

Diseño e Implementación de un Sistema de Determinación y Control de Actitud para CubeSats

Victor Daniel Cabrera Espinola¹, Guillermo Ruben Argüello Alegre², Msc. Enrique G. Paiva³, Dr. Diego H. Stalder³, Msc. Sergio R. Toledo³

¹Alumno, victorcabrerawrt@hotmail.com, Facultad de Ingeniería. Universidad Nacional de Asunción. San Lorenzo, Paraguay

²Alumno, guille94arguello@gmail.com, Facultad de Ingeniería. Universidad Nacional de Asunción. San Lorenzo, Paraguay

³Orientador, Facultad de Ingeniería. Universidad Nacional de Asunción. San Lorenzo, Paraguay

Palabras clave:

- Sistemas de Determinación y Control de Actitud (ADCS)
- Magnetorquer
- Rueda de reacción
- Jaula de Helmholtz

Resumen

El Sistema de Determinación y Control de Actitud (ADCS) es un subsistema crucial de un satélite CubeSat, ya que proporciona precisión y estabilidad de puntería para las cargas útiles y las antenas, utilizando sensores para determinar y actuadores para controlar la actitud. El presente Trabajo Final de Grado presenta el diseño e implementación de un modelo conceptual ADCS para un CubeSat de 1-U. Son implementados, el algoritmo del filtro Madgwick para determinar la actitud a partir de una representación de cuaterniones, y el método de compensación PID para controlar a los actuadores. El primer paso para diseñar es definir los marcos de referencia, la representación de la actitud y los algoritmos ADCS. Así también se diseñan los distintos dispositivos que componen el hardware del ADCS con la estructura del CubeSat, que finalmente son implementados mediante la integración completa, realizando validaciones de funcionamiento a través de simulaciones y pruebas experimentales en un banco de pruebas construido, consistiendo en una jaula de Helmholtz de 1 eje y la denominada prueba piñata. El diseño e implementación del modelo conceptual del ADCS con la jaula de Helmholtz apoyan a el desarrollo de capacidades y la educación en ingeniería espacial en las universidades paraguayas

Keywords

- Attitude Determination and Control Systems (ADCS)
- Magnetorquer
- Reaction wheel
- Helmholtz cage

Abstract

The Attitude Determination and Control System (ADCS) is a crucial subsystem of a CubeSat satellite, providing precision and pointing stability for payloads and antennas, using sensors to determine and actuators to control attitude. This Final Degree Project presents the design and implementation of an ADCS conceptual model for a 1-U CubeSat. They are implemented, the Madgwick filter algorithm to determine the attitude from a representation of quaternions, and the PID compensation method to control the actuators. The first step in designing is to define the frames of reference, the attitude representation, and the ADCS algorithms. Also the different devices that compose the ADCS hardware are designed with the CubeSat structure, which are finally implemented through complete integration, performing operational validations through simulations and experimental tests on a built test bench, consisting of a cage. Helmholtz 1 axis and the so-called piñata test. The design and implementation of the ADCS conceptual model with the Helmholtz cage support capacity development and education in space engineering in Paraguayan universities.

1. Introducción

En 1999 Bob Twiggs y Jordi Puig-Suari propusieron la creación de pequeños satélites con forma de cubo [1], lo que trajo consigo un nuevo paradigma denominado New Space en donde se ha impulsado el uso de los pequeños satélites. El estándar más utilizado actualmente es un nanosatélite de forma cubica de 10cm de arista y de 1.33kg de masa (unidad de medida denominada 1-U) conocido como CubeSat, desarrollado por Puig-Suari en conjunto con el equipo de la Universidad Calpoly [2].

Los CubeSats integran sistemas de control de energía, actitud, comunicación, computador a bordo, entre otros. El sistema de determinación y control de actitud (por sus siglas en inglés ADCS: Attitude Determination and Control System) es de vital importancia, porque permite hacer uso y control de los distintos sensores y actuadores; de manera tal a orientar correctamente el equipo, no generar desvíos innecesarios, ofreciendo así la optimización del consumo de energía. Estos sistemas ADCS son probados y validados en tierra utilizando bancos de prueba que consisten en la integración de jaulas de Helmholtz, pruebas piñata, plataformas sin fricción, entre otros.

Es así que el presente Trabajo Final de Grado se basará en el diseño e implementación de un sistema de determinación y control de actitud para CubeSats.

1.1. Justificación

El Estado Paraguayo tomó conciencia de la necesidad del desarrollo de ciencias y tecnologías espaciales nacionales, y por ello la Política Espacial del Paraguay (PEP) decidió impulsar el desarrollo nacional a través de la Agencia Espacial del Paraguay (AEP) buscando la inserción del Paraguay en la comunidad internacional espacial[3]. Es así que desde la AEP en el marco de la investigación y desarrollo de pequeños satélites decidió, como uno de sus proyectos de ingeniería, el diseño e implementación de un sistema de determinación y control de actitud para CubeSats.

A su vez el estudio, diseño e implementación del ADCS abarca tareas como: el modelado matemático del sistema, la simulación de las posibles estrategias de control e implementación en un sistema electrónico en conjunto con una variedad de sensores y actuadores. Donde la integración de estas tareas representa la esencia de la Ingeniería Mecatrónica.

1.2. Objetivo General

Diseñar e implementar un modelo conceptual de un sistema de determinación y control de actitud para CubeSats 1-U.

1.3. Objetivos Específicos

- Definir los requerimientos de un ADCS para CubeSats atendiendo las restricciones en términos de masa, volumen y energía.
- Investigar, simular y evaluar una estrategia de control de actitud.
- Implementar el ADCS utilizando tecnologías COTS¹.
- Construir un par de bobinas de Helmholtz como parte del banco de prueba para validar el sistema.

1.4. Alcance y limitaciones

El presente Trabajo Final de Grado propone el diseño e implementación de un sistema conceptual de determinación y control de actitud de un CubeSat de 1-U con un grado de libertad (orientación alrededor del eje Z del CubeSat), atendiendo las restricciones que este posee en términos de masa, energía y volumen.

El sistema propuesto será implementado utilizando componentes COTS, para esto se realiza un estudio y selección de los componentes más adecuados para el sistema ADCS atendiendo a los requerimientos de la misión espacial. Este trabajo incluye el diseño y fabricación de actuadores de bajo costo para ejecutar los comandos del sistema de control atendiendo las condiciones del entorno en el que se desarrollarán conceptualmente. La **Figura 1** presenta el modelo conceptual del ADCS a ser implementado.

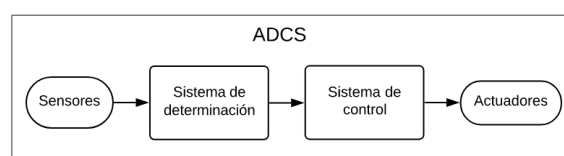


Figura 1: Diagrama conceptual del sistema ADCS del CubeSat. **Fuente:** Propia.

Para validar el funcionamiento del ADCS se monta un banco de prueba que consiste en la prueba piñata integrada en una jaula de Helmholtz de una dirección.

2. Marco Teórico

Conceptos fundamentales para el diseño del ADCS son presentados, teniendo en cuenta que el CubeSat es un cuerpo rígido en movimiento de rotación y traslación.

¹COTS: Elementos de software/hardware comercial disponible al público en general.

2.1. Marcos de referencia

Definición de los marcos de referencia donde se describen los componentes de ecuaciones dinámicas, cinemáticas y la representación de la actitud.

- Marco Inercial(MRI): Su origen se encuentra en el centro de masa del CubeSat. El eje X y el eje Y están en el plano orbital, el eje Z apunta en la dirección normal a la órbita. El eje X se define para estar en la dirección del vector de perigeo[4].
- Marco del Cubesat(MRC): Está alineado geométricamente con el nanosatélite. Los ejes son un conjunto ortogonal de vectores unitarios alineados con tres de las unidades normales de los lados del CubeSat[5].
- Marco de Referencia Orbital (MRO): Se describe la actitud del satélite en este marco. Su origen se encuentra en el centro de masa del CubeSat. El eje X (roll) y el eje Z (yaw) del marco MRO están en el plano orbital, mientras que el eje Y (pitch) apunta en la dirección normal de la órbita. Los ejes roll, pitch, yaw son las denominaciones del sistema de coordenadas que define la dinámica de la actitud y apuntamiento de instrumentos utilizados en vehículos voladores (aviones, drones)[4].

2.2. Ecuaciones dinámicas

La **ecuación (1)** establece que la tasa temporal del momento angular del CubeSat en el espacio inercial es igual a la suma de todos los torques o pares que se aplican en el cuerpo. Los torques aplicados pueden ser internos o externos y se clasifican como torque de control T y pares de perturbación P [6].

$$I\dot{\omega}_c^I = T + P \quad (1)$$

donde I es la matriz de inercia del CubeSat, $\dot{\omega}_c^I$ representa la tasa de cambio del vector de velocidad angular del CubeSat con respecto al marco MRI. Este trabajo estudia el control magnético T_m (torque del magnetorquer) y el control por rueda de reacción T_{rw} (torque de la rueda de reacción).

$$\begin{aligned} T_m &= M \times B \\ T_{rw} &= I_{rw} \times a_{rw} \end{aligned} \quad (2)$$

siendo M el dipolo magnético generado por el magnetorquer, B el campo geomagnético, I_{rw} la inercia de la rueda de reacción y a_{rw} la aceleración angular generada por el motor de la rueda de reacción. El estudio de los pares de perturbación externos no forma parte de los objetivos de este trabajo. Sin embargo, se considera el peor de los casos para un CubeSat 1-U, $T_p = 6.85 \times 10^{-7}$ Nm [7].

2.3. Ecuaciones cinemáticas

La ecuación diferencial cinemática se integra numéricamente usando la computadora a bordo para determinar la orientación de los vehículos en términos de cuaterniones. esta ecuación se describe como sigue[6]:

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2}\Omega\mathbf{q} \quad (3)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \\ \dot{q}_4 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & \omega_3 & -\omega_2 & \omega_1 \\ -\omega_3 & 0 & \omega_1 & \omega_2 \\ \omega_2 & -\omega_1 & 0 & \omega_3 \\ -\omega_1 & -\omega_2 & -\omega_3 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix}$$

donde Ω es la matriz 4x4 simétrica oblicua que contiene las velocidades angulares del satélite con respecto al marco MRO.

2.4. Algoritmo de determinación de actitud Madgwick

El método de determinación de actitud utiliza los vectores de salida de los sensores de actitud y sus correspondientes vectores modelados en el marco de referencia correspondiente para determinar la actitud del satélite. El algoritmo de estimación de orientación desarrollado por Madgwick y otros[8], consiste en el cálculo de la orientación de un cuerpo expresado en cuaterniones.

El algoritmo se basa en el cálculo del cuaternión ${}^{MRC}_{MRI}\mathbf{q}_{\nabla,t}$ resultado del algoritmo de descenso de gradiente, que utiliza los valores de los vectores generados por el acelerómetro y magnetómetro del cuerpo. El cálculo del cuaternión ${}^{MRC}_{MRI}\mathbf{q}_{w,t}$ es resultado de la derivada del cuaternión que describe la tasa de cambio del cuerpo en el marco inercial en relación con el marco del sensor, utilizando los valores del vector generado por el giroscopio. Estos dos cuaterniones calculados son combinados con el filtro complementario para proporcionar una estimación de orientación. El cuaternión resultante es referenciado en el marco inercial MRI con respecto al marco del sensor MRC.

El cuaternión ${}^{MRC}_{MRI}\mathbf{q}_{w,t}$ puede ser calculado integrando numéricamente la derivada del cuaternión ${}^{MRC}_{MRI}\dot{\mathbf{q}}_{w,t}$

$${}^{MRC}_{MRI}\mathbf{q}_{w,t} = {}^{MRC}_{MRI}\hat{\mathbf{q}}_{est,t-1} + {}^{MRC}_{MRI}\dot{\mathbf{q}}_{w,t}\Delta t \quad (4)$$

donde Δt es el periodo de muestreo, el acento ^ denota un vector normalizado de longitud unitaria y el subíndice w indica que el cuaternión es calculado a partir de las velocidades angulares.

La **ecuación (5)** muestra la orientación estimada ${}^{MRC}_{MRI}\mathbf{q}_{\nabla,t}$ calculada en el tiempo t en base a una estimación previa de la orientación ${}^{MRC}_{MRI}\hat{\mathbf{q}}_{est,t-1}$ y al error de la función objetivo ∇f , definido por las mediciones del acelerómetro y del magnetómetro muestreados en el tiempo t . El subíndice ∇ indica que el cuaternión se calcula utilizando el algoritmo de descenso de gradiente.

$$\frac{MRC}{MRI} \mathbf{q}_{\nabla,t} = \frac{MRC}{MRI} \hat{\mathbf{q}}_{est,t-1} - \mu_t \frac{\nabla f}{\|\nabla f\|} \quad (5)$$

Entonces, combinando en esta ecuaciones con el filtro complementario y realizando simplificaciones se obtiene así la **ecuación (6)** que define la determinación de la actitud del satélite.

$$\frac{MRC}{MRI} \mathbf{q}_{est,t} = \frac{MRC}{MRI} \hat{\mathbf{q}}_{est,t-1} + \frac{MRC}{MRI} \dot{\mathbf{q}}_{est,t} \Delta t \quad (6)$$

donde

$$\frac{MRC}{MRI} \dot{\mathbf{q}}_{est,t} = \frac{MRC}{MRI} \dot{\mathbf{q}}_{w,t} - \beta \frac{\nabla f}{\|\nabla f\|} \quad (7)$$

$$\beta = \sqrt{\frac{3}{4}} \tilde{\omega}_{max} \quad (8)$$

siendo $\tilde{\omega}_{max}$ el máximo error de medición del giroscopio de cada eje.

2.5. Control PID

Un controlador PID es un mecanismo de control simultáneo por realimentación, que es ampliamente usado en sistemas de control industrial y espacial. Calcula la desviación o error en el tiempo discreto e_n entre un valor medido y un valor de referencia deseado y lo compensa a través de una señal de control u_n que es la acción de ganancias proporcionales al error y sus derivaciones, todo este sistema realiza el control en un periodo de muestreo T [9].

$$u_n = K_p e_n + \frac{K_p T}{T_i} \sum_i e_i + \frac{K_p T_d}{T} [e_n - e_{n-1}] \quad (9)$$

En este trabajo la señal que será controlada es la actitud del CubeSat a lo largo del eje Z (ángulo yaw) en referencia a la orientación deseada que supone la misión.

3. Diseño del ADCS del CubeSat y jaula de Helmholtz

El sistema ADCS comprende el computador a bordo para procesar los algoritmos del ADCS, los sensores para la determinación de actitud y los actuadores para ejecutar los comandos de control de actitud. Además se discute el diseño de una jaula de Helmholtz como banco de prueba en donde se realizarán pruebas de validación del ADCS.

Los requerimientos para la misión del CubeSat de este trabajo se detallan en la **Tabla 1**, en base a misiones previas de CubeSats desarrollados, teniendo así una herencia espacial.

Tabla 1: Requerimientos de la misión del CubeSat

Parámetro	Valor
Tiempo para maniobra de 30°	≤ 15s
Precisión de apuntamiento	≤ 5°
Velocidad angular en estado estable	≤ 0.5°/s

Fuente: Propia.

3.1. Sensores de actitud

Un sensor de actitud mide un vector de referencia en su marco de referencia, que es transformado al marco MRC multiplicándolo con la matriz de montaje del sensor en el satélite.

El magnetómetro MEMS de tres ejes AK8963 con tecnología de sensor Hall de alta sensibilidad fue seleccionado, ya que ha sido estudiada y presenta una viabilidad de implementación en CubeSats para la detección de anomalías magnéticas [10]. Este sensor tiene un rango de medición lineal de $\pm 4800 \mu T$ que es mucho más amplio que el rango requerido de $\pm 65 \mu T$ en la órbita de la misión. Presenta una resolución de $0.6 \mu T/LSB$ [11].

El giroscopio y acelerómetro integrado en el InvenSense MPU-6500 de seis ejes, fue seleccionado para ser utilizado, incluye tres giroscopios y tres acelerómetros basados en sistemas MEMS, con rangos de medición programables de $\pm 250^\circ/s$ hasta $\pm 2000^\circ/s$ para el giroscopio y $\pm 2g$ hasta $\pm 16g$ para el acelerómetro [12].

Para tener un sistema integrado y compacto se selecciona el sensor MPU-9250, un módulo que contiene el MPU-6500 y el magnetómetro AK8963.

3.2. Computador a bordo

El ADCS es un subsistema muy complejo, por lo que el computador a bordo (OBC por sus siglas en inglés) tiene que ser lo suficientemente potente y fiable para actualizar los datos de los sensores y controlar los actuadores. Para este proyecto el microcontrolador Atmel ATSAM21G18 [13], que posee un procesador ARM-Cortex M0+ de 32 bits de bajo consumo es elegido.

Este microcontrolador y los sensores seleccionados anteriormente se encuentran integrados en el módulo Sparkfun 9DoF Razor IMU M0 que se observa en la **Figura 2**. Este módulo es un dispositivo COTS, de esta manera el Sparkfun 9DoF Razor IMU M0 es implementado como OBC del ADCS.

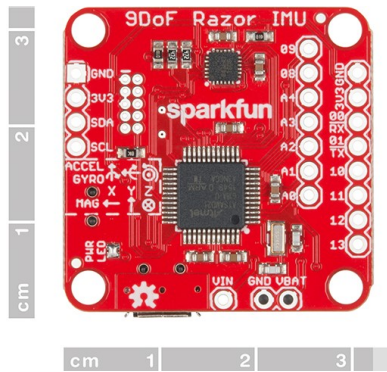


Figura 2: Sparkfun 9DoF Razor IMU M0. **Fuente:** [14]

3.3. Actuadores y controladores

3.3.1. Magnetorquer

Son uno de los actuadores del subsistema de control de actitud más importantes, consisten en bobinas enrolladas alrededor de un núcleo. Los magnetorquers se clasifican según su núcleo en "bobinas de torsión de núcleo de aire", y "bobinas de torsión de núcleo ferromagnético". Ambos tipos de actuadores producen momentos dipolares magnéticos, que interactúan con el campo magnético de la Tierra para generar pares de control en los satélites.

Este efecto se calcula mediante la expresión, $T_c = M \times B$ Nm, el torque de control T_c es igual a el producto vectorial del momento dipolar magnético M , generado por el magnetorquer, con el campo magnético de la tierra B . Este proyecto utiliza el magnetorquer de núcleo ferromagnético para la actuación. Donde el momento dipolar magnético mínimo que debe generar el magnetorquer es $M_{min} = 0,51 \text{ Am}^2$. Los requerimientos necesarios de dipolo magnético, tamaño y corriente consumida por el actuador son listados en la **Tabla 2**.

Tabla 2: Requisitos del magnetorquer

Parámetro	Valor	Unidad
Dipolo magnético	≥ 0.51	Am^2
Dipolo magnético residual	≤ 0.1	Am^2
Diámetro del núcleo	5	mm
Longitud de la bobina	≤ 90	mm
Diámetro total	≤ 14	mm
Corriente Maxima	≤ 100	mA

Fuente: Propia.

De esa manera se diseña el magnetorquer en la plataforma COMSOL Multiphysics®² para observar el comportamiento físico del actuador. Obteniendo resultados de densidad de flujo magnético, resistencia, corriente y dipolo magnético del actuador, con

²Paquete de software de análisis y resolución por elementos finitos para varias aplicaciones físicas y de ingeniería.

una tensión de alimentación de 7.4V, dichos valores se observan en la **Tabla 3** y la **Figura 3** respectivamente.

Tabla 3: Resultados de la simulación

Parámetro	Valor	Unidad
Dipolo magnético	0.59	Am^2
Resistencia	74.8	Ω
Campo magnético máx.	1.34×10^3	mT
Campo magnético min.	0.28	mT
Corriente máxima	98.9	mA

Fuente: Propia.

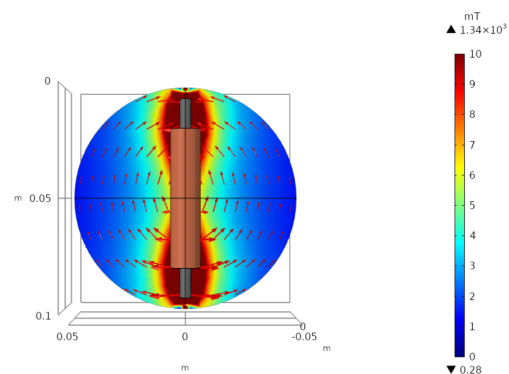


Figura 3: Simulación del campo magnético generado por el magnetorquer al ser alimentado con una tensión de 7.4V **Fuente:** Propia.

Según la **Tabla 3** el consumo de corriente del magnetorquer es de 98.9mA y el control se realizará a través de dos señales PWM. En base a esto el driver seleccionado para este actuador es el MX1508, un dispositivo COTS que cumple con los requerimientos[15]. La **Tabla 4** muestra algunos parámetros del driver MX1508.

Tabla 4: Parámetros del MX1508

Parámetro	Valor	Unidad
V_{cc}	2 - 9.6	VDC
V_{dd}	1.8 - 5	VDC
I_{outmax}	1.5	A
T_{op}	-20 ~ +85	$^{\circ}\text{C}$

Fuente: [15].

3.3.2. Rueda de reacción

Las ruedas de reacción son discos simples (volantes de inercia) que funcionan con un motor eléctrico. Cuando el motor aplica un par para acelerar o ralentizar el rotor, produce un par de reacción en el cuerpo del satélite. Dado que el satélite es esencialmente un sistema de circuito cerrado, el momento angular total del cuerpo del satélite más la rueda de reacción es

constante. Por tanto, cualquier cambio en el momento angular de la rueda de reacción resulta en un cambio igual y opuesto del momento angular del cuerpo del satélite.

Este trabajo utiliza el motor BLDC (por sus siglas en inglés BrushLess Direct Current) COTS Eachine 1102-11500KV. Este motor tiene un voltaje máximo de 7.4V, una constante de velocidad K_v de 11500rpm/V, es decir que para un voltaje de 3.7V se obtiene una velocidad teórica sin carga de 42550rpm, a su vez sus dimensiones son de 14mm de diámetro por 9.5mm de alto [16].

Para definir la inercia del volante es necesario conocer el momento angular requerido, el cual es de $H_{req} = 3.45 \times 10^{-4}$ Nms. La **ecuación (10)** se obtiene el momento de inercia mínimo $I_{zz_{rueda}}$ que debe tener el volante de la rueda de reacción [17], que en nuestro caso su eje de rotación queda alineado al eje Z del CubeSat. El cálculo arroja que este valor debe ser mayor a 1.10×10^{-7} kgm².

$$I_{zz_{rueda}} \geq H_{req} \frac{30}{\pi n} - I_{zz_{motor}} \quad (10)$$

donde n es la velocidad de rotación nominal del motor BLDC, la cual es 16000rpm y $I_{zz_{motor}}$ es la inercia del rotor del motor. Este valor es obtenido de la hoja de datos técnicos del fabricante del motor.

Como el objetivo de este trabajo es validar un modelo conceptual del sistema ADCS realizando pruebas en tierra, se diseñó en plataforma SolidWorks® un volante de material PLA (por sus siglas en inglés PolyLactic Acid), debido a que su fabricación es más simple (a través de impresión 3D). El diseño del volante consiste en un disco sólido con orificios para las fijaciones que se observa en la **Figura 4**.

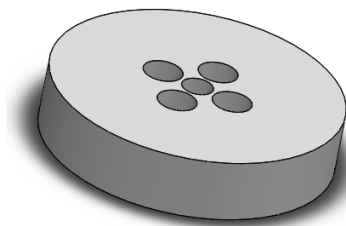


Figura 4: Modelo del volante de inercia. **Fuente:** Propia.

El comportamiento de la rueda de reacción se simuló en la plataforma MATLAB Simulink®. Donde la velocidad máxima del motor acoplado al volante de inercia, cuya carga inercial es de $I_{zz} = 116$ gmm², se observa en la **Figura 5**. Con esta configuración la rueda de reacción produce un momento angular de $H_{rw} = 5.88 \times 10^{-4}$ Nms, mayor al momento angular mínimo requerido H_{req} .

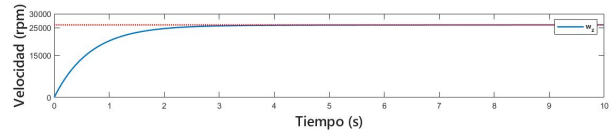


Figura 5: Velocidad de la rueda de reacción con carga **Fuente:** Propia.

El driver seleccionado para el motor BLDC es el controlador de velocidad electrónica (ESC por sus siglas en inglés) LittleBee BLHeli-S 20A. El voltaje de alimentación del ESC es de 7.4V, posee una MCU propia que se encarga de recibir la entrada PWM, sensar la caída de voltaje para la detección de la posición del rotor del motor, se encarga también de definir la secuencia de conmutación de los transistores MOS-FET y así alcanzar la velocidad deseada.

3.4. Estructura lógica de programación del ADCS

Se presenta una visión general de la estructura lógica de la programación implementada en el OBC de modo a comprender la secuencia en que se dan los procesos del ADCS, detallando algunas secciones del mismo. El diagrama de flujo del sistema se observa en la **Figura 6**.

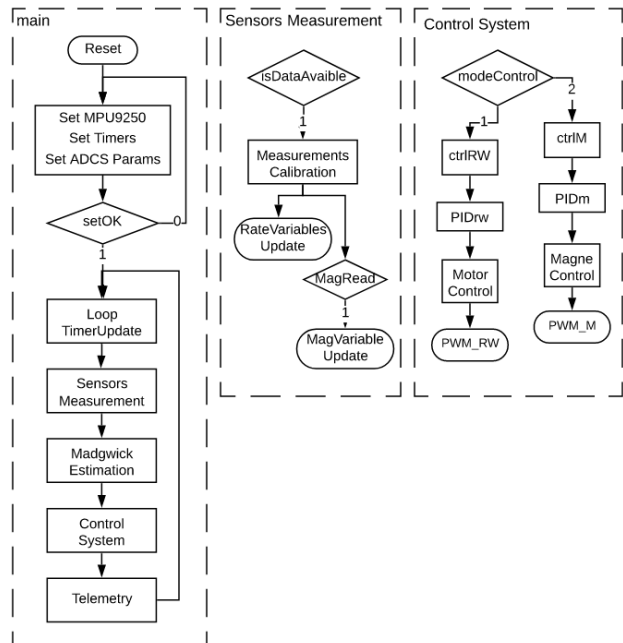


Figura 6: Diagrama de flujo del programa. **Fuente:** Propia.

Es importante aclarar que en el programa, si bien cada proceso se realiza secuencialmente de acuerdo a banderas establecidas. Al ser este trabajo un estudio de ADCS conceptual, no se incluyen un manejo de condiciones no deseables que puedan ocurrir, como: mal funcionamiento del microprocesador, falla de da-

tos en la lectura, fallos en telemetría, entre otros. Además el manejo de estos errores se realiza a través de un reinicio automático programado u ordenado por la estación terrena a través del sistema de comunicación con el CubeSat, si esta se encontrase operacional.

Como se observa el flujo principal *main* consta de:

- **Reset:** Para reiniciar el microprocesador manual o automáticamente a través del Watchdog integrado en el OBC.
- **SetupMPU9250, SetTimers, SetADCSParams:** Consiste en inicializar todos los periféricos, los temporizadores utilizados para las distintas tareas y los parámetros necesarios para el ADCS, como ser parámetros PID, frecuencia de muestreo entre otros.
- **LoopTimerUpdate:** Inicio de *loop* principal del programa y actualización de temporizadores.
- **SensorMeasurement:** Proceso de lectura de sensores cada vez que hay datos disponibles de acuerdo a la frecuencia de muestreo, realiza calibración en todas las mediciones. Se define una bandera *MagRead* para habilitar la actualización de las variables de medición del magnetómetro.
- **MadgwickEstimation:** Proceso de estimación de la actitud que se detalla más adelante.
- **ControlSystem:** Proceso de control de la actitud que se detalla más adelante.
- **Telemetry:** Proceso que envía los datos del ADCS cada 100ms y en cada iteración del *loop* verifica si se reciben nuevas entradas de comando: orientación de referencia, modo de control y habilitación de envío de datos, y las actualiza.

El bloque *ControlSystem* integra la variable *modeControl* que selecciona entre dos modos de control diseñados, siendo estos modos, control magnético y por rueda de reacción, esta variable esta definida por defecto en 1, pudiéndose modificar a través del bloque *Telemetry*.

Si el modo de control seleccionado es 1, se aplica el control por rueda de reacción, el mismo consta de un bloque *ctrlRW* en donde se habilitan la salida de alimentación para la rueda de reacción, a su vez estas salidas se deshabilitan en caso que la velocidad de rotación del CubeSat sea superior a 40°/s. Luego de acuerdo al temporizador del controlador PID se computa el mismo en el bloque *PIDrw*. Una vez obtenida la salida del PID esta se convierte en una señal interpretable por el controlador del motor en el bloque *MotorControl*.

De manera análoga si el modo de control seleccionado es 2, se aplica el control magnético, la diferencia radica en el bloque *ctrlM*, en donde se definen

tiempos para habilitar la salida del magnetorquer por un cierto periodo, y luego apagar la misma otro cierto periodo para realizar mediciones del magnetómetro. Todo esto se realiza en el programa con la habilitación de la bandera *magRead* de acuerdo a los temporizadores definidos. Los periodos citados se detallan en la **Sección 4.4.1**.

El bloque *MadgwickEstimation* se presenta en **Figura 7**.

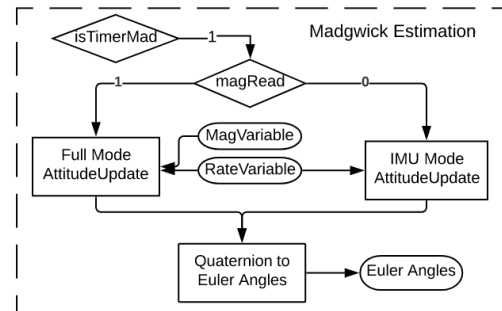


Figura 7: Diagrama del bloque MadgwickEstimation. Fuente: Propia.

Como se estudio en la **Sección 2.4**, el algoritmo Madgwick tiene una frecuencia de actualización, que se define en la **Sección 4.4.1**. Entonces si la variable *isTimerMad* es 1, el cual se establece por medio de temporizadores de acuerdo a la frecuencia de actualización, se habilita la estimación de la nueva actitud, esto a su vez depende de la variable *MagRead* definida anteriormente, si se tienen datos del magnetómetro se ejecuta el algoritmo de estimación *FullMode*, caso contrario se ejecuta el algoritmo *IMU* solo con mediciones inerciales.

Así queda definida la estructura lógica de programación, cuya implementación se realizara en lenguaje C.

3.5. Diseño de la estructura del CubeSat y la jaula de Helmholtz

El diseño de la estructura del CubeSat se realiza en la plataforma SolidWorks®. Al ser este trabajo un modelo conceptual, el material utilizado para la estructura es PLA, así la fabricación se realizará a través de impresión 3D. Teniendo en cuenta las especificaciones técnicas del CubeSat de 1-U[18], en la **Figura 8** se observa el sistema ADCS completamente acondicionado del CubeSat. Una masa típica para este sistema debería ser menor al 15% de la masa total del satélite [19], es decir menor a 200g. El sistema ADCS implementado presenta una masa de 110g. El CubeSat completo tiene una masa de 526g y unos momentos principales de inercia igual a $I_{xx} = 1104575,45$, $I_{yy} = 848467,76$ y $I_{zz} = 1005874,06$ gmm² respectivamente.

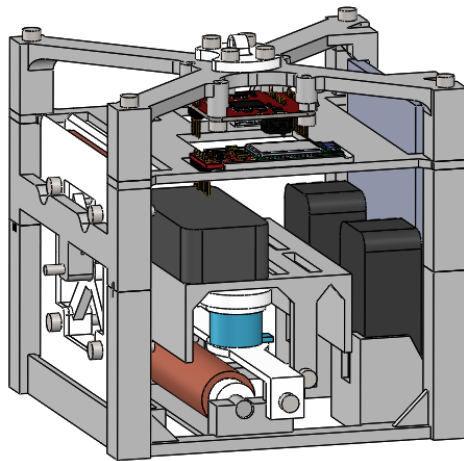


Figura 8: Modelo de la estructura del CubeSat en SolidWorks®. **Fuente:** Propia

La jaula o bobinas de Helmholtz es la configuración controlada por corriente más simple para producir un campo magnético relativamente constante en los alrededores de su centro. La jaula de Helmholtz consiste en dos bobinas circulares coaxiales con el mismo radio, cuya distancia entre los planos de las bobinas es igual al radio[20]. Con esta jaula se realiza las pruebas ADCS para medir los valores cuantitativos de actitud y velocidad mientras el CubeSat gira en un campo magnético definido constante.

El modelo de la jaula se realiza de tal manera a albergar en su interior un CubeSat de 1-U, con una dirección de control del campo magnético, es decir, controlando la intensidad del campo magnético a lo largo del eje Y. El diseño se realiza en la plataforma COMSOL Multiphysics®, en la **Figura 9** se puede observar la distribución homogénea de la intensidad de $65\mu\text{T}$ del campo magnético generado por la jaula de Helmholtz, alimentada con una corriente constante de 0.5A.

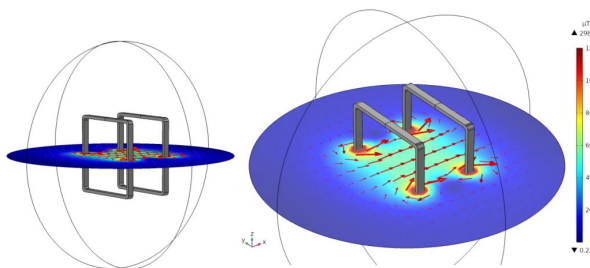


Figura 9: Simulación de las bobinas cuadradas de Helmholtz en COMSOL®. **Fuente:** Propia.

4. Implementación y Resultados

4.1. Implementación del ADCS del CubeSat

La implementación consiste en la integración conjunta de cada componente del ADCS y este in-

corporado a la estructura del CubeSat con su sistema de potencia.

La fabricación del magnetorquer se realiza de acuerdo al estudio de la **Sección 3.3.1**. En la **Figura 10** se observa una imagen del magnetorquer fabricado y en la **Tabla 5** se detallan las características

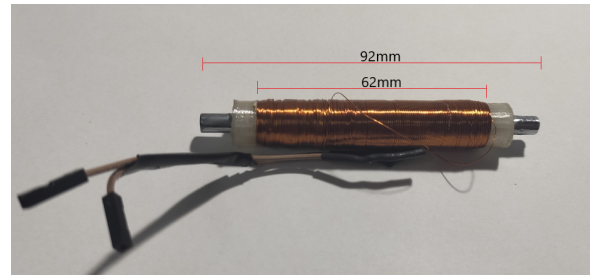


Figura 10: Magnetorquer fabricado. **Fuente:** Propia.

Tabla 5: Parámetros del magnetorquer fabricado

Parámetro	Valor	Unidad
Material del núcleo	Hierro dulce	
Permeabilidad relativa	5000	
Longitud del núcleo	90	mm
Diámetro del núcleo	5	mm
Material del hilo	Cobre	
Diámetro del hilo	32	AWG
Longitud del hilo	111.7	m
Corriente máx. del hilo	251	mA
Numero de vueltas	4500	
Longitud de la bobina	62	mm
Diámetro total	11.5	mm
Masa	72	g
Resistencia	77.8	Ω
Campo magnético máx.	1725	mT

Fuente: Propia.

Así mismo la rueda de reacción se muestra en la **Figura 11**, donde también se observa que presenta una velocidad máxima de 26340rpm al ser alimentado con 7.4V, medido con el tacómetro Lutron DT2236.

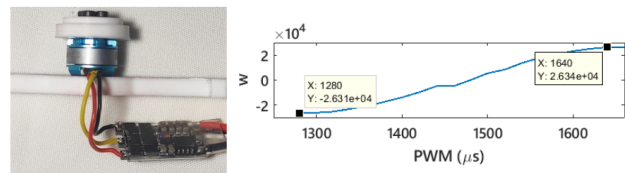


Figura 11: Rueda de reacción implementada. **Fuente:** Propia.

Los componentes COTS definidos en la **Sección 3** fueron adquiridos en el mercado a un precio accesible. El sistema ADCS del CubeSat completamente

implementado se observa en la **Figura 12**. La masa total del CubeSat es 535g.

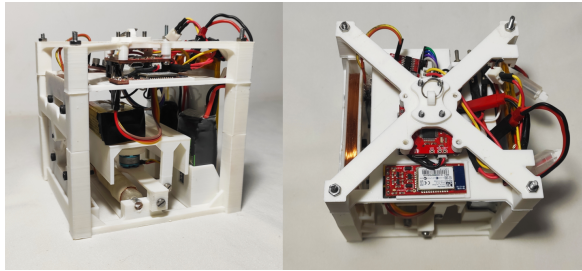


Figura 12: Sistema ADCS del CubeSat implementado. **Fuente:** Propia.

4.2. Construcción de la jaula de Helmholtz

Para la estructura se selecciona el aluminio al ser paramagnético y con una gran resistencia a la corrosión, fácil mecanizado y por estar presente en el mercado a un bajo costo. Se opta por el hilo conductor de cobre de 20AWG con una capacidad de corriente máxima de 4A, donde se logran alcanzar intensidades de campo magnético superiores a los $65\mu\text{T}$ para pruebas de control. En la **Figura 13** se presenta la jaula construida.

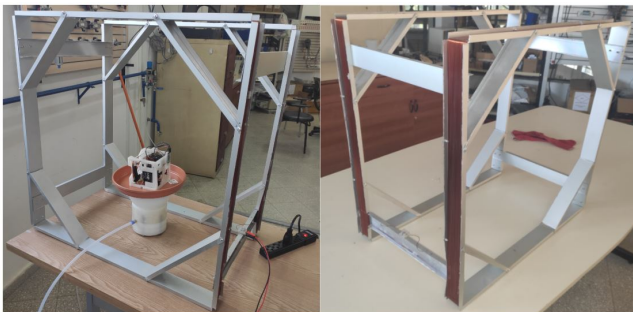


Figura 13: Jaula de Helmholtz fabricada. **Fuente:** Propia.

4.3. Resultados preliminares

La simulación del sistema de control de actitud se lleva a cabo en la plataforma MATLAB Simulink®. Esta simulación se concentra en el modo de control de orientación de la actitud del CubeSat a la orientación especificada por la misión.

El sistema de control magnético se observa en la **Figura 14**, donde la orientación deseada de la misión se introduce en Ref. El control PD es suficiente para ser implementado en este sistema. Para sintonizar el control PD se utiliza la aplicación PID Tuner App de MATLAB, obteniéndose los valores de $K_p = 115.4$ y $K_d = 309.9$, estas ganancias proporcionan la respuesta deseada para el sistema.

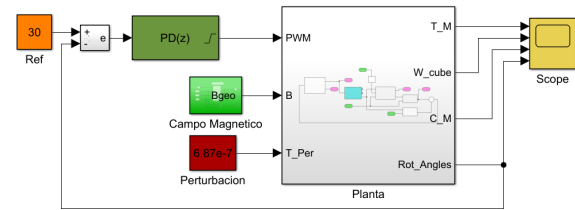


Figura 14: Sistema de control magnético. **Fuente:** Propia.

Una vez definido los parámetros PD. La simulación supone una maniobra de orientación alrededor del eje Z de $[0^\circ, 0^\circ, 30^\circ]$ en presencia de un campo geomagnético de $45\mu\text{T}$. El ángulo Yaw, la velocidad angular ω_z y el error de orientación durante la maniobra se muestran en la **Figura 15**.

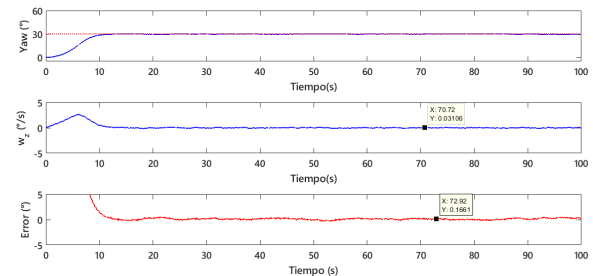


Figura 15: Resultados de simulación del sistema de control magnético. **Fuente:** Propia.

Como se observa el satélite llega al objetivo en menos de 15s, el error RMS de apuntamiento es de 0.20° , inferior a los 5° requeridos por la misión. La velocidad angular ω_z máxima durante el estado estable de la maniobra es $0.19^\circ/\text{s}$, cumpliendo también con el requisito de estabilidad de apuntado.

El sistema de control con rueda de reacción se observa en la **Figura 16**, donde la orientación de la misión se introduce a través de Ref. El control PID es suficiente para ser implementado en este sistema. Para sintonizar el PID se utiliza el método de Ziegler-Nichols en lazo cerrado, obteniéndose los valores de $K_p = 36$, $K_i = 65.5$ y $K_d = 4.95$, con los cuales el sistema es completamente controlado.

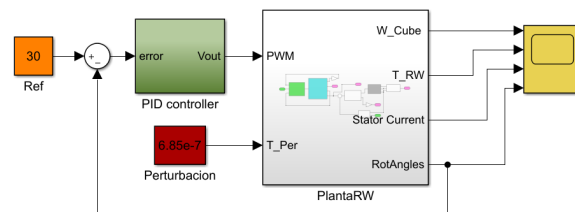


Figura 16: Sistema de control con rueda de reacción. **Fuente:** Propia

Una vez definido los parámetros PID. La simula-

ción supone una maniobra de rotación alrededor del eje Z de $[0^\circ, 0^\circ, 30^\circ]$ para orientar el satélite. El ángulo Yaw, la velocidad angular ω_z y el error de orientación durante la maniobra se muestran en la **Figura 17**. El error RMS de apuntamiento es 0.003° y la velocidad angular máxima durante el estado estable de la maniobra es menor a $0.5^\circ/\text{s}$, a su vez llega al objetivo en menos de 15s, cumpliendo con los requisitos de la misión.

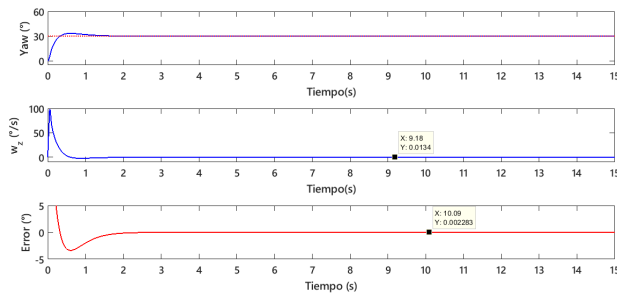


Figura 17: Resultados de simulación del sistema de control con rueda de reacción. **Fuente:** Propia.

4.4. Resultados experimentales

4.4.1. Pruebas de determinación de la actitud

La estimación de actitud se realiza con el algoritmo Madgwick, se selecciona la frecuencia de muestreo de 50Hz y el parámetro β se ajusta experimentalmente a 0.1. Se evalúan tres configuraciones de estimación. Una configuración "IMU" solo con mediciones del acelerómetro y giroscopio. La segunda configuración "Madgwick", es la que incorpora la medición del magnetómetro a los sensores inerciales, ambas configuraciones utilizan el algoritmo Madgwick para la estimación. Por último la configuración "DMP" que ofrece el mismo MPU-9250 estimando la orientación del satélite a partir de las mediciones de los sensores inerciales.

La **Figura 18** muestra los errores de estimación estática de las tres configuraciones respecto a un encoder.

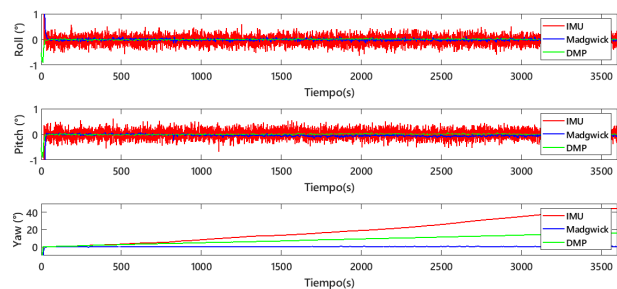


Figura 18: Errores estáticos de la estimación de actitud. **Fuente:** Propia.

Las tres configuraciones presentan convergencia y estabilidad en los ángulos Roll y Pitch, pero como

se puede observar en el ángulo Yaw, IMU y DMP presentan una divergencia debido a la deriva integral del giroscopio, mientras que en Madgwick si existe convergencia y estabilidad.

Como se observó en la **Figura 3**, el magnetorquer genera un campo magnético a su alrededor cuando esta encendido, esto afecta a las mediciones del magnetómetro y consecuentemente a la estimación de la actitud. Es así que para realizar la estimación continua en el tiempo, se implementa un algoritmo híbrido que consiste en que por cada ciclo de 1s en los primeros 0.8s se utiliza el algoritmo Madgwick solo con mediciones de los sensores inerciales, un tiempo de espera previo de 0.1s donde se desmagnetiza el núcleo del magnetorquer y en los últimos 0.1s se añaden al algoritmo las mediciones del magnetómetro.

En la **Figura 19** se observa los resultados obtenidos de los errores con la estimación híbrida. Siendo los errores RMS para Roll = 0.17° , Pitch = 0.21° y Yaw = 1.08° , encontrándose estos dentro de los límites establecidos por la misión. Es así que los tiempos de actuación y estimación establecidos, son valores suficientes para este trabajo.

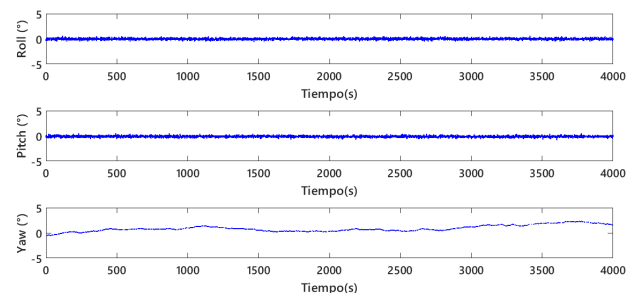


Figura 19: Errores con el algoritmo de estimación híbrida. **Fuente:** Propia.

4.5. Pruebas de control de la actitud

Se define el banco de prueba, en donde para realizar el giro alrededor del eje Z se suspende el satélite con un hilo de tal manera a permitirle la libertad de rotación alrededor del eje, este método se denomina prueba Piñata[21]. Esta prueba se encuentra en el interior de la jaula de Helmholtz. Quedando así definido el banco de prueba para la validación del sistema ADCS del CubeSat.

Para las pruebas del sistema de control magnético se utilizan los parámetros PID obtenidos en la simulación. La prueba supone una maniobra para orientar el satélite en la posición $[0^\circ, 0^\circ, 30^\circ]$, en presencia de un campo magnético constante de $45\mu\text{T}$ generado por la jaula de Helmholtz. El ángulo Yaw, la velocidad angular ω_z y el error de orientación durante la maniobra se muestran en la **Figura 20**.

Como se observa el error RMS de apuntamiento es de 1.17° y la velocidad angular máxima en el es-

tado estable es $0.2^\circ/\text{s}$. Llegando el satélite al objetivo en menos de 15s, cumpliendo los resultados con los requisitos de la misión.

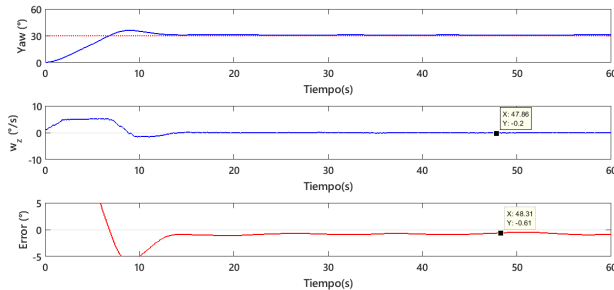


Figura 20: Control magnético del CubeSat. **Fuente:** Propia.

A partir de los parámetros PID citados para el sistema de control con rueda de reacción se realizan ajustes para obtener un mejor desempeño, quedando $K_p = 36$, $K_i = 60$ y $K_d = 8.175$. Para este sistema la prueba supone una maniobra para orientar el satélite en la posición de $[0^\circ, 0^\circ, 30^\circ]$, en presencia de un campo magnético constante de $45\mu\text{T}$ generado por la jaula de Helmholtz.

El ángulo Yaw, la velocidad angular ω_z y el error de orientación durante la maniobra se muestran en la **Figura 21**. Como se observa, el satélite llega al objetivo en menos de 15s y el error RMS de apuntamiento es de 0.3° cumpliendo con los requisitos de la misión. La velocidad angular máxima en el estado estable es de $1.9^\circ/\text{s}$, levemente superior al requisito de estabilidad. Esto se debe a que en el cruce por cero de la velocidad de rotación, el motor muestra un comportamiento no lineal debido a la fricción estática que debe superarse para acelerar el BLDC desde la velocidad de rotación cero [22]. Pero se considera aceptable para los objetivos de este trabajo.

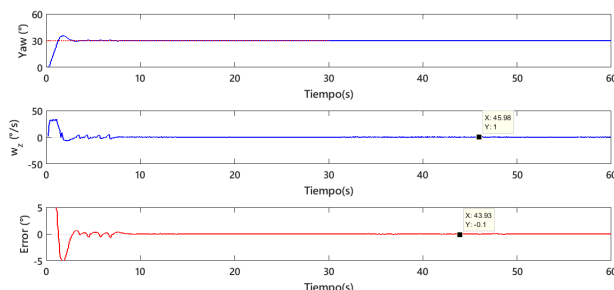


Figura 21: Control del CubeSat con rueda de reacción. **Fuente:** Propia.

5. Conclusiones

El Diseño e Implementación de sistemas de determinación y control de la actitud que integra un CubeSat es un estudio complejo que abarca desde la

definición de los marcos de referencia para la adquisición de la orientación hasta el diseño de actuadores, circuitos, y estructuras que soporten las exigencias mínimas del espacio. Este trabajo presentó una visión detallada de cada miembro que compone el sistema ADCS, donde atendiendo a los requerimientos de masa, volumen y bajo consumo energético se han diseñado e implementado. También, como se pudo observar, cada componente utilizado pertenece a la familia de dispositivos COTS.

El sistema propuesto por este Trabajo Final de Grado presenta resultados que de acuerdo a las exigencias de la misión fueron satisfactorios, pudiéndose validar en un banco de pruebas construido apropiadamente con la jaula de Helmholtz y la prueba piñata.

De esa manera queda demostrada que la determinación con un algoritmo Madgwick y el control con una compensación PID, son eficientes para ser implementados en el sistema ADCS del CubeSat.

Sin dejar de mencionar que este trabajo es un modelo conceptual del sistema ADCS implementado en un CubeSat, esto se observa en el material utilizado para la fabricación de la estructura del CubeSat y el volante de inercia, como también en el tipo de baterías seleccionadas para alimentar los dispositivos.

5.1. Trabajos Futuros

A continuación se presenta una lista de proyectos que pueden realizarse a partir del estudio de este trabajo.

- Sistemas ADCS de nanosatélites implementando actuadores embebidos en placas PCB.
- Sistemas ADS de nanosatélites utilizando sensores solares.
- Análisis de los diferentes modos control de actitud de nanosatélites, como ser la amortiguación, estabilización y orientación en el espacio.
- Diseño de un banco de prueba de tres grados de control para la validación de sistemas ADCS en los tres ejes coordenados.
- Sistemas ADCS de nanosatélites actuados con magnetorquers de núcleo de aire.

Estos son solo algunos de los proyectos de ingeniería que podrían implementarse tomando como base este trabajo.

Referencias

- [1] R. Twiggs, B. Malphrus, J. Wertz, D. Everett, and J. Puschell, "Cubesats," *Space mission engineering: The new smad*, pp. 803–821, 2011.

- [2] J. Puig-Suari, C. Turner, and W. Ahlgren, "Development of the standard cubesat deployer and a cubesat class picosatellite," in *2001 IEEE Aerospace Conference Proceedings (Cat. No. 01TH8542)*, vol. 1. IEEE, 2001, pp. 1–347.
- [3] (2020, Enero) Política Espacial del Paraguay: Una herramienta más para el desarrollo y defensa nacional. [Online]. Available: <http://www.aep.gov.py/application/files/1715/4714/1298/DECRETO1092-g3dwgvki.PDF.pdf>
- [4] D. A. Vallado, *Fundamentals of astrodynamics and applications*. Springer Science & Business Media, 2001, vol. 12.
- [5] E. J. Sturm II, "Magnetic attitude estimation of a tumbling spacecraft," *California Polytechnic State University*, 2005.
- [6] B. Wie, *Space vehicle dynamics and control*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2008.
- [7] P. Sorolla Bayod, "Study and design of the attitude control of a cubesat 1u based on reaction wheels," B.S. thesis, Universitat Politècnica de Catalunya, 2019.
- [8] S. O. Madgwick, A. J. Harrison, and R. Vaidyanathan, "Estimation of imu and marg orientation using a gradient descent algorithm," in *2011 IEEE international conference on rehabilitation robotics*. IEEE, 2011, pp. 1–7.
- [9] K. Astrom and T. Hagglund, "Pid controllers: Theory, design, and tuning 2nd ed.. instr," *Society of America*, 1995.
- [10] B. M. Pondera, A. Sheinker, and M. B. Moldwin, "Using cellphone magnetometers for science on cubesats," *Journal Of Small Satellites*, vol. 5, no. 2, pp. 449–456, 2006.
- [11] (2020, Noviembre) AK8963 3-axis electronic compass, Datasheet. [Online]. Available: <https://download.mikroe.com/documents/datasheets/ak8963c-datasheet.pdf>
- [12] (2020, Noviembre) Invensense MPU-6500, Datasheet. [Online]. Available: <https://invensense.tdk.com/download-pdf/mpu-6500-datasheet>
- [13] (2020, Noviembre) Atmel ATSAM21G18, Datasheet. [Online]. Available: <https://cdn.sparkfun.com/datasheets/Dev/Arduino/Boards/Atmel-42181-SAM-D21-Datasheet.pdf>
- [14] (2020, Noviembre) Sparkfun 9DoF Razor IMU M0, Imagen. [Online]. Available: <https://www.sparkfun.com/products/retired/14001>
- [15] (2020, Noviembre) MX1508, Datasheet. [Online]. Available: <https://sales.dzsc.com/486222.html>
- [16] (2020, Noviembre) Eachine 1102-11500KV Datasheet. [Online]. Available: <https://www.eachine.com/Eachine-1102-11500KV-1-2S-Brushless-Motor-for-Aurora-68-Mini-Racing-Drone-p-760.html>
- [17] R. F. P. Gomes, "Development of a reliable and low cost miniaturized reaction wheel system for cubesat applications," *Técnico Lisboa*, April, 2016.
- [18] A. Mehrparvar, "Cubesat design specification rev. 13," April 2015, <https://www.cubesat.org/resources>.
- [19] M. D. Griffin, *Space vehicle design*. AIAA, 2004.
- [20] D. M. Petrovik and M. D. Radic, "Generalization of helmholtz coil problem," *Serbian Journal of Electrical Engineering*, vol. 12, no. 3, p. 375–384, 2015.
- [21] J. Weaver, "Exocube and a gravity gradient adcs," 2013.
- [22] A. G. Hoevenaars, "Design, integration and verification of the delfi-n3xt reaction wheel system," 2012.