

Diseño de un prototipo de medición de la actitud en Tierra de un pico-satélite de estándar *CubeSat*

GUSTAVO PINEDA RAMIREZ
FERNANDO SALAS VALDERRAMA



UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER
FACULTAD DE INGENIERÍAS FÍSICO-MECÁNICAS
ESCUELA DE INGENIERÍAS ELÉCTRICA, ELECTRÓNICA Y DE
TELECOMUNICACIONES
BUCARAMANGA
2018

Diseño de un prototipo de medición de la actitud en Tierra de
un pico-satélite de estándar *CubeSat*

GUSTAVO PINEDA RAMIREZ
FERNANDO SALAS VALDERRAMA

*Trabajo de grado presentado como requisito parcial para optar
por el título de Ingeniero Electrónico*

Director:
DAVID FORERO MARTINEZ
M.Sc. en Ciencias de la Información y las Comunicaciones

Co-Director:
JAIME BARRERO PEREZ
M.Sc. en Electrónica

UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER
FACULTAD DE INGENIERÍAS FÍSICO-MECÁNICAS
ESCUELA DE INGENIERÍAS ELÉCTRICA, ELECTRÓNICA Y DE
TELECOMUNICACIONES
BUCARAMANGA

2018

CONTENIDO

INTRODUCCIÓN	12
1 MARCO DE REFERENCIA TEÓRICO	13
1.1 Representación de la actitud	13
1.2 <i>Quaternion</i>	13
1.2.1 Error de <i>Quaternion</i>	14
1.3 Ángulos de Euler	14
1.4 Sistemas de referencia	16
1.4.1 Sistema de referencia inercial centrado en la tierra ECI (<i>Earth-centered Inertial Frame</i>)	16
1.4.2 Sistema de referencia centrado y fijo en la Tierra ECEF (<i>Earth-centered Earth-fixed Frame</i>)	17
1.4.3 Sistema de referencia de la órbita (<i>Orbit Frame</i>)	17
1.4.4 Sistema de referencia del cuerpo del satélite (<i>Body Frame</i>)	18
1.5 Filtro Kalman	18
2 METODOLOGÍA	21
3 DISEÑO Y DESARROLLO	23
3.1 Giroscopio de tres ejes	23
3.2 <i>Pico-satélite estándar CubeSat 1U</i>	25
3.3 Hardware de medición y Transmisión	27
3.3.1 Unidad de Medida Inercial (IMU)	27
3.3.2 Microcontrolador	29
3.3.3 Convertidor de nivel lógico	30
3.3.4 Modulo de comunicación inalámbrica XBEE	31
3.3.5 Fuente de alimentación	33
3.3.6 <i>Encoder Rotacional</i>	34

3.4 Filtro Kalman	35
4 RESULTADOS Y ANALISIS	39
4.1 Prototipo de pico-satélite con características de forma, tamaño y peso del estándar <i>CubeSat</i>	39
4.2 Giroscopio como simulador de movimiento rotacional aleatorio sobre los 3 ejes.	40
4.3 Adquisición del <i>quaternion</i> censado y el <i>quaternion</i> estimado por el filtro Kalman	42
5 CONCLUSIONES	52
REFERENCIAS	54
BIBLIOGRAFÍA	56

LISTA DE FIGURAS

Figura 1	Rotaciones Ángulos de Euler	15
Figura 2	Sistema de referencia inercial centrado en la Tierra ECI.	16
Figura 3	Sistema de referencia centrado y fijo en la Tierra ECEF.	17
Figura 4	Sistema de referencia de la órbita (<i>Orbit Frame</i>).	18
Figura 5	Sistema de referencia del cuerpo del satélite (<i>Body Frame</i>).	19
Figura 6	Matriz EDT	22
Figura 7	Diseño en SolidWorks del giroscopio de 3 ejes.	24
Figura 8	Planos para la elaboración de los aros del giroscopio de 3 ejes.	25
Figura 9	Planos para la elaboración de la base del giroscopio de 3 ejes.	26
Figura 10	Resultado final del giroscopio diseñado.	27
Figura 11	Resultado final Cubesat estándar U1.	28
Figura 12	<i>CubeSat</i> estándar U1.	29
Figura 13	Plano de corte para las caras del <i>CubeSat</i> estándar 1U.	30
Figura 14	IMU MPU-9250	31
Figura 15	Arduino nano	31
Figura 16	Convertidor de nivel lógico bidireccional de Sparkfun	32
Figura 17	Módulo de comunicación inalámbrica Xbee S1	32
Figura 18	Baterías de litio tipo 18650	33
Figura 19	Carga útil del pico-satélite	34
Figura 20	<i>Encoder</i> rotativo incremental de 600 p/v	35
Figura 21	Datos IMU y <i>encoder</i> para rotación en eje <i>roll</i>	41
Figura 22	Datos IMU y <i>encoder</i> para rotación en eje <i>yaw</i>	42
Figura 23	Datos IMU y <i>encoder</i> para rotación en eje <i>pitch</i>	43
Figura 24	Distribución gaussiana de los errores del ángulo <i>roll</i>	44
Figura 25	Distribución gaussiana de los errores del ángulo <i>yaw</i>	45
Figura 26	Distribución gaussiana de los errores del ángulo <i>pitch</i>	46

Figura 27	Interfaz gráfica de usuario final	46
Figura 28	Error del <i>quaternion</i>	47
Figura 29	Correlación del <i>quaternion</i>	47
Figura 30	Distribución gaussiana q_0 de q_{error}	50
Figura 31	Distribución gaussiana q_1 de q_{error}	50
Figura 32	Distribución gaussiana q_2 de q_{error}	51
Figura 33	Distribución gaussiana q_3 de q_{error}	51

LISTA DE TABLAS

Tabla 1	Medidas físicas del giroscopio de 3 ejes	28
Tabla 2	Opciones de IMU para el proyecto	28
Tabla 3	Opciones de microcontrolador para el proyecto	30
Tabla 4	Opciones de módulos de comunicación para el proyecto	33
Tabla 5	Características eléctricas del sistema	34
Tabla 6	Opciones de <i>encoder</i> para el proyecto	36
Tabla 7	Características de estándar <i>CubeSat</i>	39
Tabla 8	Errores promedio en la medición	45
Tabla 9	Promedio del q_{err} de las 20 tomas de datos	48
Tabla 10	Desviación estándar del promedio de q_{err} de las 20 tomas de datos	49

RESUMEN

Título: Diseño de un prototipo de medición de la actitud en tierra de un pico-satélite de estándar *CubeSat*¹

Autores: Gustavo Pineda Ramirez² Fernando Salas Valderrama³

Palabras Clave: CubeSat, actitud, ADCS, IMU, Kalman, pico-satélite, Xbee, *quaternion*.

DESCRIPCIÓN:

En este documento se presentan los primeros resultados en el desarrollo de un prototipo de simulación de actitud en Tierra para picosatélites y se ha diseñado un modelo de la interfaz mecánica para un *CubeSat* en la configuración 1U, construido y validado por estudiantes de pregrado de Ingeniería Electrónica de la Universidad Industrial de Santander (UIS). El modelo funcional hace uso de una suspensión tipo cardan, el modelo *CubeSat* se coloca en el centro del anillo interno de la suspensión. El mecanismo puede girar en todas las direcciones x, y, z. El vector de actitud representado mediante un quaternion es medido en tiempo real por una unidad de medida inercial (IMU) de 9 grados de libertad colocado en la maqueta *CubeSat*. Las mediciones del acelerómetro, giroscopio y magnetómetro de la IMU son usadas para calcular el vector de actitud. La IMU previamente calibrada usando codificadores de alta resolución (600 pasos por vuelta) conectados a un sistema integrado basado en el micro controlador ATmega368 que funciona a una velocidad de reloj de 16 MHz. Aquí se presenta el informe de diseño y construcción de un modelo funcional encargado de reproducir el comportamiento aleatorio de la actitud de un pico-satélite de estándar *CubeSat* que se utilizará para verificar una estrategia de estimación basada en el filtro de kalman. Además contiene un marco conceptual, la metodología, la descripción de la estructura del giroscopio de tres ejes, el *CubeSat*, los elementos de hardware involucrados, los resultados y las conclusiones.

¹ Trabajo de Grado

² Facultad de Ingenierías Físico-Mecánicas. Escuela de Ingenierías Eléctrica, Electrónica y de Telecomunicaciones. Director: David Forero Martinez, MSc.

³ Facultad de Ingenierías Físico-Mecánicas. Escuela de Ingenierías Eléctrica, Electrónica y de Telecomunicaciones. Director: David Forero Martinez, MSc.

ABSTRACT

Title: Design of a prototype measurement of the attitude on Earth of a CubeSat standard picosatellite¹

Autores: Gustavo Pineda Ramirez² Fernando Salas Valderrama³

Keywords: CubeSat, attitude, ADCS, IMU, Kalman, picosatellites, Xbee, *quaternion*.

DESCRIPTION:

In this document presents the first results in the development of a Earth attitude simulation prototype for picosatellites and a model of the mechanical interface has been designed for a textit CubeSat in the 1U configuration, constructed and validated by students of undergraduate degree in Electronic Engineering from the Universidad Industrial de Santander (UIS). The functional model makes use of a cardan suspension, the model CubeSat is placed in the center of the inner ring of the suspension. The mechanism can rotate in all directions x, y, z. The attitude vector represented by a quaternion is measured in real time by an inertial measurement unit (IMU) of 9 degrees of freedom placed in the model CubeSat. The measurements of the IMU accelerometer, gyroscope and magnetometer are used to calculate the attitude vector. The IMU previously calibrated using high resolution encoders (600 steps per turn) connected to an integrated system based on the ATmega368 microcontroller that operates at a clock speed of 16 MHz. Here we present the report of design and construction of a functional model responsible for reproducing the random behavior of the attitude of a peak-satellite standard CubeSat that will be used to verify an estimation strategy based on the kalman filter. It also contains a conceptual framework, the methodology, the description of the structure of the three-axis gyroscope, the CubeSat, the hardware elements involved, the results and the conclusions.

¹ Bachelor Thesis

² Faculty of Physics-Mechanics Engineering. School of Electric, Electronic and Telecommunications Engineering. Advisor: David Forero Martinez.

³ Faculty of Physics-Mechanics Engineering. School of Electric, Electronic and Telecommunications Engineering. Advisor: David Forero Martinez.

INTRODUCCIÓN

El estándar *CubeSat* da la oportunidad a instituciones sin mucho presupuesto de participar en investigación espacial, ya que este estándar materializa todos los subsistemas de un satélite a tamaño y costo reducido. Por otra parte, los pico-satélites son vehículos espaciales no tripulados que se ubican en la órbita baja de la tierra (LEO, por sus siglas en ingles *Low Earth Orbits*) y cuyo peso no supera 1.3 kilogramos [1].

Entre los subsistemas que pertenecen a un satélite se encuentra el ADCS (por sus siglas en ingles, *Attitude Determination and Control System*) [2], encargado de determinar y corregir la actitud de dicho satélite, entendiendo como actitud la orientación de un cuerpo respecto a un sistema de referencia, por lo cual este subsistema es de suma importancia ya que su trabajo es encontrar la actitud deseada dependiendo de la carga útil. Por ejemplo si su carga útil es una cámara de estudio terrestre esta debe apuntar a la tierra y los paneles solares al sol. Además, al considerar la separación con la tierra de 500 a 2000 km cualquier variación por pequeña que sea tendrá grandes implicaciones en el desempeño de la carga útil. Es por lo anterior que este proyecto logro construir un prototipo que genera un sin numero de actitudes para ser evaluadas y que finalmente pueden ser usadas como elemento de referencia para comprobar el comportamiento del bloque de estimación de un pico-satélite. Para el caso de este proyecto se implemento un bloque estimador basado en el filtro de kalman y se utilizaron como elementos de medición giroscopios, acelerómetros y magnetómetros embebidos dentro de una unidad de medida inercial IMU, el cual se comunica con un retardo menor a un segundo con una unidad central que procesa la información proveniente de la sensórica instalada en un modelo de pico-satélite en configuración 1U, para ser entregada al algoritmo de estimación de la actitud y comprobar su funcionamiento por medio de un análisis estadístico.

Capítulo 1

MARCO DE REFERENCIA TEÓRICO

1.1. Representación de la actitud

La actitud en el campo de la ingeniería aeroespacial se puede entender como la orientación angular de un satélite en términos de un marco de referencia externo conocido [3]. El proceso de determinar la actitud se logra por medio de la información obtenida de variables adyacentes al satélite, como sensores de sol que detectan la posición del satélite con respecto al sol, giroscopios y magnetómetros que determinan el vector de actitud respecto a su centro de masa relacionando así el marco de referencia del satélite con el sistema de referencia de la órbita del mismo [4]. En el momento actual existen varias formas de representar la actitud del satélite en órbita, las más conocidas son los ángulos de Euler y el *quaternion* unitario [2].

1.2. *Quaternion*

Los *quaternions* son una extensión de los números reales, similar a los números complejos, pero en lugar de adicionar una unidad imaginaria j , se adicionan las unidades imaginarias i , j , k [5]. Estos tres elementos se pueden ver como vectores unitarios ortogonales, que conforman un espacio de tres dimensiones y por eso se llaman frecuentemente la parte vectorial del *quaternion*. En la nomenclatura existen varias formas de representarlos, la primera se expresa en la forma mostrada por la ecuación 1.1, en la cual se muestra un número hipercomplejo compuesto de un escalar q_0 y un vector $q_{1:3}$ [6]:

$$q = a + a_1\hat{i} + a_2\hat{j} + a_3\hat{k}, \quad (1.1)$$

donde a, a_1, a_2, a_3 son números reales e i, j, k son unidades imaginarias. Así:

$$i^2 = j^2 = k^2 = -1. \quad (1.2)$$

Los *quaternions* aplicados al contexto de este documento son una representación simple y eficiente de la actitud de un objeto, pues evita problemas de singularidad como el bloqueo de cardán, además son más simples de componer, más eficientes y más estables comparados con los ángulos de Euler y las matrices de rotación.

1.2.1 Error de Quaternion Para efectos de control el error de *quaternion* está dado por [6]:

$$\delta q \equiv \begin{bmatrix} \delta q_{1:3} \\ \delta q_4 \end{bmatrix} = q \otimes \bar{q}^{-1} = \|\bar{q}\|^{-2} q \otimes \bar{q}^* \quad (1.3)$$

Donde \bar{q} es el *quaternion* estimado y q es el *quaternion* de referencia. Operando las multiplicaciones y normalizando los *quaternions* se obtiene el vector q_{err} (1.4) y considerando la aproximación al *quaternion* identidad cuando $\delta q_{1:3} \approx \alpha/2$ y $\delta q_4 \approx 1$, donde α es un vector de rotación para ángulos pequeños; se obtiene que cuando q se aproxima \bar{q} , entonces $\delta q_{1:3}$ y α se aproximan a cero [6]. Por lo anterior, el *quaternion* de error es equivalente al *quaternion* identidad (1.5) cuando \bar{q} es igual a q .

$$q_{err} = \begin{bmatrix} q_4 & q_3 & -q_2 & q_1 \\ -q_3 & q_4 & q_1 & q_2 \\ q_2 & -q_1 & q_4 & q_3 \\ -q_1 & -q_2 & -q_3 & q_4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -\bar{q}_1 \\ -\bar{q}_2 \\ -\bar{q}_3 \\ \bar{q}_4 \end{bmatrix} \quad (1.4)$$

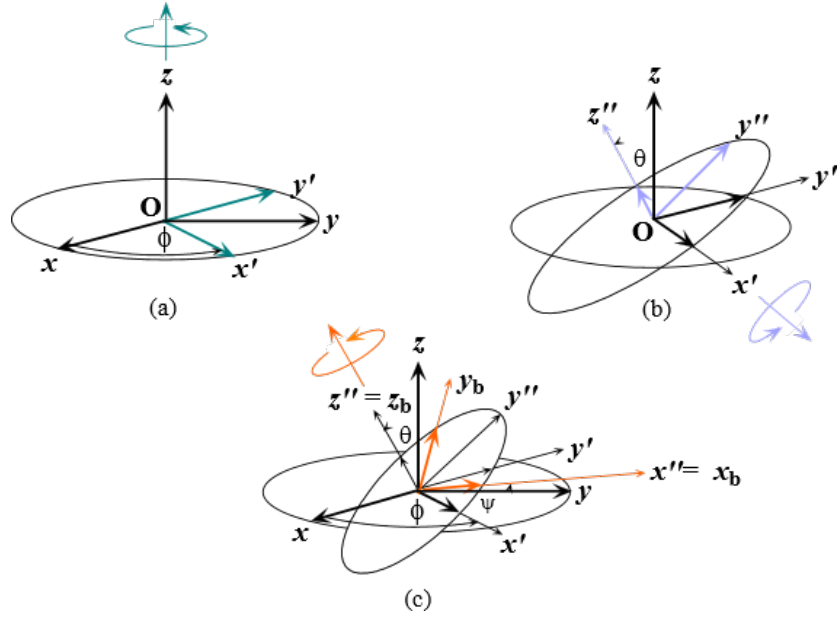
$$q_I = \begin{bmatrix} q_{1:3I} \\ \delta q_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (1.5)$$

1.3. Ángulos de Euler

Los ángulos de Euler son una forma de representar la orientación de un objeto con tres ángulos, que mediante una sucesión ordenada de giros (Figure 1) definen el cambio de un sistema de coordenadas a otro. Estos ángulos se denominan como ángulos *yaw* (ψ),

pitch (θ) y *roll* (ϕ) en donde el ángulo *roll* (ϕ) es la rotación del cuerpo alrededor del eje x , el ángulo *pitch* (θ) es la rotación alrededor del eje y y el ángulo *yaw* (ψ) es la rotación alrededor del eje z . [7].

Figure 1. **Rotaciones Ángulos de Euler.** Representación de la orientación de un objeto con tres ángulos.



Tomada de [7].

La manera de relacionar, dos formas de representación de la actitud, en este caso, ángulos de Euler(ψ, θ, ϕ) y un *quaternion* q es a través de las ecuaciones 1.6 a 1.9.

$$q_0 = \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) * \cos\left(\frac{\psi}{2}\right) * \cos\left(\frac{\phi}{2}\right) + \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) * \sin\left(\frac{\psi}{2}\right) * \sin\left(\frac{\phi}{2}\right) \quad (1.6)$$

$$q_1 = \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) * \cos\left(\frac{\psi}{2}\right) * \cos\left(\frac{\phi}{2}\right) - \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) * \sin\left(\frac{\psi}{2}\right) * \sin\left(\frac{\phi}{2}\right) \quad (1.7)$$

$$q_2 = \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) * \sin\left(\frac{\psi}{2}\right) * \cos\left(\frac{\phi}{2}\right) + \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) * \cos\left(\frac{\psi}{2}\right) * \sin\left(\frac{\phi}{2}\right) \quad (1.8)$$

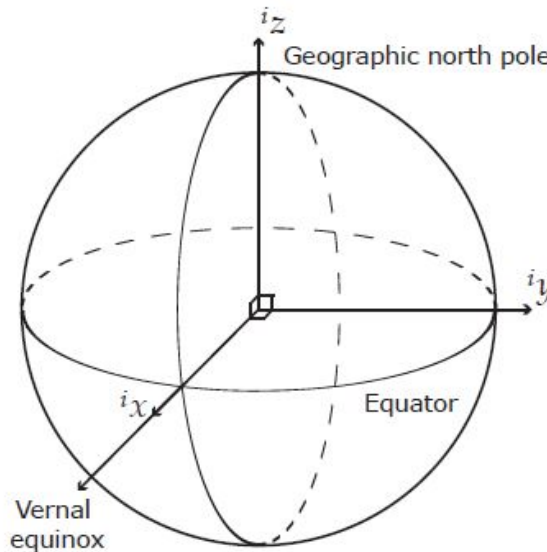
$$q_3 = \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) * \cos\left(\frac{\psi}{2}\right) * \sin\left(\frac{\phi}{2}\right) - \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) * \sin\left(\frac{\psi}{2}\right) * \cos\left(\frac{\phi}{2}\right) \quad (1.9)$$

1.4. Sistemas de referencia

Los sistemas o marcos de referencia en el contexto actual son un conjunto de coordenadas cartesianas tridimensionales, descritos por tres vectores unitarios perpendiculares entre si, que permiten describir la posición y otros parámetros físicos empleando vectores en R^3 . Por otra parte, un marco de referencia se considera inercial cuando solo están presentes fuerzas reales y no ficticias como la fuerza centrífuga, poniendo las leyes físicas en su forma más simple [7].

1.4.1 Sistema de referencia inercial centrado en la tierra ECI (*Earth-centered Inertial Frame*) El marco de referencia ECI tiene su origen en el centro de la Tierra, con el eje x apuntando en la dirección del equinoccio vernal (punto sobre el plano ecuatorial en donde el sol cruza de sur a norte), el eje z a través del eje de rotación de la tierra pasando por el polo norte geográfico y el eje y determinado por el producto vectorial de x y z (Figure 2) [8]. El ECI no es un marco de referencia inercial perfecto debido al movimiento orbital de la Tierra alrededor del Sol y su movimiento de rotación sobre sí mismo, dando como resultado aceleraciones centrípetas, sin embargo, debido a la magnitud de su efecto, estas aceleraciones se pueden despreciar [7].

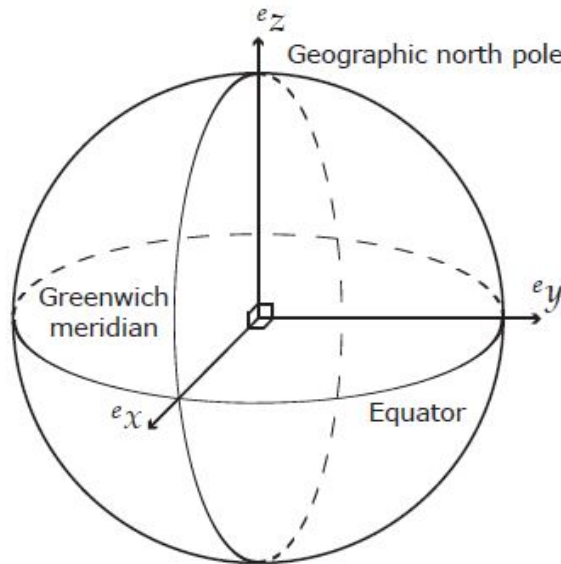
Figure 2. Sistema de referencia inercial centrado en la Tierra ECI.



Tomada de [9]

1.4.2 Sistema de referencia centrado y fijo en la Tierra ECEF (*Earth-centered Earth-fixed Frame*) Este marco de referencia rota con la Tierra a una velocidad angular constante ω relativa al sistema ECI. Tiene su origen en el centro de la Tierra, con el eje x apuntando a la superficie de la Tierra en el punto de latitud y longitud cero, el eje z a través del eje de rotación de la Tierra pasando por el polo norte geográfico y el eje y determinado por el producto vectorial de x y z (Figure 3). El ECEF es esencial debido a que allí está definido el modelo de campo magnético terrestre. [9]

Figure 3. Sistema de referencia centrado y fijo en la Tierra ECEF.

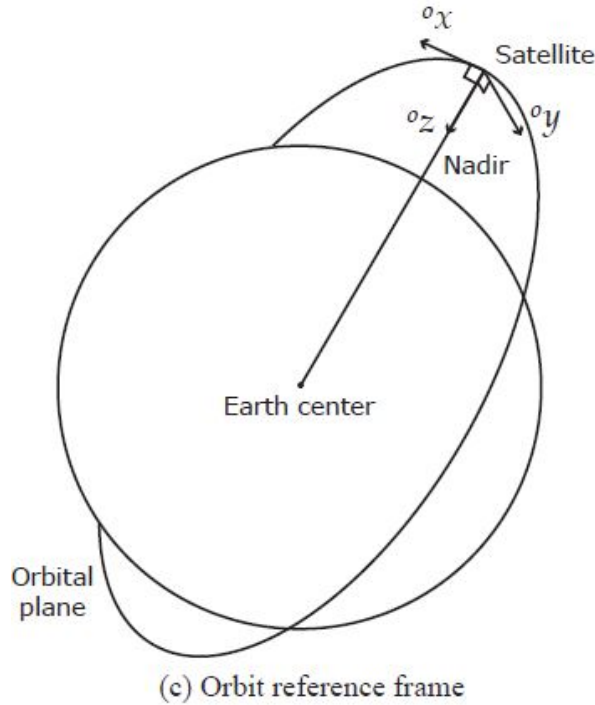


Tomada de [9]

1.4.3 Sistema de referencia de la órbita (*Orbit Frame*) El marco de referencia de la órbita mantiene su orientación relativa a la Tierra y sigue al satélite en esta. La orientación del satélite con respecto a este sistema de coordenadas también se conoce como *yaw, pitch y roll* que son las rotaciones al rededor de sus ejes. Situando su origen en el centro de masa del satélite. Se define el eje z siempre apuntando hacia el centro de masa de la Tierra, el eje x apunta en la dirección de movimiento tangencial de la órbita, y el eje y determinado por el producto vectorial de x y z (Figure 4). Es importante notar que la tangente de la órbita es solo perpendicular al vector de velocidad solo en el caso de una órbita circular, en órbitas elípticas el eje no está

alineado con el vector de velocidad del satélite. [10]

Figure 4. **Sistema de referencia de la órbita**(*Orbit Frame*).



Tomada de [9]

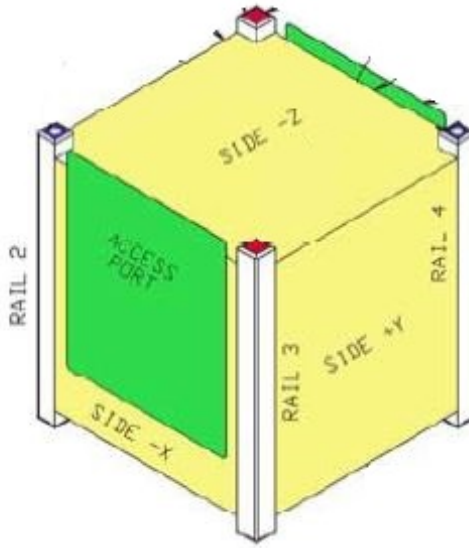
1.4.4 Sistema de referencia del cuerpo del satélite (*Body Frame*)

Este sistema de referencia también tienen su origen en el centro de masa del satélite. El *body frame* sirve para definir la orientación del satélite con respecto a otro sistema de referencia, en este caso el *orbit frame*. Los ejes para este proyecto están especificados en el estándar *cubeSat* (Figure 5) [11] .

1.5. Filtro Kalman

La estimación de la actitud del satélite puede verse como un proceso de dos etapas, la primera es estimar la actitud del satélite utilizando modelos del sistema y la segunda es mejorar la estimación utilizando mediciones de sensores [12]. Por ejemplo giroscopios y magnetómetros. El filtro de Kalman fue creado en los años 50 como una técnica para filtrar, predecir y minimizar el error estimado de la covarianza [13]. Por otra parte, en

Figure 5. Sistema de referencia del cuerpo del satélite (*Body Frame*).



Tomada de [11]

contexto con este proyecto el filtro kalman es una herramienta que brinda soluciones en cuanto a reducción de ruido blanco aditivo y al ser recursivo puede correr en tiempo real usando únicamente las mediciones de entrada actuales, el estado calculado previamente y su matriz de incertidumbre sin requerir ninguna otra información adicional [14]. En las ecuaciones de 1.10 a 1.14 observamos el algoritmo del filtro.

$$\hat{X}_k^- = A\hat{X}_{k-1} + Bu_k \quad (1.10)$$

$$P_k^- = AP_{k-1}A^T + Q \quad (1.11)$$

$$K_k = P_k^- H^T (HP_k^- H^T + R)^{-1} \quad (1.12)$$

$$\hat{X}_k = \hat{X}_k^- + K_k(Z_k - H\hat{X}_k^-) \quad (1.13)$$

$$P_k = (1 - K_k H)P_k^- \quad (1.14)$$

Donde,

- ❖ \hat{X}_k^- : estimación previa.
- ❖ \hat{X}_{k-1} : estimación a priori.
- ❖ u_k : señal de control.
- ❖ A, B : matrices del modelo de estados.
- ❖ P_k^- : covarianza del error previo.
- ❖ P_{k-1} : covarianza del error a priori.
- ❖ Q : ruido del proceso.
- ❖ K_k : ganancia de Kalman.
- ❖ H : matriz de relación de las mediciones.
- ❖ R : ruido de las mediciones.
- ❖ \hat{X}_k : estimación a posteriori.
- ❖ Z_k : mediciones en el momento k .
- ❖ P_k : coovarianza del error a posteriori.

Capítulo 2

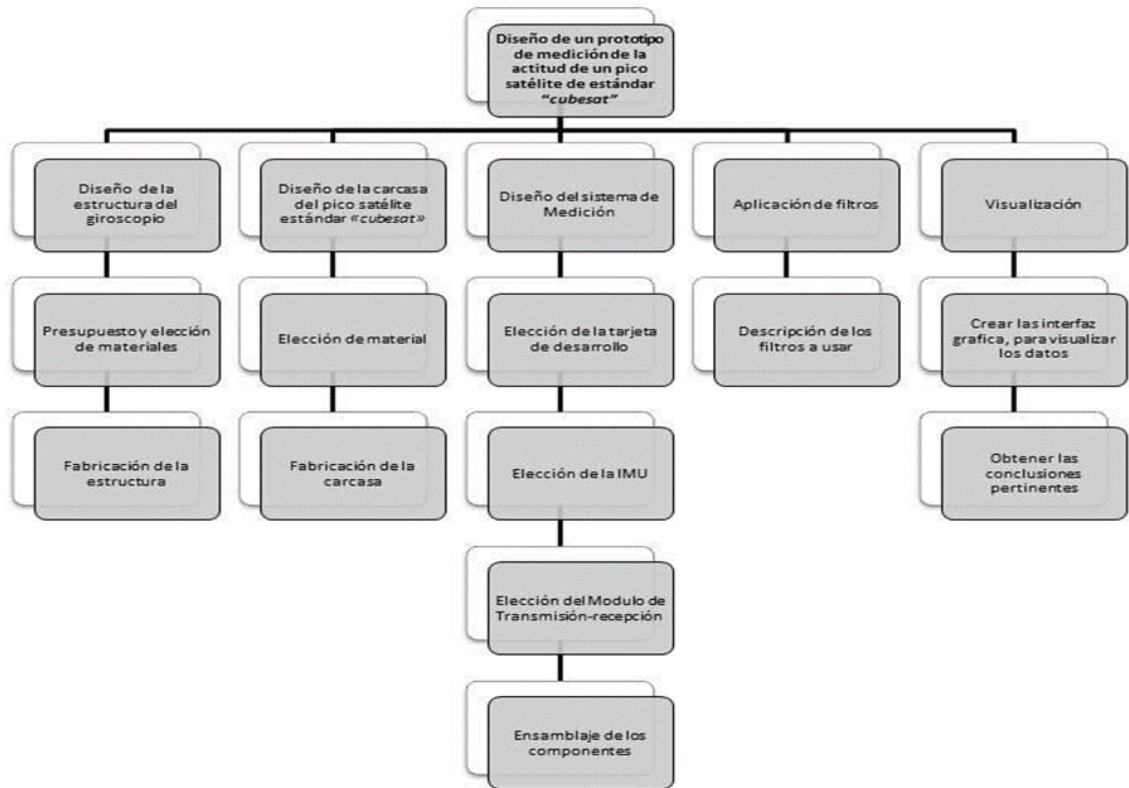
METODOLOGÍA

El desarrollo de este proyecto se dividió en cuatro fases que se muestran a continuación:

- ❖ **Diseño y selección:** Inicialmente se realizó una revisión bibliográfica con el fin de establecer las características importantes a tener en cuenta para el desarrollo del presente proyecto. Seguidamente, se diseñó la estructura mecánica del giroscopio y de la estructura del pico-satélite en el programa SolidWorks. Paralelamente al diseño, se realizó la búsqueda y selección de los equipos electrónicos y de instrumentación necesarios para el proyecto.
- ❖ **Construcción y articulación:** Una vez se cumplió la fase anterior, se procedió a realizar la compra y la fabricación de los mismos según el caso. En esta fase del proyecto se presentaron inconvenientes con el envío de artículos comprados en china, pues tuvieron un retraso mayor a dos meses de entrega. Una vez superado esto, se procedió a la programación, calibración y pruebas necesarias para finalmente articular con la parte mecánica del proyecto.
- ❖ **Adquisición y validación:** En este punto del desarrollo del proyecto, se tomaron mediciones de la variación de posición del picosatélite a través de la unidad de medida inercial dispuesta en el interior de este; estos datos se enviaron mediante un módulo de comunicación inalámbrica a una unidad de cómputo para aplicar un filtro Kalman y obtener la actitud. Para la visualización de los datos se desarrolló una interfaz gráfica, donde se observa en tiempo real el *quaternion* real, el estimado y el error relativo. Adicionalmente se caracterizó el error de la estructura mecánica que permite la rotación aleatoria mediante un *encoder*.
- ❖ **Documentación:** Los resultados y procedimientos están documentados en el presente informe final, donde se muestra: la fundamentación teórica de los temas

relacionados al proyecto, el proceso de diseño y selección de los elementos, el análisis de los resultados obtenidos, las conclusiones, observaciones y las actividades complementarias a manera de proyectos futuros.

Figure 6. **Matriz EDT.** Estructura de descomposición del trabajo para el presente proyecto.



Capítulo 3

DISEÑO Y DESARROLLO

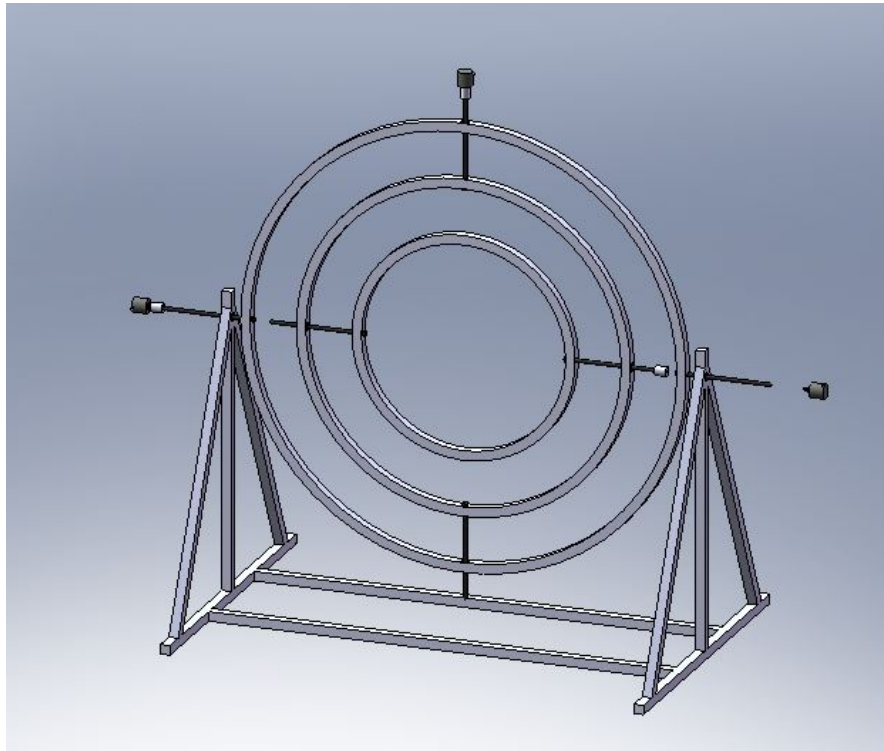
3.1. Giroscopio de tres ejes

Esta estructura mecánica se diseñó en base a una suspensión cardán de tres ejes, tratando de conservar la mayor simetría de rotación posible. Ésta se refiere a un mecanismo de suspensión de aros concéntricos, con ejes perpendiculares de tal manera que permitan mantener la orientación de un eje de rotación, aunque su soporte cambie de posición [7]. Lo anterior con el fin de permitir la rotación en los 3 ejes del sistema cartesiano tridimensional y así emular un movimiento rotacional aleatorio que pueda ser medido.

Inicialmente se realizó una consulta en el mercado local respecto a la disponibilidad de materiales y sus costos. Además, teniendo en cuenta las limitaciones del presupuesto se decidió utilizar tubo de hierro cuadrado de una pulgada para la construcción del giroscopio. Posteriormente, se realizó el diseño de la estructura en SolidWorks de tal forma que esta pudiera ser usada en futuros proyectos con pico-satélites hasta de estándar *cubesat* 3U; dicho lo anterior y considerando la relación tamaño costo se determinó la medida del aro interno, para luego estimar el espacio de separación entre los aros necesaria para ubicar los *encoders*. Finalmente, se calculó el diámetro de los aros restantes, se realizó el diseño y se generaron los planos para la fabricación de los mismos (Figure 8). Por otra parte, una vez definidos los diámetros de los aros se planteó la base del giroscopio y se realizó el respectivo plano para su fabricación (Figure 9).

Una vez terminado el diseño y los planos se realizaron cotizaciones en industrias metal-mecánicas de la ciudad, las cuales superaban ampliamente el presupuesto total del proyecto; por tal motivo se optó por dividir la elaboración del giroscopio en tareas de

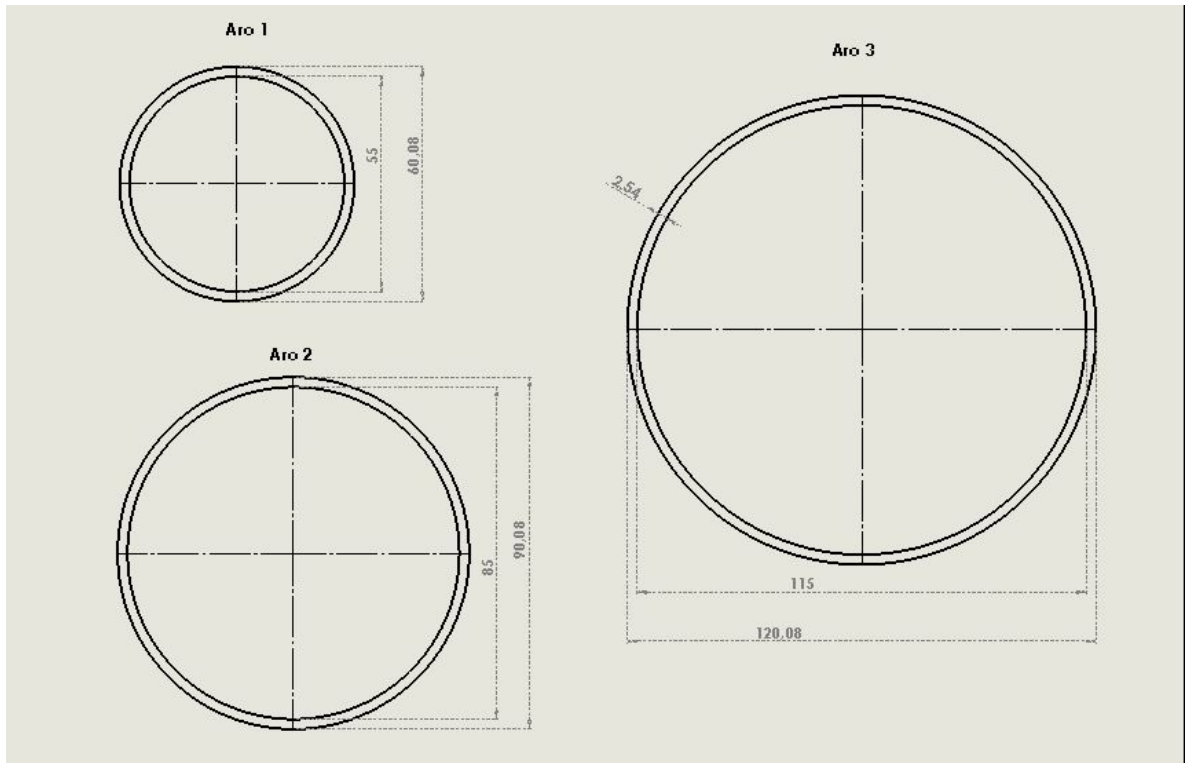
Figure 7. Diseño en SolidWorks del giroscopio de 3 ejes.



producción en masa, que fueran desarrolladas por diferentes industrias de la ciudad reduciendo el precio de fabricación. Es decir, en primer lugar se compraron los tubos necesarios para la producción y seguidamente en otro taller diferente se realizó el proceso de cortar, doblar y soldar los tubos. Paralelamente, en otro taller se elaboraban los ejes, los soportes de los rodamientos, las bases de los *encoders* y los demás elementos necesarios para la rotación de la estructura.

Cuando se finalizó la elaboración de los aros y la base del giroscopio de 3 ejes se continuo con la perforación de los mismos, teniendo especial cuidado de conservar la mayor simetría de rotación posible. Lo cual fue complejo dado que la geometría de la superficie del material no permitía taladrar con un ángulo exacto de 90° . Por otra parte, al realizar las demás perforaciones, estas no quedaron alineadas en sus ángulos respectivos de 0° , 90° , 180° y 270° , puesto que existe un error sistemático inducido por el operador, dando como resultado que los ejes no quedaran perfectamente centrados. En la tabla 1 se muestran las medidas físicas finales del giroscopio diseñado y construido.

Figure 8. Planos para la elaboración de los aros del giroscopio de 3 ejes.



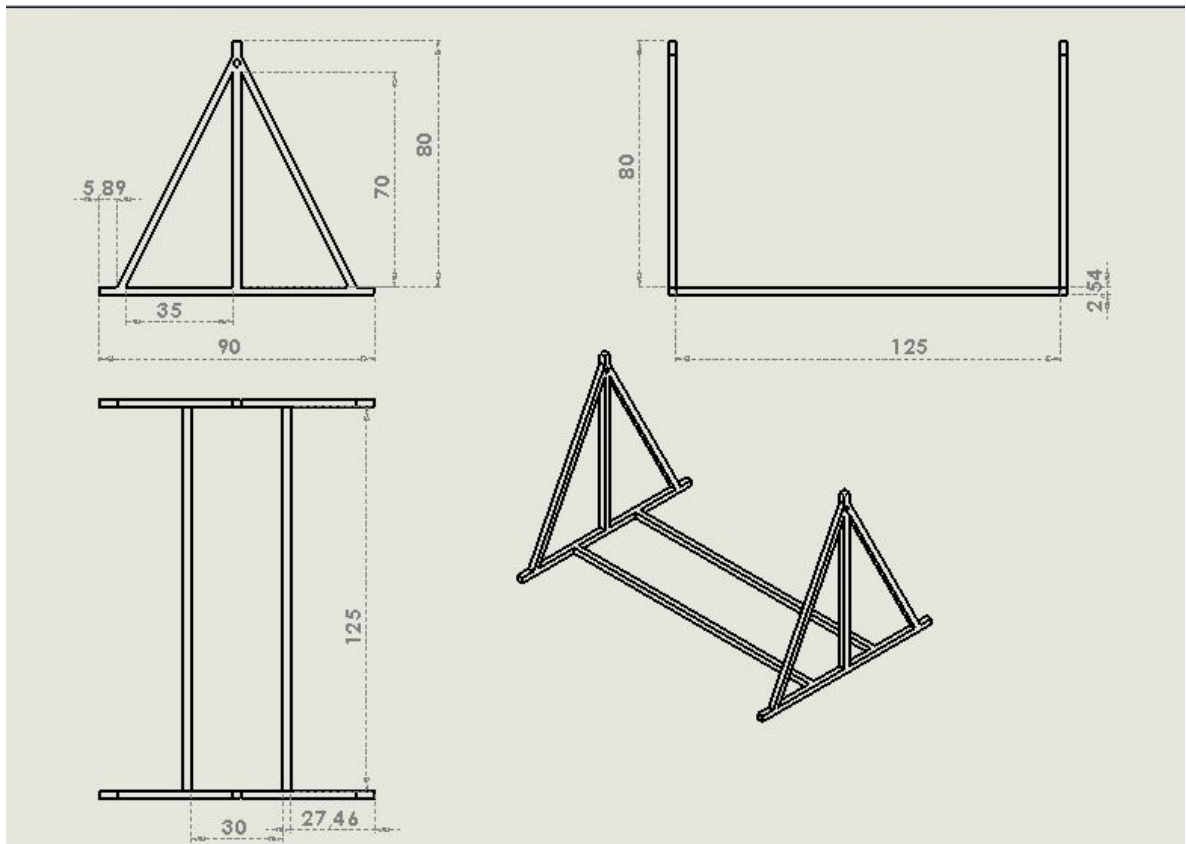
3.2. *Pico-satélite estándar CubeSat 1U*

Cubesat es un estándar de pico-satélites que en la última década se ha convertido en un método popular de las universidades para probar los subsistemas de determinación de actitud, así como otros subsistemas y cargas útiles [15]. Estos difieren de los satélites normales porque disminuyen la capacidad y el rendimiento con el fin de reducir costos y tiempo de elaboración comparado con los satélites más grandes [1].

El *CubeSats* utilizado en este proyecto es de tamaño 1U y corresponde a una unidad de desarrollo de ingeniería, también conocido como "*testCubeSat*" (figura 11) puesto que solo cumple las condiciones de forma, tamaño y peso, además tiene un software inmaduro y usa componentes no calificados para soportar las condiciones espaciales. Nuestro *CubeSat* se rige bajo unas normas de tamaño y peso específico, comprendiendo un volumen de 1 litro (1000cm^3) y un peso máximo de 1,3Kg.

Para la realización del *CubeSat* primero se verificaron los materiales disponibles para su elaboración, por razones presupuestales se escogió un aluminio arquitectónico de menor

Figure 9. Planos para la elaboración de la base del giroscopio de 3 ejes.



calidad al aluminio 7075 o 6061. Sin embargo, el material seleccionado al doblarlo generalmente se termina partiendo. Por lo tanto, se decidió ensamblar el *CubeSat* mediante tornillos y perfiles de aluminio (Figure 12).

Basados en proyectos anteriores se esbozo el diseño de las tapas del pico-satélite (Figure 13) y se busco la mejor opción para realizar los cortes en las laminas, las dos opciones encontradas en la industria local fueron corte por CNC y corte por chorro de agua, ambas ofrecían una precisión mayor a 1 *mm* y considerando el alto costo del corte por CNC se optó por la segunda opción.

Finalmente se perforo y se articuló el pico-satélite dando como resultante el elemento en la Figure 11, cuyas medidas de tamaño cumplen con las definidas en el estándar *CubeSat*.

Figure 10. Resultado final del giroscopio diseñado.



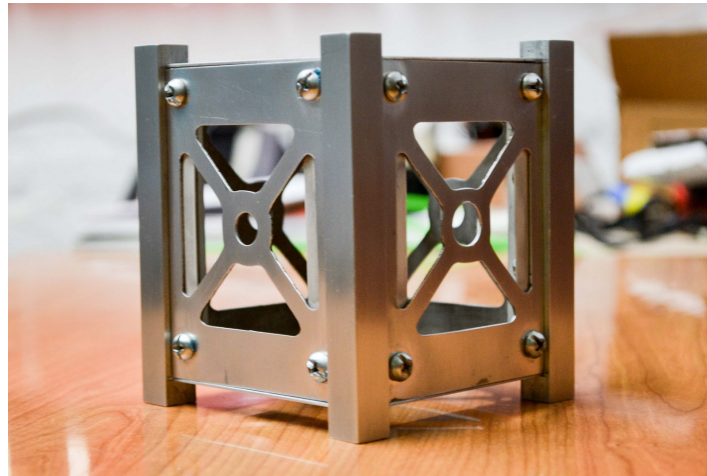
3.3. Hardware de medición y Transmisión

3.3.1 Unidad de Medida Inercial (IMU) Inicialmente se tuvieron en cuenta tres unidades de medida inercial (Table2) [16] [17] y considerado los rangos de medida y el costo se decidió usar la IMU GY-951 AHRS 9DOF, la cual es la versión china de la IMU 9DOF RAZOR AHRS de sparkfun. La elección del sensor se debió a que agrupa un giroscopio ITG3205, un acelerómetro ADXL345 y un magnetómetro HMC5883L, al mismo tiempo que integra un ATMEGA328, el cual permitiría realizar el proceso de toma de datos y comunicación serial cableada adicionando únicamente

Tabla 1. Medidas físicas del giroscopio de 3 ejes.

Elemento	Medida [cm]
Diámetro aro interno	60
Diámetro aro medio	90
Diámetro aro externo	120
Ancho base	90
Largo base	130
Altura total	145

Figure 11. Resultado final Cubesat estándar U1.



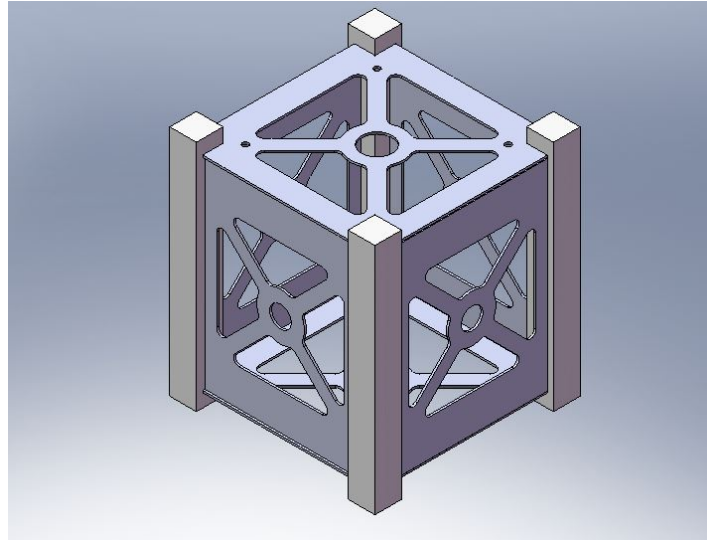
una forma de alimentación, además esta unidad de medida inercial cuenta con una amplia documentación. Debido a errores en la lectura del magnetómetro (durante su calibración no arrojaba valores congruentes), se decidió hacer el cambio de IMU y por razones de económicas y de tiempo se decidió utilizar la IMU MPU9250 de sparkfun (figura 14).

Tabla 2. Opciones de IMU para el proyecto.

IMU	GY-951	MPU-6050	MPU-9250
Rango Giroscopio[°/seg]	±250, ±500, ±1000, ±2000	±250, ±500, ±1000, ±2000	±250, ±500, ±1000, ±2000
Rango Acelerómetro[g]	±2, ±4, ±8, ±16	±2, ±4, ±8, ±16	±2, ±4, ±8, ±16
Rango Magnetómetro[μT]	±4800	N.A	±4800
Tensión nivel lógico[v]	3,3	3,3	3,3
Tensión entrada[v]	5	5	5
Comunicación	I2C/incluye Atmega 328	I2C	I2C/SPI
Costo[COP]	130.000	25.000	60.000

La MPU9250 [16] es una IMU que combina el MPU6050 [17] y el magnetómetro AK8963; dispone de convertidores analógicos digitales (ADC) de 16bits e incorpora un procesador

Figure 12. *CubeSat* estándar U1.

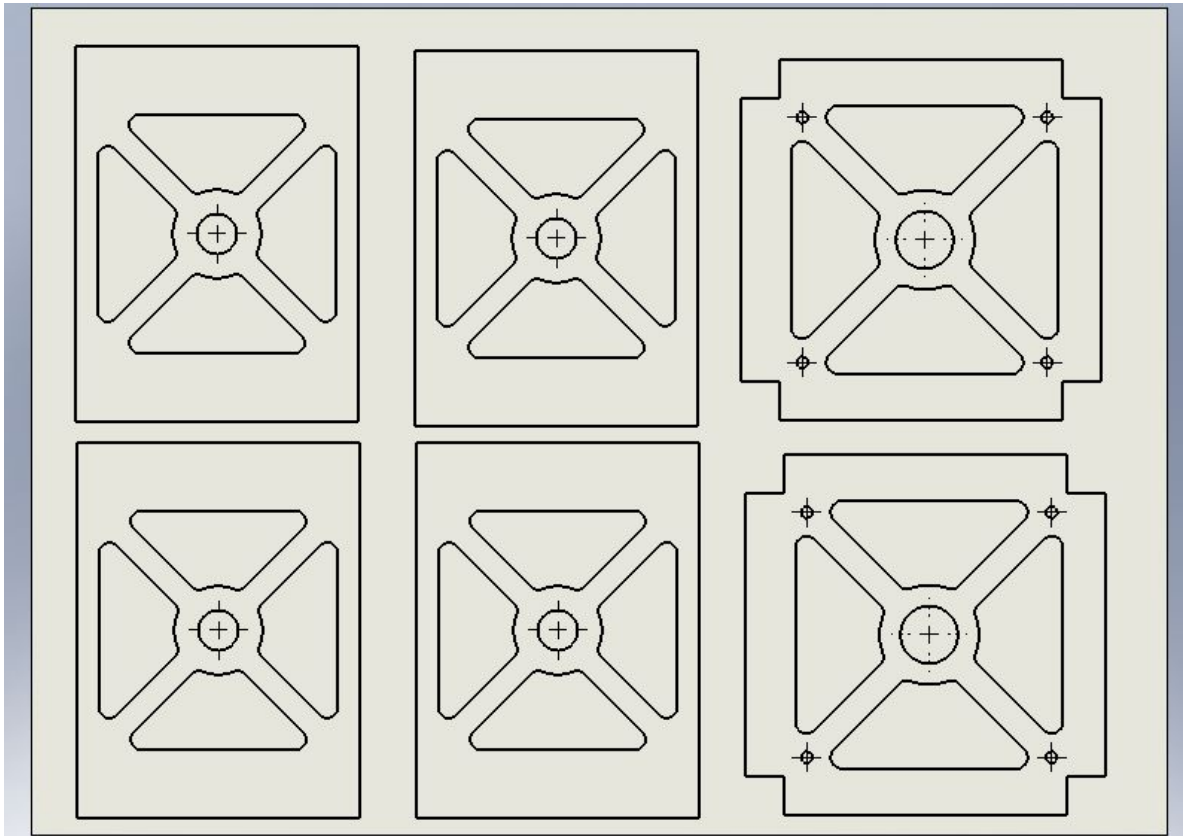


interno (DMP Digital Motion Processor) que ejecuta complejos algoritmos de *Motion-Fusion* para combinar las mediciones de los sensores internos, reduciendo el ruido, eliminando el *drift*, mejorando la medición y reduciendo así la necesidad de utilizar filtros posteriores.

Uno de los aspectos mas importante a tener en cuenta en la utilización de las IMU es la calibración del magnetómetro, pues este mide la fuerza y la dirección del campo magnético presente, es decir, el campo magnético de la tierra y cualquier campo magnético creado por elementos cercanos [18]. A partir del campo magnético de la tierra se determina el norte y se utiliza como marco de referencia externo para la medición de la actitud. Las distorsiones de la medición de campo electromagnético se clasifican en dos categorías: distorsiones de hierro duro y distorsiones de hierro suave. Los errores de hierro duro se refieren a la presencia de campos magnéticos alrededor del sensor (imanes, cables de alimentación) y están relacionados con los errores de compensación de medición, mientras que los errores de hierro blando se refieren a la presencia de materiales ferromagnéticos alrededor del sensor, lo que distorsiona la densidad del campo magnético de la Tierra y están relacionados con errores de compensación de escala [19].

3.3.2 Microcontrolador Para realizar la lectura de la IMU y para enviar la información a través del modulo de comunicación inalámbrico es necesario un microcontrolador. Para este proyecto se consideraron varias opciones (Table 3). El criterio de selección fue enfocado en la documentación y el costo, por tal motivo aunque se

Figure 13. Plano de corte para las caras del *CubeSat* estándar 1U.



considero que la mejor opción para el proyecto era utilizar el arduino pro mini por su nivel lógico a 3,3 [v]; dado que la IMU comparte esta característica; se terminó usando el arduino nano [20] pues tiene un lenguaje de programación muy flexible, es de código abierto, existe abundante documentación y al igual que el convertor de nivel lógico (3.3.3) no era necesario comprarlos, pues ya habían sido utilizados en un proyecto anterior y hacían parte del inventario inicial de componentes.

Tabla 3. **Opciones de microcontrolador para el proyecto.**

BOARD	ARDUINO PRO MINI	ARDUINO NANO	INTEL EDISON
Microcontrolador	Atmega 328	Atmega 328	CPU dual-core y MCU intel Quark
Voltaje de operación[v]	3.3 - 5	5	3.3 - 4.5
Comunicación	UART, SPI, I2C	UART, SPI, I2C	UART, I2C, SPI, SPI, BLUETOOTH, WIFI
Velocidad Relog[MHz]	8 para 3.3v, 16 para 5v	16	19.2
Costo[COP]	43.600	62.300	281.800

Figure 14. IMU MPU-9250.

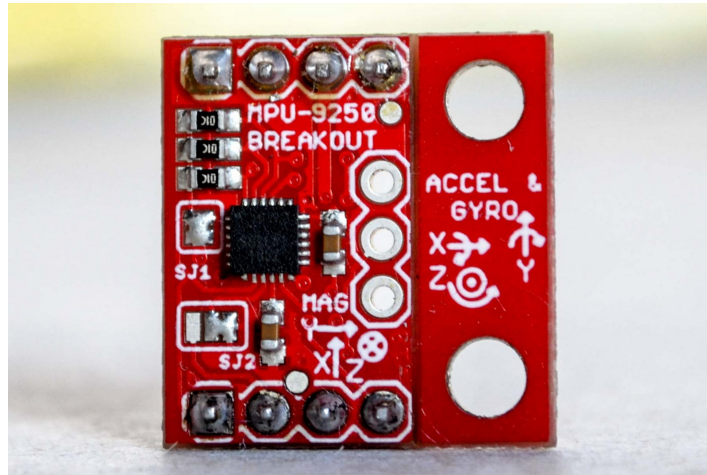
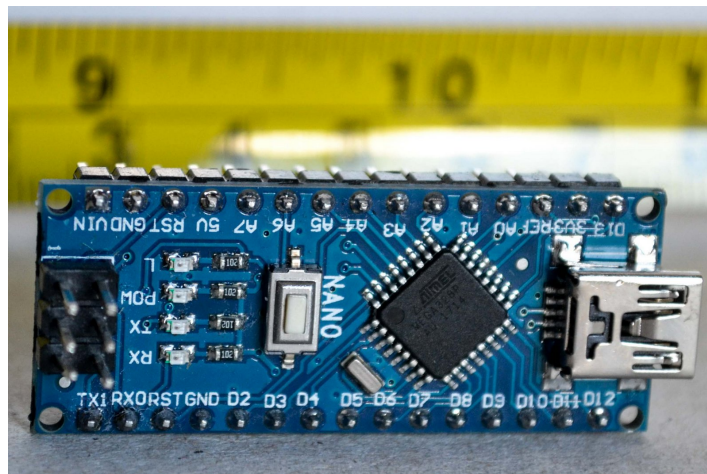


Figure 15. Arduino nano.



3.3.3 Convertidor de nivel lógico Se utilizo un convertidor de nivel lógico bidireccional (Figure 16) , este convertidor puede cambiar la tensión del nivel lógico de alto a bajo y/o bajo a alto en todos los canales [21]. En nuestro caso se utilizo para cambiar el nivel lógico del Arduino nano de 5 v a 3.3 y así lograr la comunicación con la IMU MPU9250.

3.3.4 Modulo de comunicación inalámbrica XBEE Los módulos de comunicación inalámbrica Xbee son módulos creados por digi international para la eliminación de cables en la comunicación serial, estos utilizan el protocolo de red llamado Zigbee basado en el estándar de comunicaciones para redes inalámbricas IEEE

Figure 16. Conversor de nivel lógico bidireccional de Sparkfun.

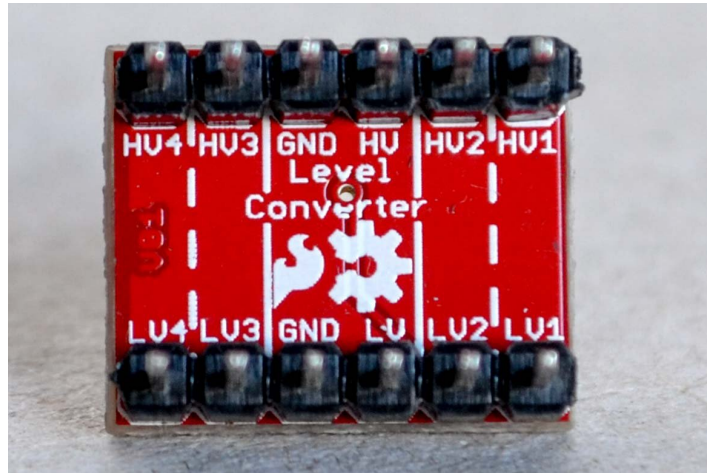


Figure 17. Módulo de comunicación inalámbrica Xbee S1.



4 802.15.4 creado por Zigbee Alliance para la creación de redes punto a multipuntos o redes punto a punto como es nuestro caso [22]. La comunicación de estos módulos se realiza en la banda libre de 2.4 GHz a una velocidad de transmisión de datos de hasta 256 *kbps*. los módulos Xbee tienen un consumo menor a 50mA, son económicos, con un alcance mayor a 30m en interiores y son fáciles de usar. Por otra parte, aunque se consideraron dos módulos de comunicación inalámbrica, (Table 4 se decidió usar módulos Xbee serie 1 (Figure 17) para este proyecto debido a la facilidad de su configuración, la confiabilidad en transmisión de información, su amplia documentación y su precio.

Tabla 4. Opciones de módulos de comunicación para el proyecto.

TRANSMISIÓN	XBEE S1	ESP-8266 12e (wifi)
Microcontrolador	N.A	Low power 32-bit MCU
Voltaje de operación del circuito[V]	2.8 - 3.4	3.0 - 3.6
Comunicación	UART	UART, SDIO, SPI, I2C
Velocidad de datos[Mbps]	0.25	54
Frecuencia[GHz]	2.4	2.4
Potencia TX[dbm]	0	+14
Sensitividad RX[dbm]	-92	-72
Costo[COP]	60.000	25.000
Documentación	Alta	Media

Figure 18. Baterías de litio tipo 18650.

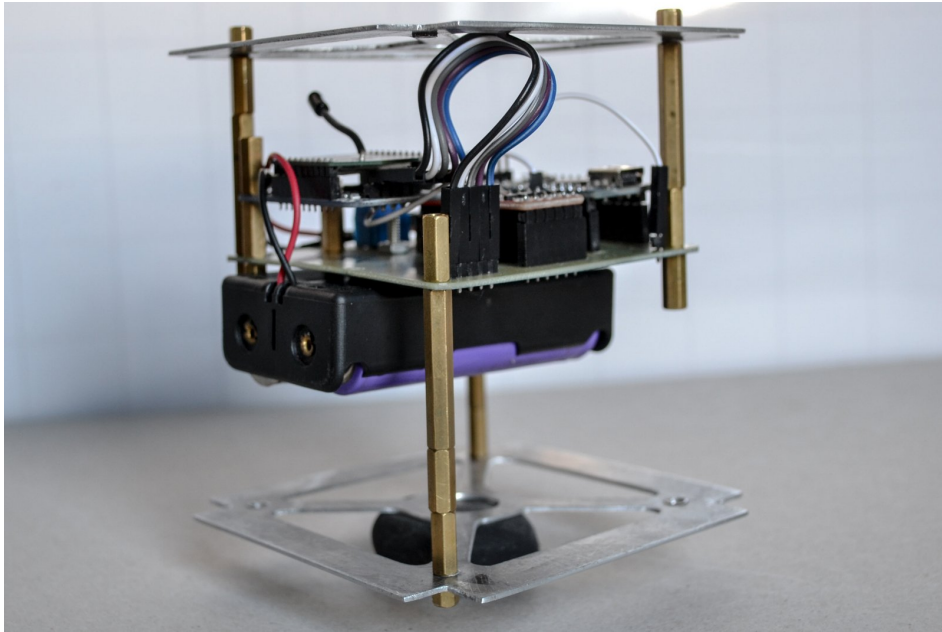


3.3.5 Fuente de alimentación Para este proyecto se decidió utilizar dos baterías de iones de litio tipo 18650 (figura 18). Esta batería tiene un voltaje y capacidad nominal de 3,60[V] y 2250[mAh] respectivamente, por otra parte, a plena carga cada batería entrega una corriente de 1100[mA] a 4,20[V] [23] con medidas físicas de 65mm de largo y 18mm de radio. Considerando el regulador AMS1117 presente en el arduino nano, la potencia consumida por los elementos electrónicos del sistema (Table 5) y las condiciones de tamaño y peso, se utilizaron dos baterías conectadas en serie mediante un porta-baterías ubicado en la parte inferior de la PCB (Figure 19). Estas baterías alimentan el arduino nano y este a su vez alimenta la IMU, el convertidor de nivel lógico y el modulo de comunicación.

Tabla 5. Características eléctricas del sistema.

Elemento	Tensión alimentación	Corriente Nominal [mA]
Shield Xbee S1	5	50
Transmisión		
Conversor de nivel	5	200
MPU9250	3,3	3,7

Figure 19. Carga útil del pico-satélite.



3.3.6 Encoder Rotacional Es un dispositivo electromecánico usado para medir la posición angular de un eje; existen dos tipos de *encoder*, los absolutos que tienen una codificación diferente para cada posición y los incrementales. Considerando el costo de los *encoders* de tipo absoluto, para este proyecto se busco uno de tipo incremental pues permite la detección de las rotaciones, la velocidad angular, ángulo y la aceleración, basándose en el conteo de los impulsos enviados por la salida electrónica del sensor. Este tipo de *encoder* funciona generando 2 ondas cuadradas A y B desfasadas 90° , el pulso de la señal A esta en el flanco descendente, luego cuando se gira en el sentido horario el pulso B siempre es positivo mientras si se gira en sentido antihorario el pulso B es negativo, de manera que por medio de código se pueden estimar las características mencionadas anteriormente. Estos están fabricados con diferentes resoluciones dependiendo de la aplicación a usar las cuales varían entre 6-1024 p/v (pasos por vuelta). La finalidad de este sensor en el presente proyecto es determinar los ángulos de Euler generados por

el giroscopio, siendo acoplados a cada eje de giro y así contrastando esta medida con los ángulos de Euler censados con la IMU en estudio, para conocer la incertidumbre que adiciona el giroscopio en la medida de el quaternion.

Para este trabajo se tuvieron en cuenta dos *encoder* del tipo incremental con resoluciones mayores a 360 *pulsos/revolucion* (Table 6), uno de los cuales adiciona el canal z, es decir, una señal que indica cuando el *encoder* alcanza la posición inicial. Para la elección del dispositivo se considero la resolución y el costo, dando como resultado el *encoder* rotativo incremental de 600 *p/v* de origen Chino

Figure 20. *Encoder* rotativo incremental de 600 *p/v*.



3.4. Filtro Kalman

La matriz antisimétrica H que es denominada matriz de relación de las mediciones se genera cargando los datos del magnetómetro tomados en tiempo real y seguidamente normalizados; antes agregándole ruido blanco gaussiano a cada valor para observar los

Tabla 6. Opciones de *encoder* para el proyecto.

<i>Encoder</i>	Rot Incremental	OMRON Rot
Resolución[p/r]	600	600
Voltaje operación del circuito[v]	5 - 24	5 - 24
Fases de Salida	A, B	A, B, Z
Máx Velocidad Mecánica[r/min]	5000	6000
Frecuencia Respuesta[KHz]	20	100
Costo[COP]	32.000	92.000

efectos del filtro.

$$b_1 = z(4) + randn(1)/100 \quad (3.1)$$

$$b_2 = z(5) + randn(1)/100 \quad (3.2)$$

$$b_3 = z(6) + randn(1)/100 \quad (3.3)$$

$$H = \begin{bmatrix} 1 & -b_3 & b_2 & -b_1 \\ b_3 & 1 & -b_1 & b_2 \\ -b_2 & b_1 & 1 & -b_3 \\ b_1 & -b_2 & b_3 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

Donde, $z(4)$, $z(5)$, $z(6)$ son los valores extraídos del magnetómetro. La matriz que incluye el tensor de inercia calculado en un trabajo previo [14] y que incluye la razón de cambio del *quaternion*, denominada *phi*.

$$phi = \begin{bmatrix} 0 & 0,6896 & -0,1350 & 0,4457 \\ -0,6896 & 0 & 0,5062 & 0,4529 \\ 0,1350 & -0,5062 & 0 & 0,4600 \\ -0,4457 & -0,4529 & -0,4600 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

Se definen las condiciones iniciales, \hat{X}_{k-1} , estado inicial del *quaternion* que en el código

se denomina xh ;

$$xh = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.6)$$

La matriz inicial de covarianza del error P_{k-1} , Qd matriz de ruido del proceso y R matriz de ruido de las mediciones,

$$P = \begin{bmatrix} 10 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 10 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 10 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 10 \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

$$Qd_{4 \times 4} = \begin{bmatrix} Qd & 0 & 0 & 0 \\ 0 & Qd & 0 & 0 \\ 0 & 0 & Qd & 0 \\ 0 & 0 & 0 & Qd \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

$$R_{4 \times 4} = \begin{bmatrix} R & 0 & 0 & 0 \\ 0 & R & 0 & 0 \\ 0 & 0 & R & 0 \\ 0 & 0 & 0 & R \end{bmatrix} \quad (3.9)$$

Por ultimo se aplica el filtro de las ecuaciones (7) a (11) siendo Z_k denominado en el código $z(7), z(8), z(9), z(10)$ el *quaternion* tomado en tiempo real.

El proceso del filtro se realiza con el siguiente psuedo-código.

- 1 $a = fscanf(\text{puerto1})$
- 2 $z = str2num(a)$
- 3 $H \leftarrow z(4 : 6)$
- 4 $K = P * H' / (H * P * H' + R)$
- 5 $xh = xh + K * (z(7 : 10)' - H * xh)$
- 6 $P = P - K * H * P$

$$7 \quad xh = Phi * xh$$

$$8 \quad P = Phi * P * Phi' + Qd$$

Inicialmente se realiza la lectura del puerto serial(1), luego se convierten los datos de variable string a numero y se asigna la lectura del magnetómetro mas un ruido blanco a la matriz H (2)y(3), seguidamente se halla la ganancia del filtro(4), ademas se asigna el *quaternion* actual, junto con el *xh* inicial y la ganancia K para corregir el valor de la medición(5), se corrige la covarianza(6), Se predice el dato de la medición(7) y por ultimo se predice la covarianza(8).

Llegados a este punto se continua con las iteraciones refrescando los valores actuales.

Capítulo 4

RESULTADOS Y ANALISIS

4.1. Prototipo de pico-satélite con características de forma, tamaño y peso del estándar *CubeSat*.

Se construyó un prototipo de pico-satélite (Figure 11) con características de forma, tamaño y peso que se muestran en la Tabla 7, las cuales cumplen con el estándar *CubeSat*.

Tabla 7. Características de forma tamaño y peso del prototipo fabricado y del estándar *CubeSat*.

Característica	Prototipo pico-satélite	Estándar CubeSat
Ancho [mm]	98.5	100
Largo [mm]	99	100
Alto [mm]	100	100
Peso [g]	680	<1300
Forma	cubica	cubica

El material utilizado para su construcción es aluminio arquitectónico (aluminio 5005), el cual al no ser un material ferromagnético evita adicionar errores en la medición del magnetómetro y por lo tanto en la medición de la IMU. Por otra parte aunque las características del material usado difieren del exigido por el estándar, la finalidad de este prototipo fue afianzar la comprensión del estándar, servir de soporte a la electrónica necesaria para medir la actitud y finalmente probar la funcionalidad del diseño del giroscopio.

4.2. Giroscopio como simulador de movimiento rotacional aleatorio sobre los 3 ejes.

El resultado final del giroscopio es una estructura metálica de 3 aros concéntricos pintada de color negro (Figure 10) que tiene la capacidad de girar en los 3 ejes del sistema cartesiano tridimensional. Este dispositivo permitió validar los datos censados por la IMU al compararlos con los datos registrados por el *encoder* conectado a uno de sus ejes mientras los otros dos permanecían fijos. Por otra parte los problemas a la hora de construir el giroscopio se ven reflejados en los datos obtenidos al validar el sistema, pues los ejes al no estar centrados generan vibraciones que producen picos en los datos de la IMU, además no permiten un correcto acople entre el eje del giroscopio y el eje del *encoder*, adicionando así errores en la medición del ángulo. A continuación se muestran las gráficas obtenidas al comparar los ángulos de Euler censados por la IMU y los registrados con el *encoder*. Para realizar esta toma de datos se fijaron 2 ejes y se realizó una rotación completa sobre el restante tomando en promedio 1200 muestras. Debido al uso de un *encoder* incremental al momento de iniciar el registro de datos su valor inicial es cero sin importar el marco de referencia, mientras que la el ángulo captado por la IMU depende del marco de referencia, por lo anterior fue necesario realizar una corrección de los datos adicionando a los datos del *encoder* el valor inicial registrado por la IMU. Este procedimiento se replicó 3 veces por cada eje obteniendo los datos mostrados en la Tabla 8

En la Figura 21 observamos el comportamiento del ángulo *roll* registrado por el *encoder* y la unidad de medida inercial; de igual forma observamos las mediciones registradas del ángulo *yaw* y el ángulo *pitch* respectivamente en las Figuras 22 y 23.

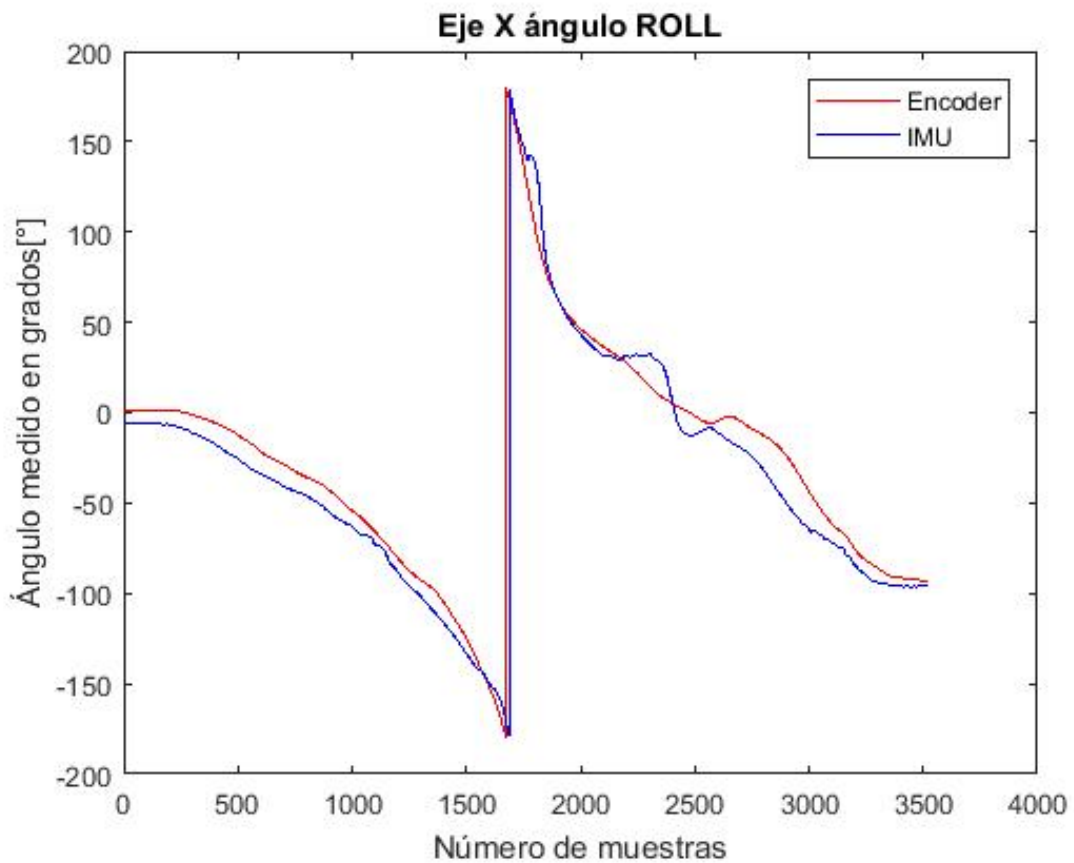
El error de las muestras tomadas en el primer experimento Figura 24 para el ángulo ROLL tiene un promedio de 0,018 y una desviación estándar de 4,289.

El error de las muestras tomadas en el primer experimento figura 25 para el ángulo YAW tiene un promedio de 0,1485 y una desviación estándar de 12,8497.

El error de las muestras tomadas en el primer experimento Figura 26 para el ángulo PITCH tiene un promedio de 0,054 y una desviación estándar de 4,5403.

Finalmente los datos registrados en los demás experimentos se muestran en la Tabla 8, a partir de las distribuciones y los datos se observa un error menor al 30% agrupados cerca al promedio. La magnitud de este error se debe a diferentes factores mostrados a

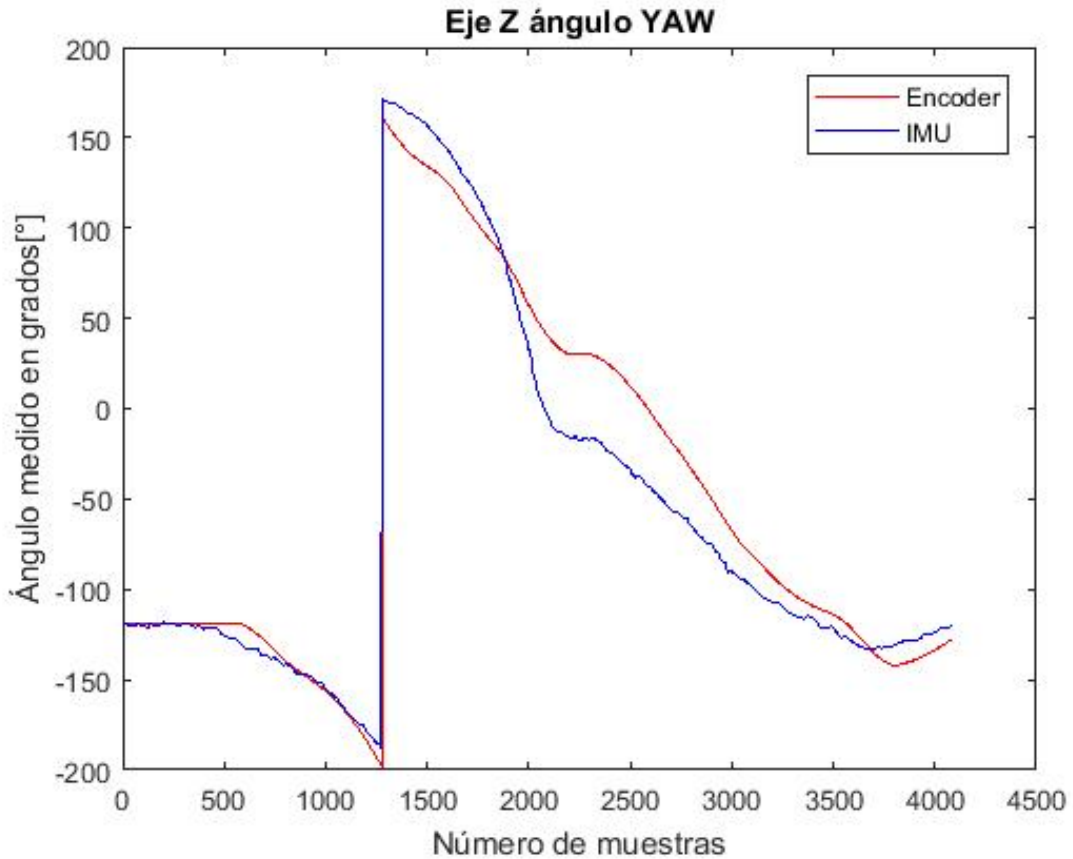
Figure 21. Datos IMU y *encoder* para rotación en eje *roll*



continuación:

- ❖ Las perturbaciones de la IMU tales como vibraciones producen picos de gran magnitud y corta duración.
- ❖ La sincronización de los datos del *encoder* y la IMU, pues la frecuencia de muestreo del *encoder* es aproximadamente 3 veces mayor a la IMU.
- ❖ El sitio donde se realizaron las pruebas no es un ambiente controlado por tanto sufre cambios en condiciones como temperatura, humedad y presencia de campos magnéticos generando errores en la lectura del magnetómetro y por tanto errores en la medición de IMU.

Figure 22. Datos IMU y *encoder* para rotación en eje *yaw*

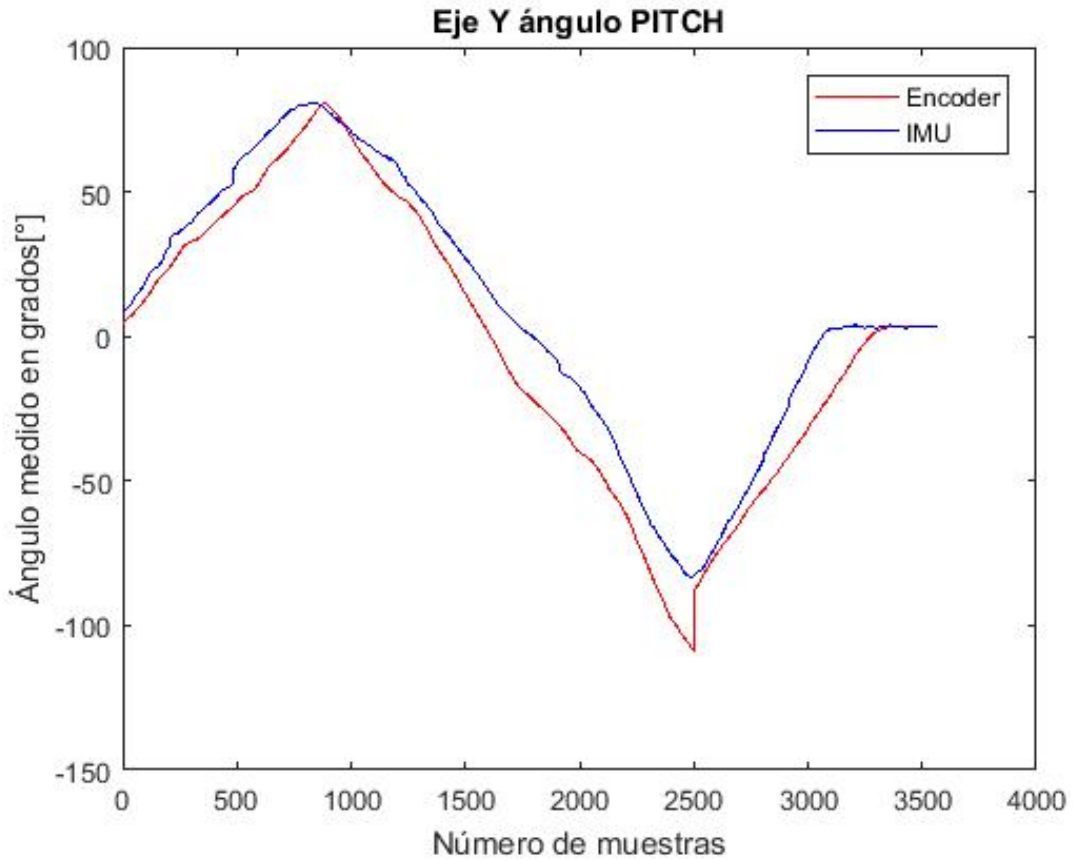


4.3. Adquisición del *quaternion* censado y el *quaternion* estimado por el filtro Kalman

Para determinar el *quaternion* de actitud se construyó en MATLAB una interfaz gráfica de usuario (Figura 27) en la que se muestra información en tiempo real. Esta interfaz esta compuesta por 5 subventanas que nos muestran el *quaternion* real, seguidamente el *quaternion* estimado por el filtro kalman, el error en tiempo real de el dato estimado con respecto al real, las etiquetas de cada componente de el *quaternion* y por ultimo un cuadro que nos permite leer los errores promedio durante la medición con respecto a cada componente.

Para la validación de los datos de actitud estimados por el filtro se realizaron 20 experimentos cada uno con 380 muestras en promedio, en estas pruebas se comparó el

Figure 23. Datos IMU y *encoder* para rotación en eje *pitch*

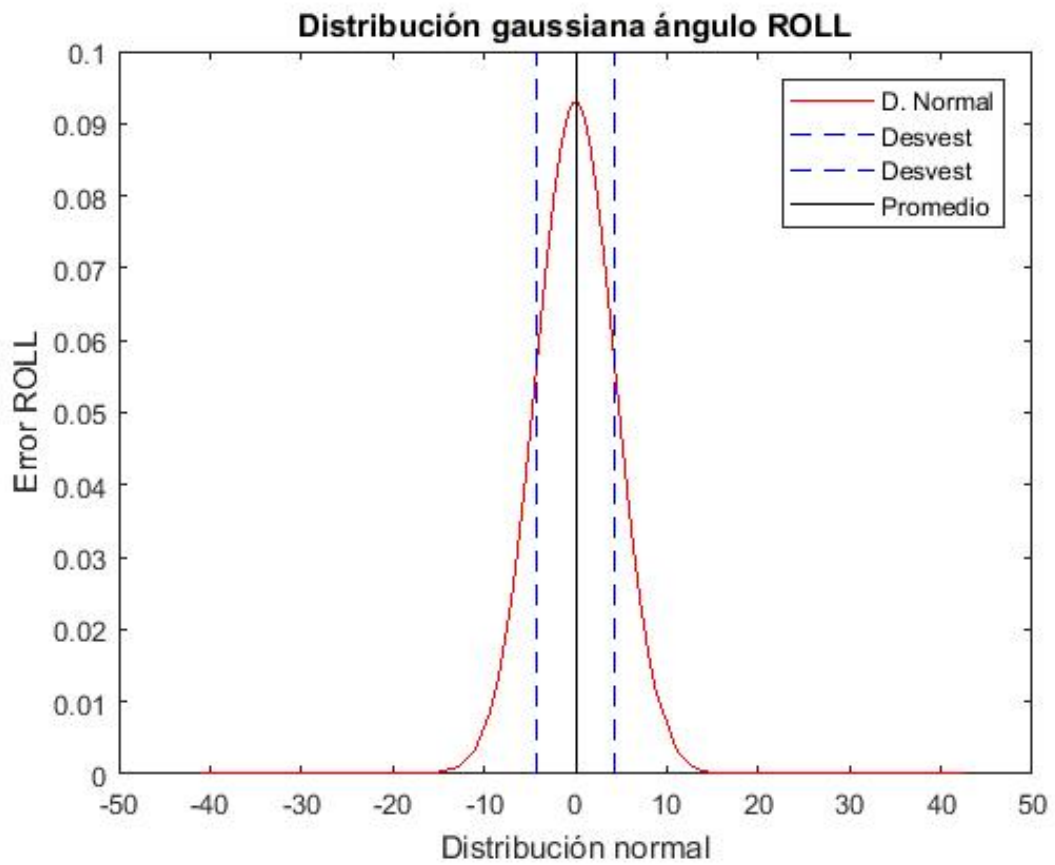


quaternion real con el estimado por el filtro y se halló q_{err} a partir de (1.4) (Figure 28). Las componentes de q_{err} cuando el error tiende a cero, tienden a las componentes del *quaternion* identidad q_I , por lo que se compara componente a componente de q_{err} y q_I . Para cada prueba experimental se calculó el error relativo de cada componente, tomando como dato teórico q_I y como dato experimental q_{err} , posteriormente el error relativo promedio de cada componente y finalmente el promedio de todas las pruebas experimentales dando como resultado los datos mostrados en la Tabla ??.

De los datos de la tabla anterior se observa que las componentes de la actitud estimadas respecto a las reales tienen una diferencia menor a 0,1. Los resultados obtenidos teniendo en cuenta que el procesamiento se realiza en tiempo real son muy buenos, debido a que en el proceso de censar la actitud con la IMU y transmitir los datos por el Xbee pueden aparecer datos que no se acoplan a la tendencia del resto.

En las Figuras 30, 31, 32, 33 se muestra la distribución normal del error para cada

Figure 24. Distribución gaussiana de los errores del ángulo *roll*



componente del *quaternion* estimado. A partir de estas gráficas se observa que los datos están agrupados cerca al promedio.

Figure 25. Distribución gaussiana de los errores del ángulo *yaw*

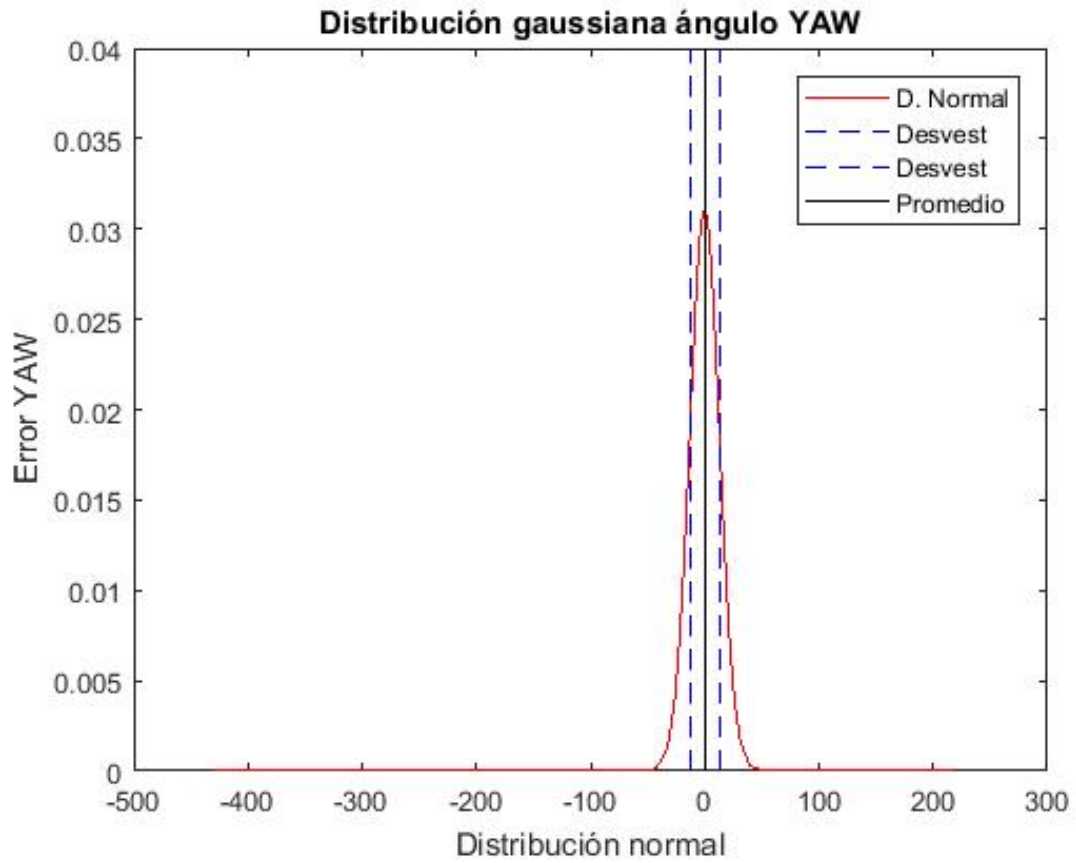


Tabla 8. Errores promedio en la medición de los ángulos de Euler registrados por la IMU.

Error promedio ángulos Euler			
	YAW	PITCH	ROLL
1	0,1485	0,0540	0,0180
2	0,2264	0,2855	0,2383
3	0,1142	0,0408	0,4976
	0,1630	0,1267	0,2513

Figure 26. Distribución gaussiana de los errores del ángulo *pitch*

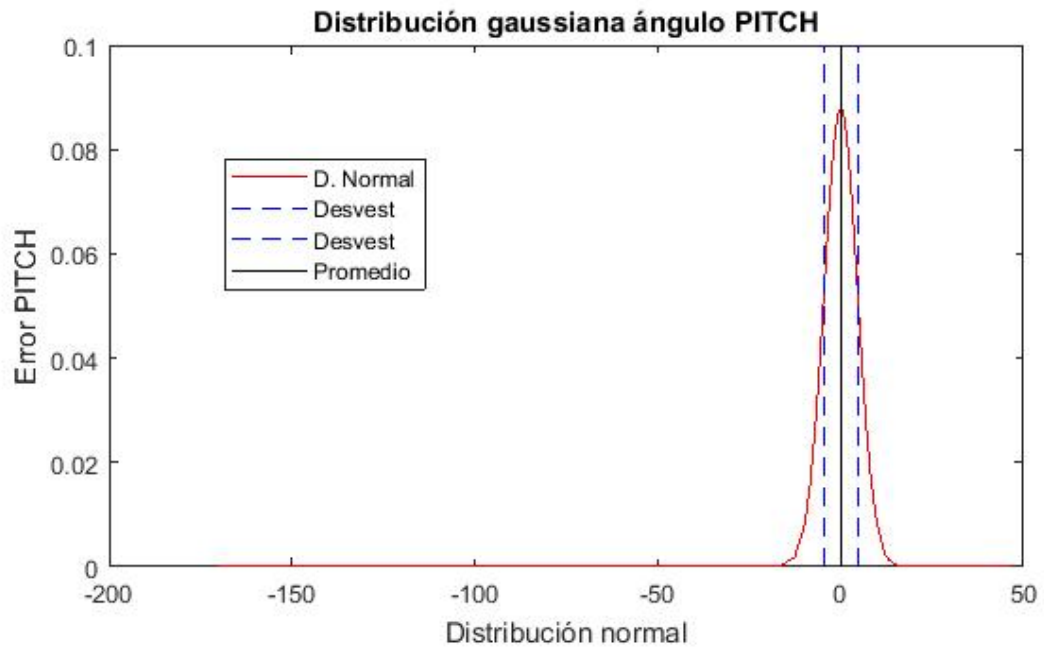


Figure 27. Interfaz gráfica de usuario para la visualización en tiempo real del *quaternion* medido y estimado.

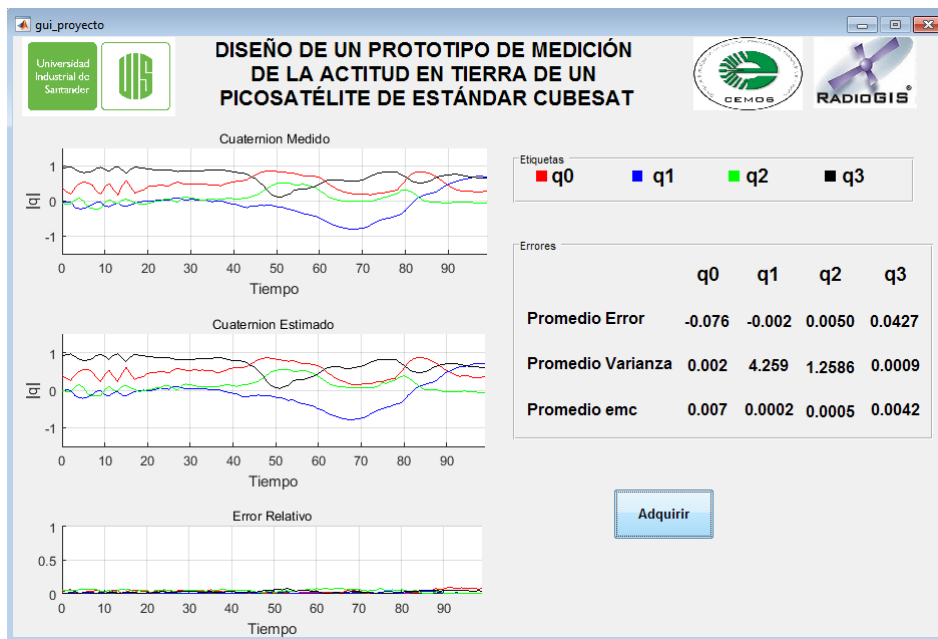


Figure 28. Error del *quaternion*.

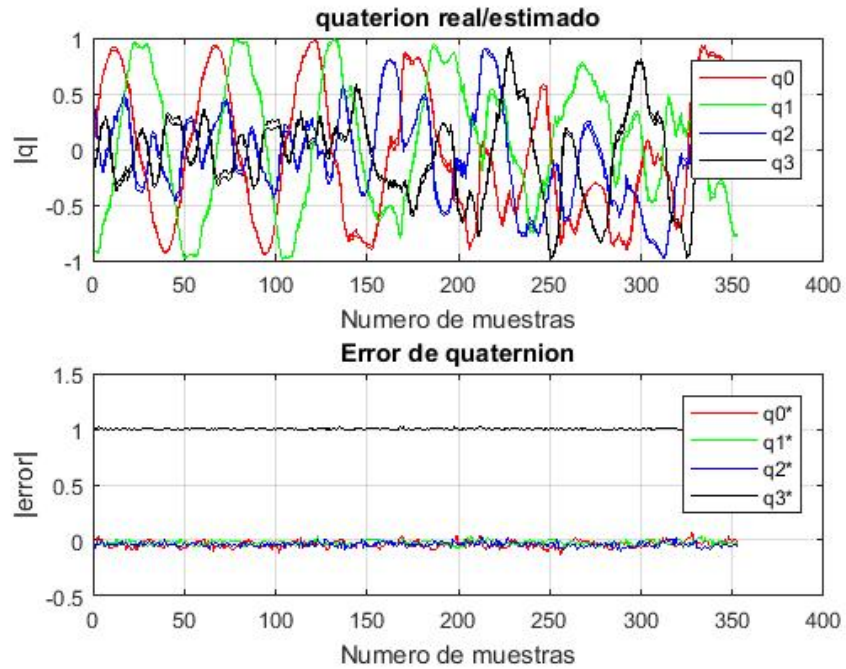


Figure 29. Correlación del *quaternion*.

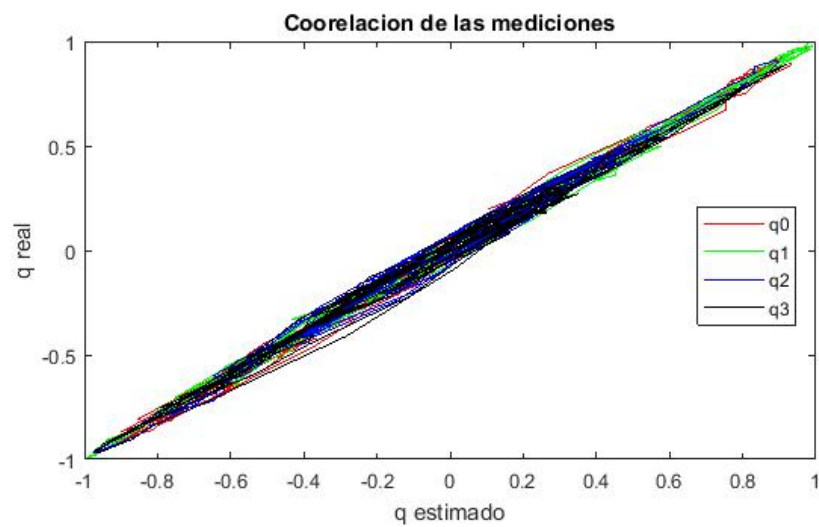


Tabla 9. Promedio del q_{err} de las 20 tomas de datos.

	Promedio q_{err}			
	q0	q1	q2	q3
1	-0,0673	-0,0392	-0,0729	0,9902
2	-0,0717	-0,0536	-0,1186	0,9699
3	-0,0723	-0,0525	-0,1105	0,9793
4	-0,0631	-0,0329	-0,0749	0,9914
5	-0,0759	-0,0533	-0,1062	0,9780
6	-0,0853	-0,0574	-0,1283	0,9580
7	-0,0843	-0,0563	-0,1729	0,9302
8	-0,0912	-0,0716	-0,1168	0,9884
9	-0,1040	-0,1680	-0,2342	0,8045
10	-0,0440	-0,0321	-0,0556	0,9962
11	-0,0537	-0,0447	-0,0677	0,9920
12	-0,0830	-0,0826	-0,1546	0,9420
13	-0,1050	-0,0528	-0,0328	0,9655
14	-0,0981	-0,0362	-0,0440	0,9791
15	-0,1118	-0,0422	-0,0282	0,9485
16	-0,0540	-0,0316	-0,0650	0,9933
17	-0,0673	-0,0349	0,0390	0,8739
18	-0,0474	-0,0434	-0,0399	0,9900
19	-0,0560	-0,1262	-0,2628	0,8467
20	-0,0356	-0,0204	-0,0372	1,0016
Promedio	-0,0736	-0,0566	-0,0942	0,9559

Tabla 10. Desviación estándar del promedio de q_{err} de las 20 tomas de datos.

	Desviación estándar q_{err}			
	q0	q1	q2	q3
1	0,0248	0,0218	0,0217	0,0084
2	0,0579	0,0376	0,0466	0,0204
3	0,0550	0,0452	0,0339	0,0290
4	0,0208	0,0178	0,0190	0,0111
5	0,0466	0,0261	0,0302	0,0320
6	0,0763	0,0439	0,0614	0,0316
7	0,1571	0,1664	0,1330	0,0814
8	0,0720	0,0773	0,0516	0,3007
9	0,1301	0,1012	0,1565	0,0983
10	0,0153	0,0132	0,0168	0,0060
11	0,0207	0,0223	0,0231	0,0084
12	0,0843	0,0637	0,0726	0,0466
13	0,0826	0,0582	0,0792	0,0255
14	0,0513	0,0438	0,0296	0,0139
15	0,0961	0,0766	0,1124	0,0463
16	0,0176	0,0160	0,0128	0,0062
17	0,1611	0,1238	0,1933	0,0865
18	0,0428	0,0321	0,0397	0,0147
19	0,1320	0,0965	0,0771	0,0522
20	0,0301	0,0198	0,0220	0,0078
Promedio	0,0687	0,0552	0,0616	0,0463

Figure 30. Distribución gaussiana de la componente q_0 de los promedios de q_{error} .

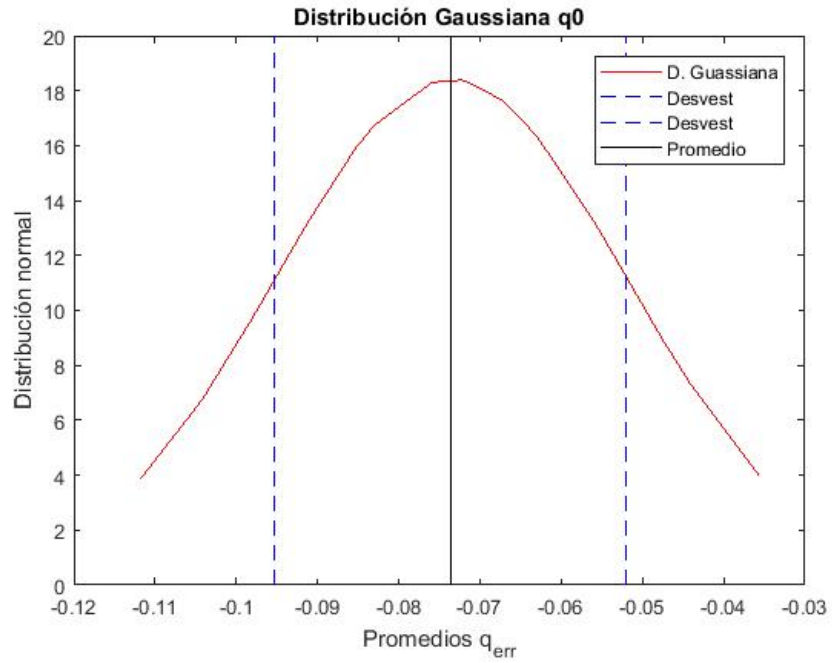


Figure 31. Distribución gaussiana de la componente q_1 de los promedios de q_{error} .

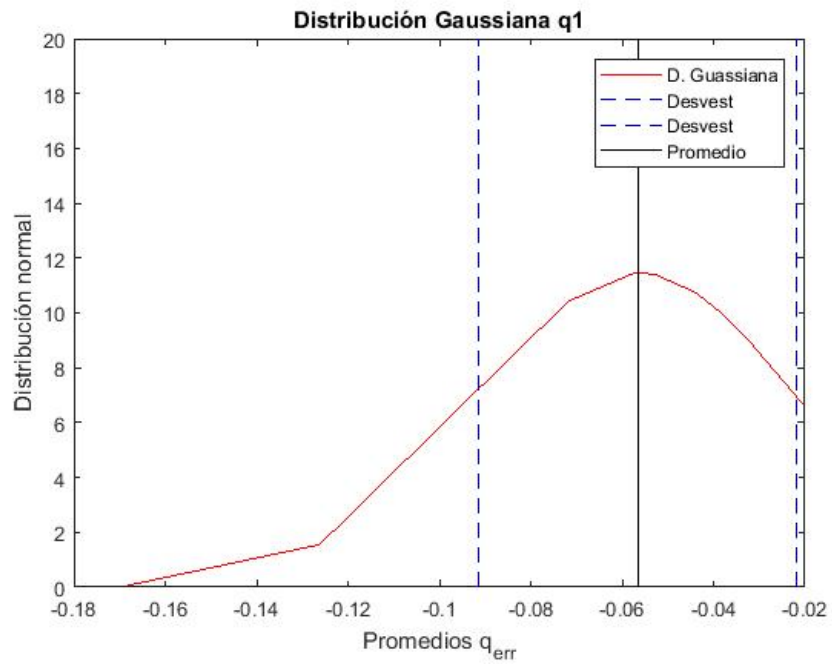


Figure 32. Distribución gaussiana de la componente q_2 de los promedios de q_{error} .

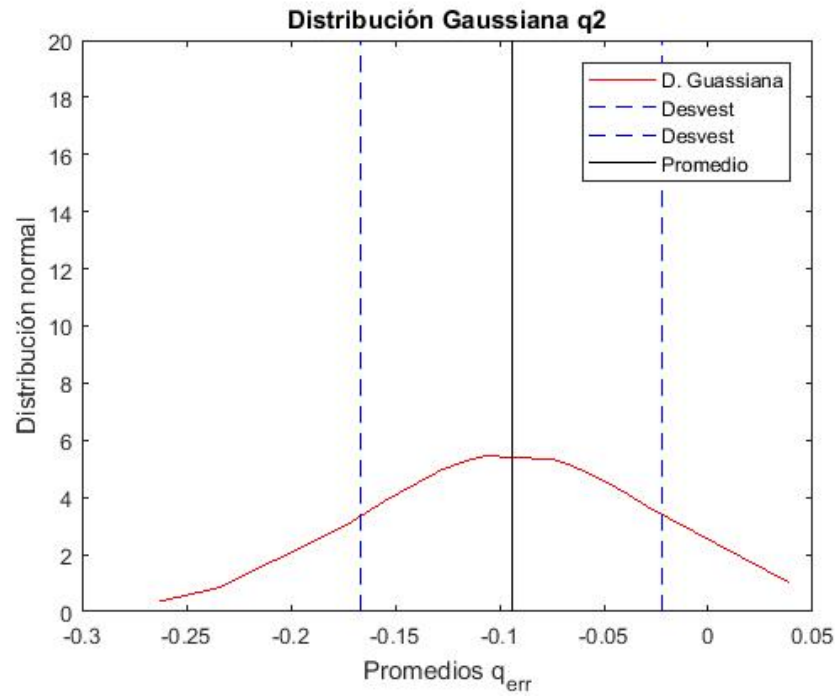
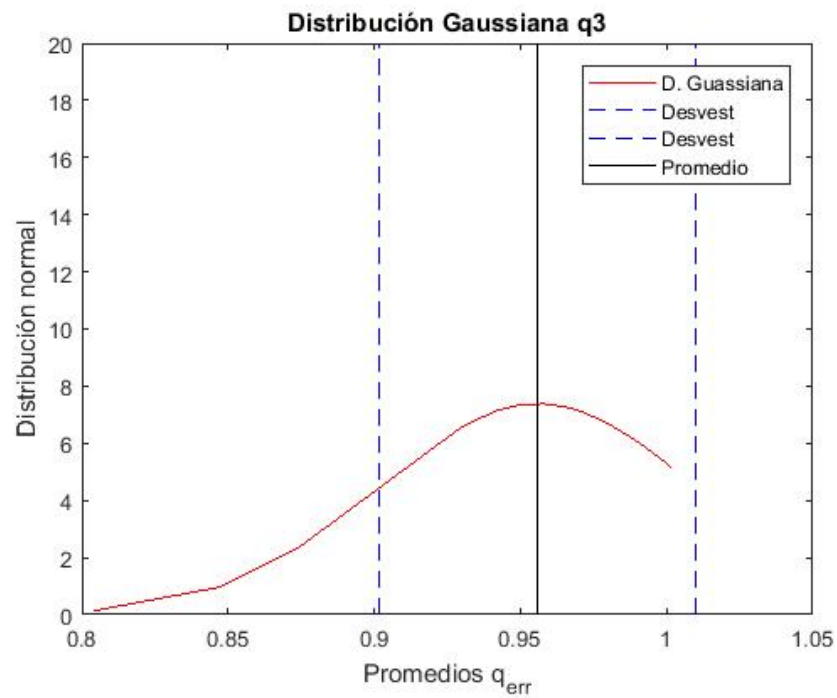


Figure 33. Distribución gaussiana de la componente q_3 de los promedios de q_{error} .



Capítulo 5

CONCLUSIONES

- ❖ El conjunto giroscopio de 3 ejes e IMU es capaz de medir las rotaciones con un error relativo promedio de 0,1803 en los ejes *yaw pitch* y *roll*.
- ❖ Al momento de construir el giroscopio de 3 ejes hay que tener en cuenta el bloqueo de cardan, que consiste en la pérdida de información de una de sus rotaciones cuando 2 de sus tres ejes coinciden en el mismo plano, esto afecta directamente cuando se esta representado la orientación de un objeto. Se puede solucionar ubicando una carga en uno de los ejes para que impida que estos se bloqueen.
- ❖ Para la determinación de la actitud es importante elegir una IMU de 9 grados de libertad, puesto que al incluir un magnetómetro permite hacer correcciones de medición en el giro sobre el eje Z que corresponde al ángulo de Euler *yaw*, adicionalmente se debe realizar una correcta calibración de este sensor, pues de no hacerlo se produce en los datos un deslizamiento constante, el cual no corresponde con el movimiento real del sensor.
- ❖ El poder estimar la actitud de un pico-satélite en tierra inicialmente con un error del 20 %, es uno de los primeros pasos de la universidad en su enfoque a largo plazo de poner en órbita un pico-satélite de estándar *CubeSat 3U*.
- ❖ La similitud del *quaternion* estimado y el medido se puede entender ya que en el momento de las pruebas se presentaron pocas perturbaciones en comparación a las circunstancias reales de operación.
- ❖ La adición de un ruido blanco aditivo gaussiano de $\text{ramdon}/100$ a las medidas obtenidas por la unidad de medida inercial embebida sobre el prototipo de pico-

satélite y usadas en la matriz de sensibilidad de la medición del filtro demuestran que el algoritmo implementado en este proyecto presenta excelentes prestaciones.

REFERENCES

- [1] PINZÓN CABRERA, P. R., AND DÍAZ GONZÁLEZ, F. Revisión del contexto operacional del software de monitoreo y control en tierra de un nanosatélite. *Tecnología Investigacion y Academia* 4, 2344-8288 (2016), 56–72.
- [2] ORTIZ GARCÍA, P. A., AND MUÑOZ CARMONA, S. E. Propuesta de Implementación del Sistema de Orientación para un Picosatélite en Órbita. *Univesidad Distrital Francisco José de Caldas*, 2248-762X (2017), 145.
- [3] CLARKE, M. Cost Effective Attitude Control Validation Test Methods for CubeSats Applied to PolarCube, 2016.
- [4] LIANG, W. *Attitude Estimation of Quadcopter through Extended Kalman Filter*. PhD thesis, Lehigh University, 2017.
- [5] DEL CASTILLO, G. Representing rotations by quaternions. *Miscelánea Matemática* (1999).
- [6] MARKLEY, F. L., AND CRASSIDIS, J. L. *Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control*. 2014.
- [7] GOLDSTEIN, H., POOLE, C. P., AND SAFKO, J. L. *Classical mechanics*, 3rd ed. Addison Wesley, 2002.
- [8] JAMALIPOUR, A. *Low Earth Orbital Satellites for Personal Communication Networks*, Artech House. 1997.
- [9] KASPER, F. J., AND VINTHER, K. *Attitude Determination and Control System for AAUSAT3*. PhD thesis, AALBORG UNIVERSITY, 2010.

- [10] BREWER, M. R. CubeSat Attitude Determination and Helmholtz Cage Design. 92.
- [11] CALPOLY. Cubesat design specification. *The CubeSat Program, California Polytechnic State . . .*, June 2004 (2009), 22.
- [12] ARANDA ROMASANTA, M. E. *Estudio y aplicación del Filtro de Kalman en fusión de sensores en UAVs*. PhD thesis, Universidad de Sevilla, 2017.
- [13] KALMAN, R. E. A new approach to linear filtering and prediction problems. *Journal of basic Engineering* 82, 1 (1960), 35–45.
- [14] FORERO MARTINEZ, D. E. Diseño del Bloque de Estimación de un Sistema ADCS para un Pico Satélite de Estándar CubeSat Usando Filtro de Partículas como Técnica de Estimación.
- [15] RODRÍGUEZ LUBIÁN, M. *Control y Estimación de la Actitud de un Vehículo Espacial*. PhD thesis, Universidad de Sevilla, 2013.
- [16] SPARKFUN. IMU MPU-9250 - SEN-13762.
- [17] SPARKFUN. Triple axis accelerometer and gyro breakout - mpu-6050 - sen-11028.
- [18] MATSELENAK, Y. Advanced hard and soft iron magnetometer calibration for dummies. *DIY Drones, June* (2014).
- [19] TREFFERS, C., AND VAN WIETMARSCHEN, L. Position and orientation determination of a probe with use of the IMU MPU9250 and a ATmega328 microcontroller, 2016.
- [20] RADIOSPARES, AND RADIONICS. Arduino Nano datasheet.
- [21] SPARKFUN ELECTRONICS. Logic Level Converter - BOB-11978 - Datasheet.
- [22] OYARCE, A., AND MARTIN, E. Guía del Usuario XBEE Series 1. *Ingeniería MCI Ltda* (2010), 72.
- [23] EEMB CO. Lithium-ion Battery 18650 Datasheet.

BIBLIOGRAFÍA

ARANDA ROMASANTA, María Esther. Estudio y aplicación del Filtro de Kalman en fusión de sensores en UAVs, 2017.

BREWER, Megan R. CubeSat attitude determination and helmholtz cage design. Air Force Institute of Technology Wright-Patterson Air Force Base OHIO graduate School of Engineering and Management, 2012.

CLARKE, Maxim A. H. Cost effective attitude control validation test methods for cubeSats applied to PolarCube. To obtain the degree of Master of Science. Netherlands: Delft University of Technology, 2016.

FARHAT, Assaad, *et al.* Attitude Determination and Control System for CubeSat. Tech. Worcester: Worcester Polytechnic Institute, 2013.

FORERO MARTINEZ, David Eugenio. Diseño del Bloque de Estimación de un Sistema ADCS para un Pico Satélite de Estándar CubeSat Usando Filtro de Partículas como Técnica de Estimación, 2016.

GOLDSTEIN, Herbert; POOLE, Charles P. y SAFKO, John L. Classical Mechanics: Pearson New International Edition. Pearson Higher Ed, 2014.

JAMALIPOUR, Abbas. Low earth orbital satellites for personal communication networks, Artech House. Inc., Norwood, MA, 1997.

JENSEN, Kasper Fuglsang y VINTHER, Kasper. Attitude determination and control system for AAUSAT3. Master's Thesis, Aalborg University, 2010.

KALMAN, Rudolph Emil. A new approach to linear filtering and prediction problems. Journal of basic Engineering, 1960.

- MARKLEY, F. Landis y CRASSIDIS, John Lucas. Fundamentals of spacecraft attitude determination and control. New York: Springer, 2014. p.354.
- MATSELENAK, Yury. Advanced hard and soft iron magnetometer calibration for dummies. DIY Drones, June, 2014.
- MUNAKATA, Riki, et al. Cubesat design specification rev. 12. The CubeSat Program, California Polytechnic State University, 2009, vol. 1.
- ORTIZ GARCÍA, Paola Andrea; MUÑOZ CARMONA, Sergio Esteban y ÁVILA AN-GULO, Miguel Antonio. Propuesta de Implementación del Sistema de Orientación para un Picosatélite en órbita. Redes de Ingeniería, 2016.
- OYARCE, Andrés; AGUAYO, Paul y MARTIN, Eduard. Guía del usuario xbee series 1. Ingeniería MCI Ltda, 2010.
- PINZÓN CABRERA, Pablo Roberto y DÍAZ GONZÁLEZ, Freddy Alexander. Revisión del contexto operacional del software de monitoreo y control en tierra de un nanosatélite. Tecnología Investigación y Academia, 2016, vol. 4, no 1.
- RODRÍGUEZ LUBIÁN, Mario. Control y estimación de la actitud de un vehículo espacial. Andalucía: Universidad de Sevilla. Escuela Superior de Ingenieros, 2003.
- TORRES DEL CASTILLO, Gerardo Francisco. Representing rotations by quaternions. Miscelánea Matemática. 29, 1999.
- TREFFERS, Charlotte y VAN WIETMARSCHEN, Luc. Position and orientation determination of a probe with use of the IMU MPU9250 and a ATmega328 microcontroller, 2016.