ring_laser_gyros/www.python.org
www.microchip.com

AGRADECIMIENTOS

El autor agradece a los integrantes del grupo de investigación TESLA de la Escuela de Suboficiales de la Fuerza Aérea Colombiana por el apoyo y colaboración, en especial al Técnico Primero Omar Morales Cueto, e igualmente a las a las personas que lideran los procesos de investigación en la Escuela por el apoyo que brindan a los investigadores de esta.