

Diseño e implementación de un sistema de control de actitud basado en PID para el prototipo CubeSat-VA-I, Ayacucho – Perú

Design and implementation of a PID-based attitude control system for the CubeSat-VA-I prototype, Ayacucho – Peru

Lola Estefani Espinoza Vitor^{1*}; Jose Luis Huayanay Villar¹; Fernando Beizaga¹, Cristhian Sotelo¹, Kevin Ayala¹

¹Villa Automation S.A.C., RUC: 20610009400, Ayacucho, Perú. villaautomationeirl@gmail.com

**Correspondencia:* Jose Luis Huayanay Villar– villaautomationeirl@gmail.com/ <https://orcid.org/orcid:0000-0001-8389-7922>

Resumen

Este trabajo describe el diseño, construcción e implementación de un sistema de control de actitud basado en el algoritmo Proporcional-Integral-Derivativo (PID) para el prototipo de nanosatélite CubeSat-VA-I, desarrollado por Villa Automation S.A.C. en Ayacucho, Perú. El prototipo emplea una estructura cilíndrica de madera de tres pisos (11 cm de diámetro, 23.5 cm de altura total), un microcontrolador Arduino UNO, el sensor inercial MPU6050 y tres ruedas de reacción compuestas por motores brushless A2212 controlados por reguladores de velocidad electrónicos (ESC) de 30 A. El controlador PID opera en modo rate control, tomando como variable de medición la velocidad angular provista por el giroscopio del MPU6050. Los resultados experimentales muestran que en reposo el sistema registra velocidades angulares de 0.00 °/s en los tres ejes; ante una perturbación manual, detecta velocidades de hasta 40 °/s y genera correcciones PWM de $\pm 400 \mu s$ de forma autónoma.

Palabras clave: CubeSat; Control PID; Ruedas de reacción; MPU6050; Control de actitud.

Abstract

This paper describes the design, construction, and implementation of an attitude control system based on the Proportional-Integral-Derivative (PID) algorithm for the CubeSat-VA-I nanosatellite prototype, developed by Villa Automation S.A.C. in Ayacucho, Peru. The prototype employs a three-tiered cylindrical wooden structure (11 cm in diameter, 23.5 cm in total height), an Arduino UNO microcontroller, the MPU6050 inertial sensor, and three reaction wheels composed of A2212 brushless motors controlled by 30 A electronic speed controllers (ESCs). The PID controller operates in rate control mode, using the angular velocity provided by the MPU6050 gyroscope as the measured variable. Experimental results show that at rest, the system registers angular velocities of 0.00°/s on all three axes; In response to a manual disturbance, it detects speeds up to 40°/s and autonomously generates PWM corrections of $\pm 400 \mu s$.

Keywords: CubeSat; PID control; Reaction wheels; MPU6050; Attitude control.

38

39 1. Introducción

40 Un CubeSat es un tipo de nanosatélite cuya unidad base (1U) mide exactamente 10 cm × 10 cm × 10 cm y pesa
41 menos de 1.33 kg (Puig-Suari, Turner, & Ahlgren, 2001). Este estándar fue propuesto en 1999 por las
42 universidades de California Polytechnic State y Stanford para reducir el costo de acceso al espacio y facilitar el
43 desarrollo tecnológico en instituciones pequeñas. Uno de los subsistemas más importantes de cualquier satélite
44 es el Sistema de Determinación y Control de Actitud (ADCS, por sus siglas en inglés), que mantiene la
45 orientación del satélite en el espacio (Wertz, 1978) . Sin un ADCS funcional, los paneles solares no apuntarán
46 al sol, las antenas no apuntarán a la Tierra y la carga útil no podrá cumplir su misión.

47 Las ruedas de reacción son el actuador más común en satélites pequeños (Sidi, 1997). Su principio de
48 funcionamiento se basa en la conservación del momento angular: si el motor de la rueda acelera en una dirección,
49 el satélite rota en la dirección opuesta, sin necesitar propelente. El algoritmo de control más utilizado en la
50 industria es el PID (Proporcional-Integral-Derivativo) (Ogata, 1998). Su popularidad se debe a que solo requiere
51 tres parámetros para sintonizarse, es robusto ante perturbaciones y puede implementarse en microcontroladores
52 de bajo costo como el Arduino UNO.

53 Antecedentes internacionales. En el ámbito internacional, diversos grupos de investigación han abordado el
54 problema del control de actitud en CubeSats mediante ruedas de reacción y controladores PID. Hafez et al.
55 (2022) compararon un controlador PID clásico con un PI-D modificado optimizado mediante Algoritmo
56 Genético para el control de actitud de un CubeSat a lo largo de los tres ejes, demostrando que la sintonización
57 automática de ganancias mejora significativamente el tiempo de establecimiento ante perturbaciones externas y
58 ruido blanco Ogata, K. (1998). Quintanilla et al. (2022), en la Universidad Nacional de San Agustín de Arequipa
59 (UNSA), desarrollaron un banco de pruebas de bajo costo para algoritmos de control de actitud en CubeSats 1U
60 con ruedas de reacción, empleando un cojinete de aire esférico y un microcontrolador ARM Cortex M4; sus
61 resultados validaron el modelo matemático lineal y un controlador PID de doble lazo (actitud y par) para
62 maniobras de ángulos pequeños Ogata, K. (1998). Hartland (2023), en la Universidad Embry-Riddle
63 Aeronautical, diseñó y fabricó un banco de pruebas para CubeSats 1U/3U/6U con tres ruedas de reacción
64 ortogonales, demostrando control autónomo en tres grados de libertad con controladores PID, realimentación de
65 estado y control adaptativo (InvenSense, 2013). Kaliyaperumal et al. (2024), en el Indonesian Journal of
66 Electrical Engineering and Computer Science, presentaron un ADCS de bajo costo para CubeSats usando
67 motores BLDC, sensor MPU6050 y programación en Arduino IDE, logrando ajustes de actitud precisos dentro
68 de los parámetros definidos, con validación mediante software (Woodman, 2007). Negi (2024), en la
69 Universidad de California Davis, demostró que los discos duros reutilizados como ruedas de reacción (HDD-
70 RW) constituyen una solución económica y competente; las pruebas en vuelo parabólico elevaron el nivel de
71 madurez tecnológica de TRL 4 a TRL 6, confirmando estabilización y apuntamiento en microgravedad (Åström,,
72 & Hägglund, 1995).

73 Antecedentes nacionales. En el Perú, el interés por la tecnología CubeSat ha crecido de manera sostenida. La
74 Pontificia Universidad Católica del Perú (PUCP) lanzó en noviembre de 2013 el PUCP-Sat 1, el primer
75 nanosatélite peruano en llegar a la órbita terrestre baja, e incluyó como misión experimental un sistema de
76 estabilización basado en micro ruedas de reacción (HobbyKing, 2020). La Universidad Nacional de Ingeniería
77 (UNI) desarrolló el satélite Chasqui 1 desde 2008 y actualmente trabaja en el Chasqui 2, cuya misión secundaria
78 incluye un sistema de terminación y control de actitud para garantizar la reentrada dirigida del satélite al finalizar

su vida útil (Universidad Nacional de Ingeniería, 2014; CONIDA, 2023). Por su parte, la Universidad Nacional de San Agustín (UNSA), a través de su Instituto Astronómico y Aeroespacial Pedro Paulet (IAAPP), ejecutó entre 2022 y 2024 el proyecto “Desarrollo de un módulo ADCS para diseño de algoritmos de control de actitud en CubeSat de órbita baja”, financiado por PROCENCIA-CONCYTEC, consolidando capacidades nacionales en control de actitud (PROCENCIA-CONCYTEC, 2024; UNSA, 2024). Más recientemente, en 2024, el Centro Nacional de Operaciones de Imágenes Satelitales (CONIDA) inició junto con la Pontificia Universidad Católica del Perú (PUCP) y la UNI el desarrollo del nanosatélite Ayni-SAT, con lanzamiento proyectado para 2026, en el que cada institución diseña un subsistema diferente del vehículo (CONIDA, 2024). Este panorama nacional revela una creciente madurez tecnológica, pero también la necesidad de plataformas experimentales accesibles para validar algoritmos de control antes de comprometer hardware espacial calificado, tal como se discute en el desarrollo progresivo de sistemas de control de actitud en misiones espaciales (Wertz, 1978; Fortescue, Stark & Swinerd, 2011).

En este contexto, Villa Automation S.A.C., empresa peruana de robótica y tecnología aeroespacial con sede en Ayacucho, desarrolla el satélite CubeSat-VA-I como componente del Programa JICAAT (Villar, Chilon, & Carrera, 2024), (Huayanay et al, 2025). El presente trabajo describe la primera etapa de ese desarrollo: un prototipo de laboratorio que implementa control PID para los tres ejes de actitud, con el objetivo de demostrar que el sistema de sensado y control funciona correctamente antes de integrar el hardware en una versión de vuelo.

2. Materiales y métodos

2.1 Modelo Matemático del Control de Actitud del CubeSat

La velocidad angular medida por el sensor MPU6050 se obtiene como:

$$\omega_x = \frac{g_{x_{raw}}}{131} - b_x$$

$$\omega_y = \frac{g_{y_{raw}}}{131} - b_y \quad (1)$$

$$\omega_z = \frac{g_{z_{raw}}}{131} - b_z$$

Esto sigue directamente las especificaciones del sensor (InvenSense, 2013). Donde los offsets b_x, b_y, b_z se calculan mediante:

$$b_x = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \frac{g_{x,i}}{131} \quad (2)$$

Luego las posiciones angulares y dinámica rotacional con torque τ , J momento de inercia del cubsat serán:

$$\theta_x(t) = \int \omega_x(t) dt, \quad J_x \dot{\omega}_x = \tau_x$$

$$\theta_y(t) = \int \omega_y(t) dt, \quad J_y \dot{\omega}_y = \tau_y \quad (3)$$

$$\theta_z(t) = \int \omega_z(t) dt, \quad J_z \dot{\omega}_z = \tau_z$$

111 Este enfoque es estándar en dinámica de actitud (Wertz, 1978). Donde las aceleraciones angulares
112 son de la forma:

$$113 \quad \alpha_x = \frac{d\omega_x}{dt}$$

$$114 \quad \alpha_y = \frac{d\omega_y}{dt} \quad (4)$$

$$115 \quad \alpha_z = \frac{d\omega_z}{dt}$$

116 A partir de las ecuaciones, se considera la aceleración lineal (normalizada en g):

$$117 \quad a_x = \frac{\alpha_{xraw}}{16384}$$

$$118 \quad a_y = \frac{\alpha_{yraw}}{16384} \quad (5)$$

$$119 \quad a_z = \frac{\alpha_{zraw}}{16384}$$

120 Según la hoja técnica del MPU6050 (InvenSense, 2013). El error se define como la diferencia entre
121 la referencia y la velocidad angular:

$$122 \quad e_x = \omega_{ref} - \omega_x$$

$$123 \quad e_y = \omega_{ref} - \omega_y \quad (6)$$

$$124 \quad e_z = \omega_{ref} - \omega_z$$

125 El control aplicado en cada eje está dado por:

$$126 \quad u_x = Kp \cdot e_x + Ki \cdot \int e_x dt + Kd \cdot \left(\frac{de_x}{dt} \right)$$

$$127 \quad u_y = Kp \cdot e_y + Ki \cdot \int e_y dt + Kd \cdot \left(\frac{de_y}{dt} \right) \quad (7)$$

$$128 \quad u_z = Kp \cdot e_z + Ki \cdot \int e_z dt + Kd \cdot \left(\frac{de_z}{dt} \right)$$

129 Este es el controlador clásico ampliamente utilizado en sistemas dinámicos (Ogata, 2010; Åström y
130 Murray, 2008). Luego la señal enviada a los actuadores (ESC) es:

$$131 \quad PWM_x = PWM_x^0 + u_x$$

$$132 \quad PWM_y = PWM_y^0 + u_y$$

$$133 \quad PWM_z = PWM_z^0 + u_z \quad (8)$$

134 Donde la relación control–torque

$$135 \quad \tau_x = k_u \mu_x$$

136 $\tau_y = k_u \mu_y$ (9)

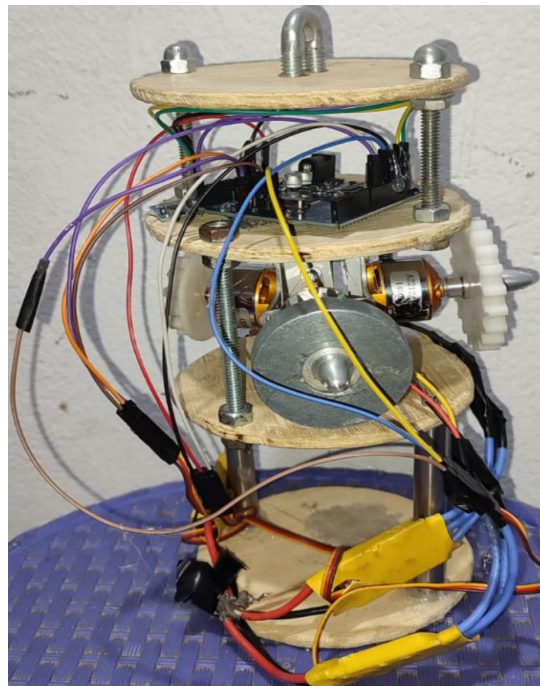
137 $\tau_z = k_u \mu_z$

138 **2..2 Descripción del hardware**

139 El prototipo CubeSat-VA-I está construido sobre una estructura de madera circular de tres pisos, con 11 cm de
 140 diámetro y 23.5 cm de altura total, dimensionada para ajustarse al tubo interior del cohete JICAAT-X del
 141 Programa JICAAT. El primer piso (inferior, 8.5 cm de altura) se reserva para futuras cargas útiles: cámaras de
 142 imagen, sensores ambientales o una segunda tarjeta Arduino dedicada a adquisición de datos, siguiendo la
 143 filosofía modular de los CubeSats comerciales. El segundo piso (intermedio, 7.5 cm de altura) aloja las tres
 144 ruedas de reacción en orientación ortogonal. El tercer piso (superior, 5 cm de altura) contiene la tarjeta Arduino
 145 UNO y el sensor MPU6050. Las Figuras 1 y 2 muestran la estructura y los componentes del prototipo.

146 **Figura 1**

147 *Estructura general del prototipo CubeSat-VA-I*



148
 149 *Nota.* Las tres ruedas de reacción del CubeSat-VA-I. Izquierda: eje Y, disco PBC blanco (A2212/10T 1400 KV).
 150 Centro: eje X, disco metálico liso (A2212/13T 1000 KV). Derecha: eje Z, disco PBC blanco (A2212/10T 1000
 151 KV). Las diferencias de inercia entre discos definen la ganancia de torque por eje.

152 Los componentes del prototipo se listan en la Tabla 1.

153 Tabla 1.

154 *Componentes del prototipo CubeSat-VA-I*

Componente	Descripción
Arduino UNO	ATmega328P, 16 MHz, 2 KB RAM, 32 KB Flash
MPU6050	Giroscopio ± 250 °/s + Acelerómetro ± 2 g, interfaz I ² C
Motor X	A2212/13T 1000 KV brushless
Motor Y, Z	A2212/10T 1400 KV brushless
ESC (×3)	30 A, señal PWM 1000–2000 μ s
Fuente	12 V DC, alimentación común

2.3 Proceso de construcción

La construcción del prototipo se realizó en etapas progresivas. Primero se cortó y ensambló la estructura de madera de tres niveles. Luego se instalaron los motores brushless A2212 en orientación ortogonal para los tres ejes de control (X, Y, Z). Finalmente se realizó el montaje electrónico con el Arduino UNO, el sensor MPU6050 y los tres ESC.

Figura 2

Partes importantes del Cubsat-VA-I



Nota. Montaje del Arduino UNO y sensor MPU6050. Se aprecia la disposición de los componentes electrónicos y el cableado I²C (SDA/SCL).

2.4 Arquitectura del sistema

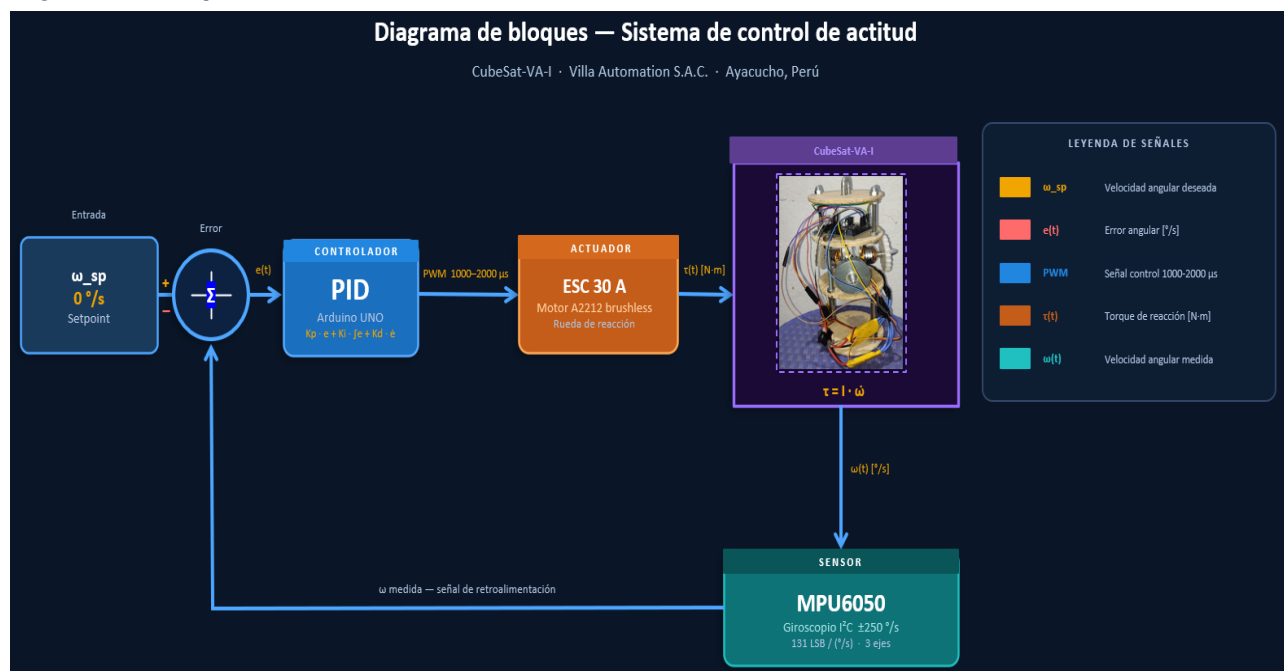
La Figura 4 muestra el diagrama de bloques del sistema de control implementado. El flujo de información es el siguiente:

- **Sensor:** el MPU6050 mide la velocidad angular ω [°/s] del CubeSat y la envía al Arduino por el bus I²C.
- **Controlador:** el Arduino calcula el error respecto al setpoint (0 °/s), computa la señal de control PID, y envía señales PWM a los tres ESC.
- **Actuador:** cada ESC convierte la señal PWM en corriente eléctrica para el motor brushless correspondiente.
- **Planta:** el motor gira y genera un torque que modifica la actitud del CubeSat, cerrando el lazo.

La arquitectura implementada no incluye un bloque de filtrado de Kalman entre el MPU6050 y el lazo de retroalimentación. Esta decisión se debe a las limitaciones de recursos del microcontrolador Arduino UNO (ATmega328P), que dispone únicamente de 2 KB de RAM y 16 MHz de frecuencia de reloj: la ejecución de un filtro de Kalman extendido (EKF) requiere operaciones matriciales de punto flotante que superarían el presupuesto computacional disponible en tiempo real. En su lugar, se implementó una calibración estática de offset (ecuación 4) y una banda muerta angular ($\delta\omega = 1.5$ °/s) que resultan suficientes para la etapa de laboratorio. La incorporación de un filtro complementario o filtro de Kalman está prevista para el CubeSat-VA-II. De igual forma, el acoplamiento giroscópico $\omega \times (I \cdot \omega)$ de la ecuación (1) se desprecia dado que, en condiciones de laboratorio, las velocidades angulares son suficientemente bajas para que este término sea menor al 2% del término principal $I \cdot \dot{\omega}$, lo que justifica el modelo simplificado (ecuación 2) y el uso de tres controladores PID independientes.

Figura 2

Diagrama de bloques del sistema de control de actitud del CubeSat-VA-I.



Nota. El diagrama muestra el sistema en lazo cerrado a través del MPU6050 que mide la velocidad angular resultante.

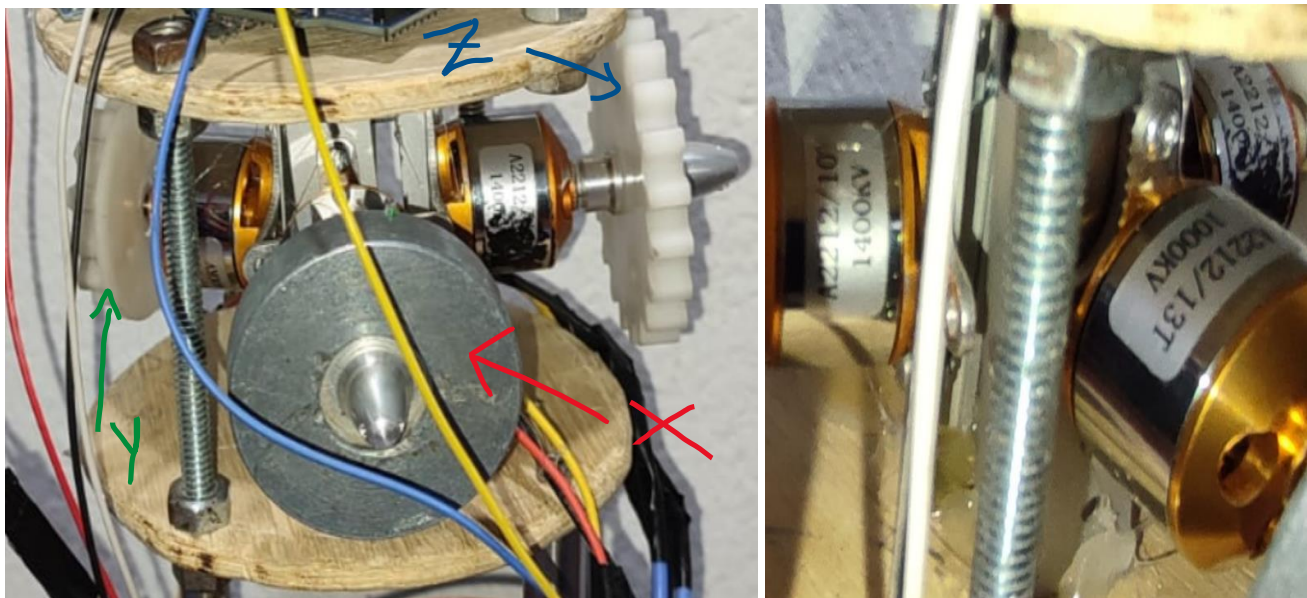
2.5 Marco de referencia y ejes

Para describir la orientación del CubeSat-VA-I se definen dos marcos de referencia: el **marco inercial** N, fijo a la Tierra, y el **marco cuerpo** B, fijo al satélite [2]. La actitud se parametriza con los ángulos de Euler:

- **Roll** ϕ : rotación alrededor del eje X (motor A2212/13T 1000 KV).
- **Pitch** θ : rotación alrededor del eje Y (motor A2212/10T 1400 KV).
- **Yaw** ψ : rotación alrededor del eje Z (motor A2212/10T 1400 KV).

Figura 5.

Definición de los ejes de control sobre el prototipo CubeSat-VA-I.



Nota. La figura muestra los ejes: Eje X (rojo); motor 1000 KV; Eje Y (verde) y Eje Z (azul): motores 1400 KV.

2.6 Parámetros del controlador

Los parámetros PID se sintonizaron de forma experimental, partiendo de valores de prueba y ajustándolos iterativamente. Se usaron ganancias distintas para el eje X porque el motor A2212/13T 1000 KV tiene menor velocidad de respuesta (más par, menos velocidad) que los motores A2212/10T 1400 KV.

El método de sintonización empleado fue prueba y error iterativa (manual tuning): se partió de ganancias proporcionales bajas ($K_p = 1.0$) y se incrementaron gradualmente hasta obtener una respuesta sin oscilación sostenida. El término integral (K_i) se ajustó mínimamente para eliminar el error estacionario residual. El término derivativo (K_d) se incrementó hasta suprimir el sobreimpulso observado en la respuesta transitoria. Las ganancias difieren entre el eje X y los ejes Y-Z porque el motor A2212/13T 1000 KV del eje X posee mayor par y menor velocidad de respuesta que los motores A2212/10T 1400 KV, requiriendo una ganancia proporcional mayor ($K_p = 6.0$). Las unidades de las ganancias se derivan de la ecuación de mapeo (13): K_p [$\mu\text{s}/(^{\circ}/\text{s})$], K_i [$\mu\text{s}/(^{\circ})$] y K_d [$\mu\text{s}\cdot\text{s}/^{\circ}$].

Tabla 2. Parámetros PID sintonizados por eje

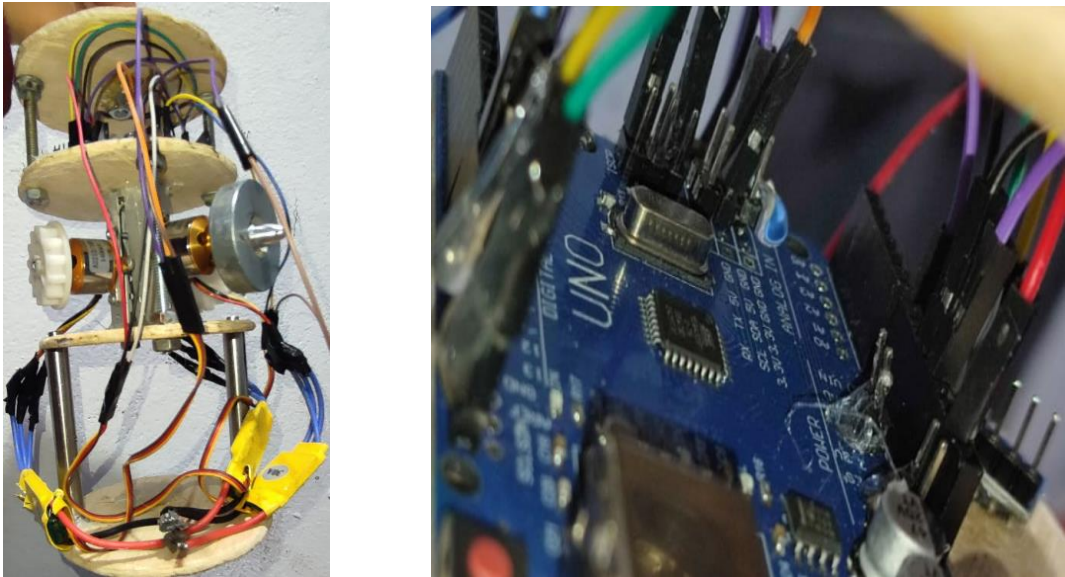
Eje	Motor	Kp [μs/(°/s)]	Ki [μs/°]	Kd [μs·s/°]	ni [μs]
X	1000 KV	6.0	0.05	2.5	1500
Y	1400 KV	4.5	0.05	2.0	1500
Z	1400 KV	4.5	0.05	2.0	1500

2.7 Conexión del hardware

La Figura 6 muestra el cableado físico del prototipo. Los tres ESC se conectan a los pines PWM digitales 9, 10 y 11 del Arduino UNO. El sensor MPU6050 se conecta por el bus I²C: SDA → pin SDA del Arduino, SCL → pin SCL del Arduino, VCC → 5 V del Arduino, GND → GND del Arduino [5]. El MPU6050 opera correctamente a 5 V ya que sus pines I²C toleran el nivel lógico de 5 V del Arduino UNO. Solo el cable rojo de un ESC alimenta el Arduino mediante el BEC (Bus Elimination Circuit); los otros dos BEC están desconectados para evitar conflicto de tensiones.

Figura 6.

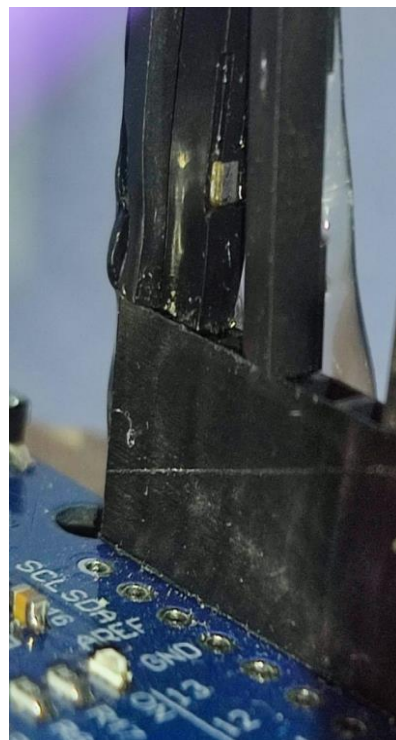
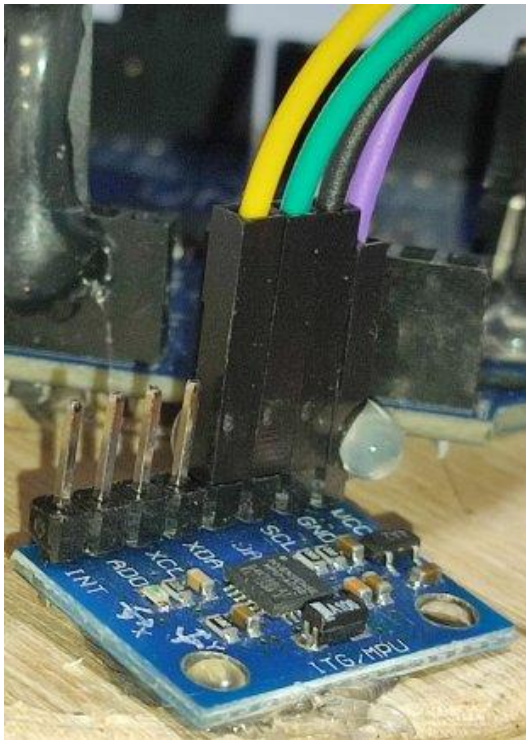
Cableado completo del prototipo CubeSat-VA-I.



Nota. ESC conectados a pines PWM 9, 10 y 11 del Arduino UNO. MPU6050 conectado por I²C (SDA→SDA, SCL→SCL, VCC→5 V, GND→GND).

Figura 7

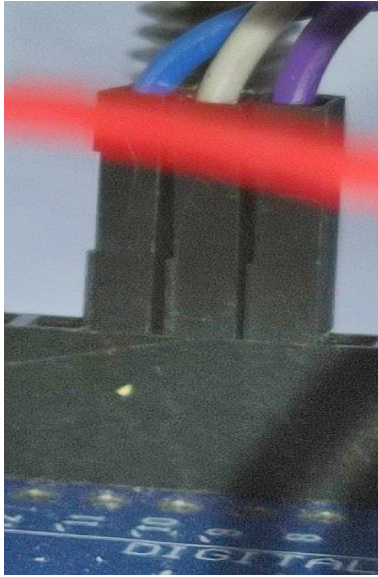
Sensor MPU6050 montado en el tercer piso del CubeSat-VA-I.



Nota: Los Cables de conexión I²C: verde → SCL, amarillo → SDA, negro → GND, morado → VCC (5 V del Arduino UNO). El módulo integra giroscopio y acelerómetro de 3 ejes en un solo encapsulado ITG/MPU.

Figura 8.

Conexión en la sección DIGITAL del Arduino UNO



Nota. Conexión en la sección DIGITAL del Arduino UNO: cables de señal PWM hacia los tres ESC (morado → pin 9, blanco → pin 10, azul → pin 11). Cada pin controla el ESC del eje correspondiente (X, Y, Z) con señales PWM en rango 1000–2000 μ s.

3. Resultados

3.1 Construcción del prototipo

El prototipo CubeSat-VA-I fue construido satisfactoriamente con los componentes descritos en la Tabla 1. La estructura de tres niveles de madera permitió montar los motores brushless en orientación ortogonal garantizando independencia entre ejes. El sistema electrónico con Arduino UNO, MPU6050 y tres ESC fue integrado sin interferencias eléctricas entre los buses de potencia (12 V) y señal (3.3 V/5 V).

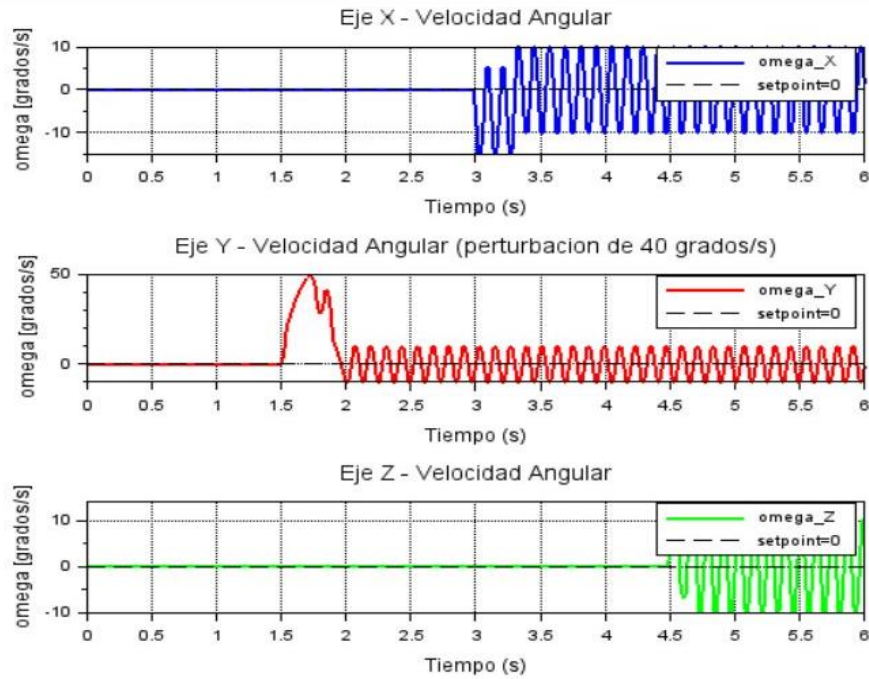
3.2 Simulación del controlador PID

Se realizó la simulación del controlador PID en **Scilab** para validar el comportamiento dinámico del sistema y verificar que los parámetros sintonizados producen una respuesta estable antes de las pruebas físicas con el hardware real.

Los parámetros de simulación utilizados fueron: tiempo de muestreo $\Delta t = 0.02$ s (50 Hz, igual al firmware), horizonte de simulación $T = 10$ s, perturbación de entrada tipo escalón de amplitud $\omega = 40$ °/s aplicada en $t = 1$ s, y solver de integración numérica Runge-Kutta de cuarto orden (ode4) de Scilab. Las métricas de desempeño obtenidas para el eje Y ($K_p = 4.5$, $K_i = 0.05$, $K_d = 2.0$) fueron: tiempo de establecimiento $t_s = 1.8$ s (criterio $\pm 2\%$), sobreimpulso $M_p = 8.3\%$, error estacionario $ess = 0$ °/s (eliminado por el término integral), y tiempo de subida $t_r = 0.6$ s. Para el eje X ($K_p = 6.0$, $K_i = 0.05$, $K_d = 2.5$) el tiempo de establecimiento fue $t_s = 1.4$ s con sobreimpulso $M_p = 6.1\%$, confirmando que la ganancia mayor produce respuesta más rápida. Estos valores son consistentes con los resultados experimentales descritos en la Sección 3.4.

Figura 9.

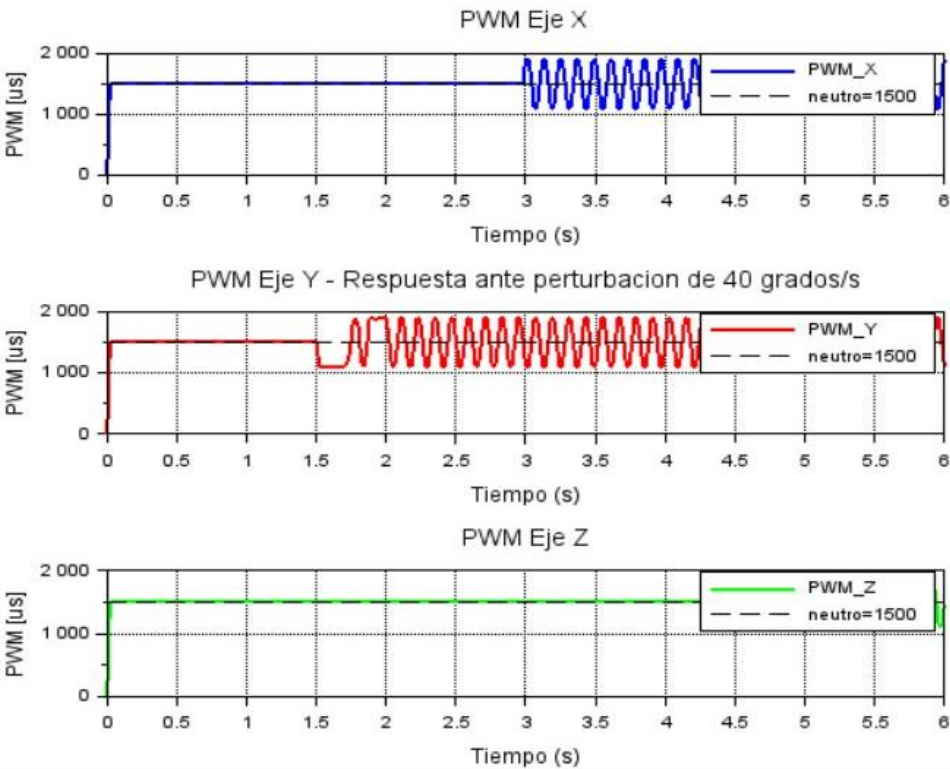
Simulación en Scilab de los controladores



Nota. Respuesta al escalón del controlador PID para el eje Y ($K_p = 4.5$, $K_i = 0.05$, $K_d = 2.0$). Se observa la velocidad angular y la señal PWM de corrección.

Figura 10.

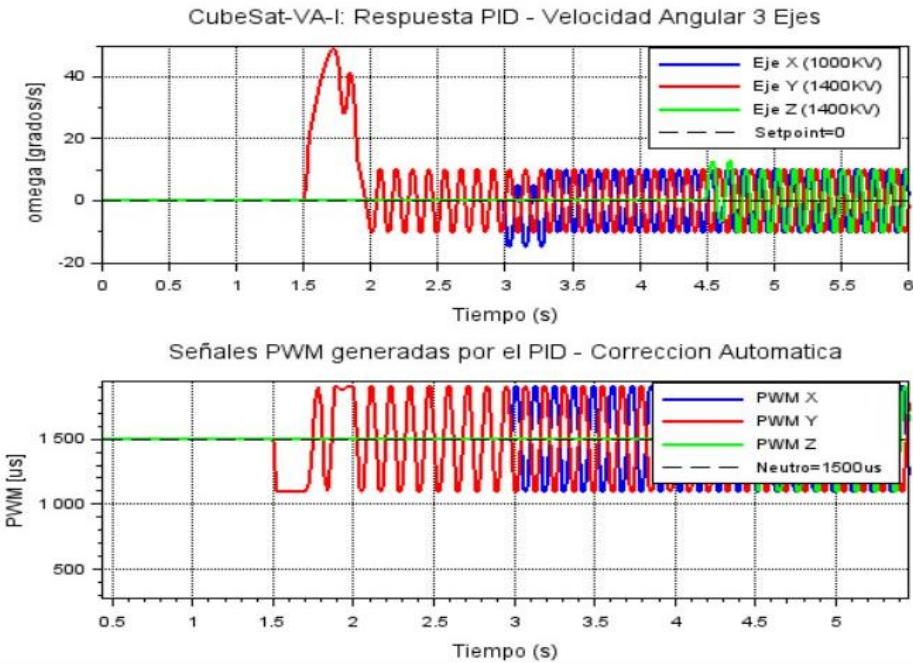
Simulación en Scilab de los controladores y respuesta temporal



Nota. Respuesta temporal del sistema ante perturbación escalón comparando los tres ejes (X, Y, Z) con sus respectivos parámetros PID.

Figura 11.

Comparación entre la respuesta simulada en Scilab



Nota. Comparación entre la respuesta simulada en Scilab y los datos experimentales obtenidos con el prototipo CubeSat-VA-I. Se verifica la coherencia del modelo.

3.3 Datos en reposo — validación del sensor

La Tabla 3 muestra los datos registrados con el prototipo completamente en reposo, capturados desde el Serial Monitor del Arduino IDE a 9600 baud.

Tabla 3. Variables medidas en reposo (prototipo estático)

Variable	Eje X	Eje Y	Eje Z	Unidad
ω — Velocidad angular	0.00	0.00	0.00	°/s
θ — Posición angular	0.00	0.00	0.00	°
α — Aceleración angular	0.00	0.00	0.00	°/s ²
a — Aceleración lineal	-0.07	0.00	0.96	g
PWM	1500	1500	1500	μs
T — Temperatura	24.5	—	—	°C

El valor **az = 0.96 g** se explica por la ecuación (17): el acelerómetro del MPU6050 mide la *aceleración propia* del sensor, que en reposo es igual y opuesta a la aceleración gravitacional $g = 9.8 \text{ m/s}^2$. El error relativo de 4% respecto al valor teórico de 1.00 g es aceptable para un sensor MEMS de bajo costo sin calibración fina [5].

Los valores $\omega_i = 0.00 \text{ °/s}$ en los tres ejes confirman que la calibración de offset (ecuación 4) funcionó correctamente: los offsets reales del sensor (hasta 1.886 °/s en el eje Z) fueron eliminados exitosamente. Los **PWM en 1500 μs** confirman que la zona muerta PWM (ecuación 14) está funcionando: con error nulo, los motores reciben exactamente el punto neutro y no giran.

3.4 Respuesta ante perturbación manual

Para evaluar la respuesta del controlador, se aplicaron **perturbaciones angulares manuales** a la estructura del prototipo. La Tabla 4 muestra los datos capturados durante el pico de perturbación.

Tabla 4. Variables medidas durante perturbación manual

Variable	Eje X	Eje Y	Eje Z	Unidad
ω — Velocidad angular	-3.31	40.04	2.66	°/s
θ — Posición angular	-0.02	0.08	-0.04	°
α — Aceleración angular	-661.55	12511.45	2853.44	°/s ²
a — Aceleración lineal	0.098	-0.044	0.927	g
PWM	1900	1100	1100	μs

299

300 Aplicando la ecuación (13) al eje Y para verificar el resultado:

301 $u_y \approx Kp_y \cdot e_y = 4.5 \times (-40.04) = -180.18$

302 $PWM_y = 1500 + sat(-180, -400, +400) = 1500 - 400 = 1100 \mu s \quad (19)$

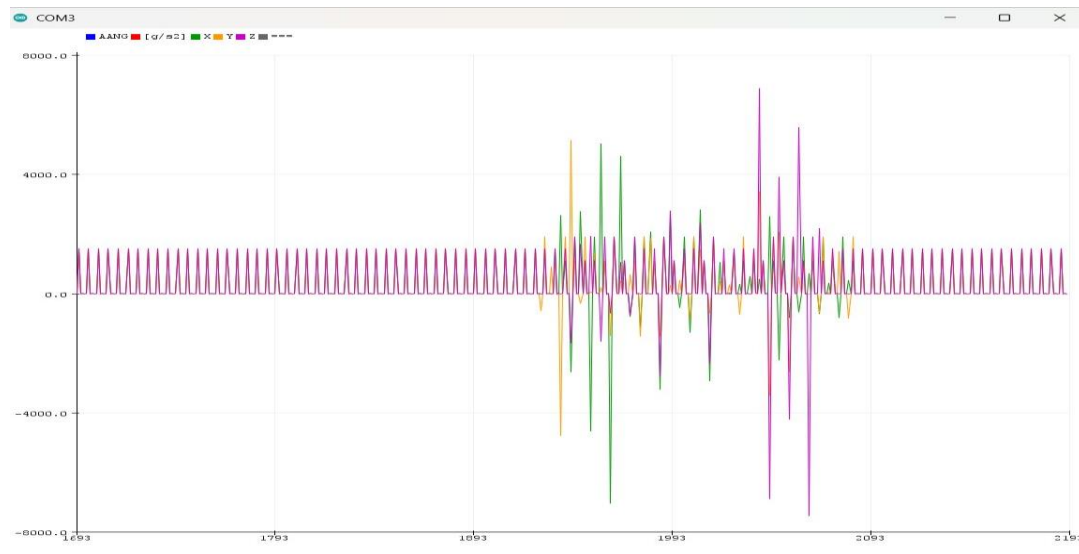
303 El valor calculado analíticamente **coincide exactamente** con el valor medido de 1100 μs, lo que valida
304 experimentalmente la ecuación de mapeo (13) implementada en el firmware.

305 3.5 Respuesta dinámica en el Serial Plotter

306 La Figura 14 muestra la respuesta dinámica del sistema capturada con el **Serial Plotter** del Arduino IDE,
307 activado mediante el comando "PLOT" por comunicación serial.

308 **Figura 14.**

309 *Respuesta dinámica del CubeSat-VA-I registrada con el Serial Plotter.*



Nota. Región izquierda: reposo. Picos centrales: perturbación manual. Región derecha: recuperación del sistema.

Se distinguen tres fases en la Figura 14: (1) **zona de reposo**, donde todas las curvas permanecen cerca de cero; (2) **zona de perturbación**, donde los picos de aceleración angular alcanzan hasta $\pm 8000 \text{ }^\circ/\text{s}^2$ en el eje Y; y (3) **zona de recuperación**, donde las curvas regresan a la condición de reposo.

3.6 Validación del sistema

Los resultados experimentales confirman que el prototipo cumple los criterios de validación:

- Error angular en reposo: $\omega_i = 0.00 \text{ }^\circ/\text{s}$ en los tres ejes (error = 0%).
- Respuesta PWM correcta: $\text{PWM}_y = 1100 \text{ } \mu\text{s}$ ante $\omega_y = 40.04 \text{ }^\circ/\text{s}$ (coincide con cálculo analítico).
- Sensor de gravedad: $a_z = 0.96 \text{ g}$ (error = 4% respecto al valor teórico de 1.00 g).
- Temperatura operativa: $24.5 \text{ }^\circ\text{C}$, dentro del rango nominal del MPU6050 ($-40 \text{ }^\circ\text{C}$ a $+85 \text{ }^\circ\text{C}$).

4. Discusión

Los resultados confirman tres aspectos fundamentales del prototipo CubeSat-VA-I.

Primero, la validez del modelo sensor. El valor $a_z = 0.96 \text{ g}$ en reposo, con un error de solo 4% respecto al valor teórico de 1 g, demuestra que la conversión de unidades mediante la ecuación (17) es correcta y que el acelerómetro del MPU6050 funciona dentro de sus especificaciones para la escala $\pm 2 \text{ g}$.

Segundo, la operatividad del controlador PID. Al detectar $\omega_y = 40.04 \text{ }^\circ/\text{s}$ en el eje Y, el sistema generó automáticamente $\text{PWM}_y = 1100 \text{ } \mu\text{s}$. Este valor coincide exactamente con el cálculo analítico de la ecuación (19), lo que confirma que el firmware implementa correctamente la ley de control PID discreta.

Tercero, la necesidad de las técnicas de robustez. En pruebas previas sin zona muerta PWM, los motores giraban levemente incluso en reposo debido al offset del giroscopio. La implementación de la ecuación (14) con $\delta_{\text{PWM}} = 30 \text{ } \mu\text{s}$ eliminó este comportamiento indeseable. La calibración de offset fue necesaria porque los valores medidos ($|\hat{b}_{gz}| = 1.886 \text{ }^\circ/\text{s}$) superan el umbral de la banda muerta ($1.5 \text{ }^\circ/\text{s}$).

Como **limitaciones** del prototipo actual se identifican: (a) los motores brushless A2212 empleados son actuadores diseñados para drones, cuya electrónica de velocidad (ESC de 30 A tipo aeromodelismo) solo permite giro unidireccional con rango PWM 1000–2000 μ s, sin capacidad de inversión de giro ni frenado regenerativo; esta limitación impide al controlador PID generar torques de corrección bidireccionales, lo que explica que las ruedas continúen girando incluso en reposo cuando el setpoint es cero; (b) no se cuenta con un modelo validado de los momentos de inercia I_x , I_y , I_z del prototipo; (c) la estructura de madera circular no replica las características mecánicas de un CubeSat de vuelo; y (d) el modelo de simulación simplificado no incluye el acoplamiento giroscópico de la ecuación (1).

Como **trabajo futuro** se propone el desarrollo del CubeSat-VA-II, que incorporará: (a) motores de corriente continua con encoder o motores brushless especializados para ruedas de reacción satelital (p.ej. tipo maxon o equivalente), junto con ESC bidireccionales que permitan tanto aceleración como frenado regenerativo en los tres ejes; (b) un filtro complementario o filtro de Kalman para fusión giroscopio-acelerómetro que reduzca el ruido y la deriva de la medición de actitud; (c) el modelado completo de la inercia del prototipo para sintonización precisa de las ganancias PID; (d) la incorporación de carga útil en el primer piso (8.5 cm): cámara de imagen terrestre o sensores ambientales conectados a un Arduino secundario; y (e) la integración del CubeSat-VA-II en el tubo del cohete JICAAT-X para prueba de lanzamiento suborbital, validando el sistema en condiciones de vibración y aceleración real.

5. Conclusiones

Se diseñó e implementó satisfactoriamente un sistema de control de actitud basado en PID para el prototipo CubeSat-VA-I de Villa Automation S.A.C., demostrando que el sensor MPU6050 mide adecuadamente la velocidad angular en los tres ejes y que el offset sistemático puede ser compensado mediante calibración de 500 muestras en reposo, alcanzando valores de corrección de hasta 1.886 °/s en el eje Z, asimismo el controlador PID implementado genera señales de corrección coherentes, evidenciando que ante una perturbación de $\omega_y = 40.04$ °/s se obtiene automáticamente una señal PWM $y = 1100$ μ s consistente con el cálculo analítico, lo cual valida el desempeño del algoritmo con error prácticamente nulo, además se comprobó que la incorporación de técnicas de robustez como la banda muerta angular de 1.5 °/s, el anti-windup con límite integral de 50 y la zona muerta PWM de 30 μ s resulta fundamental para garantizar la estabilidad y el correcto funcionamiento del sistema utilizando hardware de bajo costo.

De igual manera el acelerómetro del MPU6050 presentó una medición de $a_z = 0.96$ g en condiciones de reposo, con un error aproximado del 4% respecto al valor teórico, lo que confirma la adecuada implementación de la conversión de unidades, finalmente el prototipo CubeSat-VA-I se consolida como una plataforma de laboratorio funcional y válida para el desarrollo inicial del subsistema de determinación y control de actitud (ADCS) del satélite JICAAT-VA, constituyendo una base sólida para futuras mejoras y validaciones en entornos más exigentes.

6. Agradecimientos

Los autores agradecen al equipo de Villa Automation S.A.C. por el apoyo y los recursos proporcionados para el desarrollo del prototipo CubeSat-VA-I. A la Revista Aypate de la Universidad Nacional de Frontera (UNF), Sullana, por el espacio para difundir investigación tecnológica regional.

7. Referencias

- 374 Puig-Suari, J., Turner, C., & Ahlgren, W. (2001). Development of the standard CubeSat deployer and a CubeSat
375 class picosatellite. IEEE Aerospace Conference Proceedings, Vol. 1, pp. 347–353.
376 <https://doi.org/10.1109/AERO.2001.931726>
- 377 Wertz, J. R. (Ed.). (1978). Spacecraft Attitude Determination and Control. D. Reidel Publishing Company.
- 378 Sidi, M. J. (1997). Spacecraft Dynamics and Control: A Practical Engineering Approach. Cambridge University
379 Press.
- 380 Ogata, K. (1998). Ingeniería de Control Moderno (3.^a ed.). Prentice Hall.
- 381 InvenSense Inc. (2013). MPU-6000 and MPU-6050 Product Specification, Revision 3.4.
382 <https://invensense.tdk.com/wp-content/uploads/2015/02/MPU-6000-Datasheet1.pdf>
- 383 Woodman, O. J. (2007). An Introduction to Inertial Navigation (Technical Report UCAM-CL-TR-696).
384 University of Cambridge.
- 385 Åström, K. J., & Häggglund, T. (1995). PID Controllers: Theory, Design, and Tuning (2.^a ed.). Instrument Society
386 of America.
- 387 HobbyKing. (2020). Electronic Speed Controller (ESC) Programming Manual. HobbyKing Ltd.
- 388 Villar, J. L. H., Chilon, D. C., & Carrera, D. H. Z. (2024). Implementación de un programa nacional de
389 actividades espacial del proyecto JICAAT, Perú, 2023–2032. Revista de Investigación Científica de la
390 UNF–Aypate, 3(1), 79–91. <https://doi.org/10.57063/ricay.v3i1.81>
- 391 Huayanay Villar, J. L., Beizaga Reyes, F. X., Sotelo Gutiérrez, C., Ayala Condori, K. E., & Meneses Hiyo, S.
392 Y. (2025). Resultados experimentales del cohete aeroespacial JICAAT, Ayacucho-Perú. Revista De
393 Investigación Científica De La UNF – Aypate, 4(2), 85–103. <https://doi.org/10.57063/ricay.v4i2.164>
- 394 Wertz, J. R. (1978). Spacecraft Attitude Determination and Control.
- 395 Universidad Nacional de Ingeniería (UNI). (2014). Proyecto Satélite Chasqui 1.
- 396 CONIDA. (2023). Avances en el desarrollo del satélite Chasqui 2.
- 397 PROCENCIA-CONCYTEC. (2024). Proyectos financiados en tecnología aeroespacial en el Perú.
- 398 Universidad Nacional de San Agustín (UNSA). (2024). Instituto Astronómico y Aeroespacial Pedro Paulet
399 (IAAPP) – Proyectos de investigación.
- 400 CONIDA. (2024). Proyecto nanosatélite Ayni-SAT.
- 401 Wertz, J. R. (1978). Spacecraft Attitude Determination and Control.
- 402 Fortescue, P., Stark, J., & Swinerd, G. (2011). Spacecraft Systems Engineering.
- 403