CAPÍTULO IV - Desarrollo

1. **Circuito de control de motores**
2. ***Circuito de lógica, sensores y comunicación***
3. ***Estimación de orientación del cuadricóptero***
   1. ***Convenciones respecto a los ángulos***

Para simplificar la implementación de los sistemas de control del cuadricóptero, se decidió representar la posición y velocidad angular del mismo en cada eje mediante ángulos de Euler, bajo la siguiente convención:

* Ángulo de Yaw: Ángulo de giro respecto al eje Z del acelerómetro y giroscopio.
* Ángulo de Pitch: Ángulo de giro respecto al eje Y del acelerómetro y giroscopio.
* Ángulo de Roll: Ángulo de giro respecto al eje X del acelerómetro y giroscopio.
* Velocidad de Yaw: Velocidad de giro respecto al eje Z del giroscopio.
* Velocidad de Pitch: Velocidad de giro respecto al eje Y del giroscopio.
* Velocidad de Roll: Velocidad de giro respecto al eje X del giroscopio.
  1. ***Descripción de la Unidad de Medición Inercial (IMU)***

Se utilizó una tarjeta Pololu MinIMU-9 v2, la cual está constituida porun giroscopio de 3 ejes L3GD20, y por un acelerómetro de 3 ejes y un compás de 3 ejes LSM303DLHC. La misma provee de una interfaz que permite acceder a las mediciones, por eje, de cada uno de sus sensores, e incluye un regulador de voltaje y un convertidor de nivel de voltaje que permite su operación con una entrada de voltaje de 2,5V a 5,5V.

Para la obtención de datos de la tarjeta Pololu MinIMU-9 v2 se utilizaron las librerías diseñadas por el fabricante para su manejo desde tarjetas Arduino, y se utilizó la configuración por defecto de las mismas en cuanto a tasa de salida de datos, ya que para la obtención de datos del acelerómetro era suficientemente rápida, y para la obtención de datos del giroscopio, es cercana a la velocidad de ejecución del ciclo de control más rápido del cuadricóptero. En principio, para mejorar la estimación incremental de ángulo y el sistema de control de velocidad angular, se aumentó la tasa de salida de datos del giroscopio a 380Hz, pero, ante la pérdida de sensibilidad total del sensor, se decidió utilizar la configuración por defecto del mismo, con una tasa de salida de 95Hz.

* 1. ***Cálculo de velocidad angular***

El cálculo de velocidad angular se realizó a partir de las mediciones realizadas con el giroscopio. Según la hoja de datos del sensor L3GD20, el mismo puede configurarse para obtener una sensibilidad de 8,75, 17,5 y 70 milésimas de grado por segundo por cada dígito de medición obtenido (mdps/digit – en inglés *millidegrees per second per digit*), y un rango de medición de 250, 500 y 2000 grados por segundo (dps – en inglés *degree per second*). Se decidió configurar el rango de medición a 250 grados por segundo y la senbilidad del sensor a 8,75 mdps/digit, por considerarse rango y senbilidad suficientes para medir las velocidades del cuadricóptero realizando movimientos simples en vuelo. En base a esto último se calculó la ganancia del giroscopio, para convertir todas las mediciones obtenidas mediante el mismo, en milésimas de grado por segundo, a grados por segundo, como se ilustra a continuación:

*siendo:*

* 1. ***Estimación de ángulos de Pitch y Roll a partir del acelerómetro***

Se realizó un estimado del ángulo de inclinación del cuadricóptero a partir de las mediciones del acelerómero, el cual provee una descomposición de la fuerza de aceleración del cuadricóptero en tres (3) ejes perpendiculares (x, y, z). El acelerómetro puede detectar constantemente la fuerza de gravedad, en magnitud, dirección, y fuerza, en cada uno de sus tres (3) ejes, y en base a ello puede establecerse un marco de referencia absoluto a partir del cual calcular los ángulos de Pitch y Roll del sensor, y en consecuencia, del cuadricóptero. La estimación de ángulos se realizó siguiendo el procedimiento expuesto en **[STMicroElectronics 2010]**, el cual es presentado a continuación:



Ilustración 1 - Tomada de **[STMicroElectronics]**

siendo:

Las estimaciones de los ángulos de Pitch y Roll calculadas a partir de los datos del acelerómetro, a pesar de ser precisas y permitir mantener un marco de referencia absoluto, en base a la fuerza de gravedad de la tierra, presentan un alto porcentaje de ruido, ya que el acelerómetro es altamente sensible a perturbaciones provocadas por fuerzas externas que incidan sobre el mismo.

* 1. ***Estimación de posición angular a partir del giroscopio***

Se realizó un estimado del ángulo de inclinación del cuadricóptero, mediante integración numérica de las velocidades de rotación de Yaw, Pitch y Roll, como se describe a continuación:

Durante un lapso corto de tiempo, este estimado del ángulo de inclinación en cada eje puede mantenerse preciso, pero, tiende a presentar deriva constante y a alejarse de los valores reales a medir, por no realizarse la misma respecto a un marco de referencia absoluto.

* 1. ***Combinación de las estimaciones de posición angular del acelerómetro y giroscopio***

Mejorar y terminar

Al combinar la precisión del acelerómetro para medir inclinación respecto al marco de referencia absoluto del planeta Tierra, con la sensibilidad y estabilidad de la estimación de ángulo realizada a partir de los datos del giroscopio para medir los movimientos de rotación alrededor de cada eje del sensor, puede obtenerse una estimación de ángulo precisa, estable, y de alta sensibilidad. Para ello, se utilizó un filtro complementario, el cual es un método derivado de la Regla de Bayes, para la estimación de estado de un proceso de Markov:

Regla de Bayes

Como se detalla en **[Burgard 2005],** Si es el estado estimado del proceso, y una observación acerca del estado del mismo:

Si se asume que el proceso cuyo estado se desea estimar es un proceso de Markov, se llega a que es independiente de todas las demás observaciones , por lo cual:

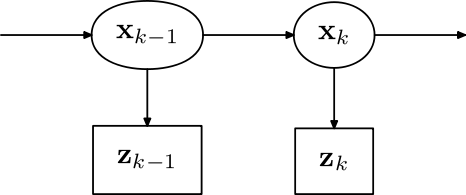


Ilustración 2: Diagrama de un proceso de Markov simple - Tomada de http://en.wikipedia.org/wiki/Recursive\_Bayesian\_estimation

De donde se deriva que:

Aplicando sucesivamente la regla de Bayes se obtiene:

**.**

**.**

**.**

De donde puede generalizarse que:

Como se describe en **[Sturm 2013]** y **[Burgard 2005]**, puede ser tratada como una constante de normalización , tal que:

Por lo cual:

Para el caso particular del presente trabajo en el que se realizó estimación de posición angular mediante la combinación de datos de los sensores acelerómetro y giroscopio, se asume que se cuenta con observaciones y para cada , por lo cual el modelo se reduce a:

1. **Estimación de altura del cuadricóptero**
   1. **Descripción del sensor de altura utilizado**
   2. **Obtención de datos y cálculo de altura**
   3. **Filtrado de los datos? Validación de posición angular al calcular la altura en vuelo?**
2. ***Comunicación inalámbrica***
   1. ***Descripción de las características y configuración de los módulos XBEE utilizados***
   2. ***Descripción del protocolo de comunicación diseñado***
3. ***Sistemas de control***
   1. ***Sistema de control de velocidad angular***
   2. ***Sistema de control de posición angular***
   3. ***Sistema de control de altura***
4. ***Software de telemetría y comandos***
   1. ***Arquitectura del software***
   2. ***Secuencia de ejecución***
   3. ***Interfaz gráfica***
   4. ***Descripción del módulo principal***
   5. ***Descripción del módulo de comandos***
   6. ***Descripción del módulo de comunicación serial***
5. ***Plataforma de pruebas***
   1. ***Montaje para la ejecución de pruebas en un solo eje del cuadricóptero***
   2. ***Montaje para la ejecución de pruebas en vuelo restringido?***
   3. ***Montaje para la ejecución de pruebas en vuelo libre?***