

Sistema de control de actitud para un satélite tipo CubeSat Attitude control system for a CubeSat-like satellite

M. T. Carmona-Bellido ^a, O. Gutiérrez-Frias ^{a,*}, A. Luviano-Juárez ^a, N. Lozada-Castillo ^a

^aInstituto Politécnico Nacional, UPIITA, Av. Instituto Politécnico Nacional 2580, La Laguna Ticomán, Gustavo A. Madero, Ciudad de México, 07340, Mexico.

Resumen

En este trabajo se propone el diseño e implementación de un sistema de control de actitud (ADCS) para satélites CubeSat empleando ruedas de reacción que operan bajo el principio de conservación del momento angular, permitiendo el giro controlado del satélite alrededor de su centro de masa. Paralelamente, se desarrolla una estructura compatible con el estándar CubeSat de 1U, cumpliendo con los requisitos mínimos establecidos por las normativas CubeSat y los proveedores de servicios de lanzamiento. La motivación de este proyecto surge de la escasez de alternativas comerciales en componentes y sistemas especializados para CubeSats. Aunque estos satélites representan una solución de bajo costo para instituciones y empresas que incursionan en tecnología espacial, su diseño suele requerir un desarrollo prácticamente completo. En este contexto, se presenta un chasis modular y un sistema de control de actitud de bajo costo, diseñados para ser fácilmente implementados y modificados según los requerimientos específicos de la misión.

Palabras Clave: CubeSat, ADCS, actitud, ruedas de reacción, PCB.

Abstract

The project proposes the design and implementation of an Attitude Determination and Control System (ADCS) for CubeSat satellites, utilizing reaction wheels that operate based on the principle of angular momentum conservation, enabling the controlled rotation of the satellite around its center of mass. In parallel, a 1U CubeSat-compliant structure is developed, meeting the minimum requirements established by CubeSat standards and launch service providers. The motivation behind this project stems from the scarcity of commercial alternatives for specialized CubeSat components and systems. Although these satellites represent a low-cost solution for institutions and companies venturing into space technology, their design often requires nearly complete in-house development. In this context, the study presents a modular chassis and a low-cost attitude control system, designed for easy implementation and modification according to mission-specific requirements.

Keywords: CubeSat, ADCS, attitude, reaction wheels, PCB.

1. Introducción

Los satélites artificiales constituyen una tecnología clave en la sociedad moderna. Sus aplicaciones abarcan una amplia gama de servicios, desde las telecomunicaciones, tales como telefonía, televisión e internet, hasta el ámbito científico, meteorológico y militar (Mehta, 2023).

En este contexto, los CubeSat representan una de las innovaciones más destacadas dentro de la ingeniería aeroespacial. Estos nanosatélites modulares, que operan principalmente en órbita baja terrestre (LEO, Low Earth Orbit), se caracterizan por su bajo costo de desarrollo, masa reducida, tiempo de di-

seño corto y alta versatilidad (Millan *et al.*, 2019). El diseño de los CubeSat se basa en la unidad estándar *CubeSat Unit* (1U), definida como un cubo de 10 cm de lado con una masa máxima de 2 kg. A partir de este módulo básico se desarrollan configuraciones de mayor tamaño (1.5U, 2U, 3U, 6U y 12U), todas reguladas por las especificaciones del estándar CubeSat, lo que permite su integración como cargas secundarias en lanzamientos espaciales (Liddle *et al.*, 2020).

Durante su operación en órbita, los satélites están sujetos a perturbaciones externas que afectan tanto su orientación como su trayectoria orbital causadas por fuerzas como la gravedad, los campos magnéticos y el viento solar (Córtez, 2019). Estas

* Autor para correspondencia: ogutierrezf@ipn.mx

Correo electrónico: tulio.carmona@gmail.com (Marco Tulio Carmona-Bellido), ogutierrezf@ipn.mx (Octavio Gutiérrez-Frias), aluvianoj@ipn.mx (Alberto Luviano-Juárez), nlozadac@ipn.mx (Norma Lozada-Castillo).

Historial del manuscrito: recibido el 30/06/2025, última versión-revisada recibida el 16/12/2025, aceptado el 16/12/2025, publicado el 25/03/2026. **DOI:** <https://doi.org/10.29057/icbi.v14iEspecial.15400>



perturbaciones son especialmente significativas en los CubeSat que operan en la órbita terrestre baja, lo que compromete la estabilidad y el desempeño de la misión. El sistema encargado de mantener la estabilidad del satélite es el Attitude Determination and Control System (ADCS), responsable de controlar la actitud (orientación) y, en algunos casos, la posición orbital del satélite. Una de las implementaciones más comunes del ADCS utiliza ruedas de reacción, mecanismos simples y precisos compuestos por un motor de corriente continua acoplado a un volante de inercia, que permiten modificar la orientación del satélite mediante leyes de control adecuadas (Y.W.Jan y Chiou, 2005).

Existen dos enfoques principales para abordar el problema del control de actitud en satélites: los sistemas pasivos y los sistemas activos. Los sistemas pasivos utilizan elementos simples, como imanes permanentes o barras magnéticas, para alinear el satélite con el campo magnético terrestre sin requerir consumo energético significativo. Ejemplos de este tipo de control se presentan en (Santoni y Zelli, 2009; Ovchinnikov *et al.*, 2000), donde se implementan imanes permanentes para estabilizar la rotación del satélite mediante la interacción con el campo geomagnético.

Por otro lado, los sistemas activos emplean actuadores magnéticos o ruedas de reacción para generar momentos de control que permiten una regulación más precisa de la orientación. En (Xiang *et al.*, 2012), por ejemplo, se propone un sistema híbrido que combina magnetorques y una rueda de inercia, logrando un control de actitud eficiente con un consumo energético reducido. Un estudio particularmente relevante para el presente trabajo es el de (J.Li *et al.*, 2013), donde se diseña un sistema de control de orientación para un CubeSat de 1U, utilizando componentes de bajo costo tanto en hardware como en software, con el objetivo de desarrollar una plataforma accesible para misiones académicas. Investigaciones complementarias pueden encontrarse en (Abdelrahman y Park, 2011), donde se implementa un arreglo de magnetorques para el control de actitud de un nanosatélite, y en (Candini *et al.*, 2012), donde se integra una rueda de reacción al sistema de magnetorques para mejorar la precisión de control en un CubeSat de 1U.

De lo anterior, en este trabajo se presenta el diseño y la construcción de un sistema de control de actitud para satélites tipo CubeSat, que utiliza ruedas de reacción que operan según la ley de conservación del momento angular, desarrollando una estructura compatible con el estándar CubeSat de 1U.

El trabajo se divide de la siguiente manera: La sección 2 describe el diseño de la estructura del CubeSat. La sección 3 presenta el modelado del sistema. En las secciones 4 y 5 se presentan diseño de las ruedas de reacción y el módulo de control actitud. La sección 6 muestra las simulaciones numéricas. Finalmente, la sección 7 está dedicada a las conclusiones del trabajo.

2. Diseño de la estructura del CubeSat

Para el diseño de la estructura de un CubeSat de 1U se deben considerar los requisitos planteados por la CubeSat Organization (Cubesat.Org, 2024), así como los establecidos por la empresa SpaceX, uno de los principales proveedores de lanzamientos espaciales.

Tabla 1: Requerimientos mecánicos de diseño de un CubeSat.

Dimensiones	10 × 10 × 10 cm
Masa	≤ 2 kg
Centro de masa	± 2 cm del centro geométrico
Material	Aluminio 6061 o 7075 (Con tratamiento térmico)
Aceleración	1 G a 17 G
	< 200 Hz
	700 Hz
Modos de vibración	800 Hz
No permitidos	925 Hz
	1000 Hz
	1950 Hz
	2000 Hz

Para que un CubeSat de 1U pueda ser lanzado al espacio, el sistema debe cumplir con los requisitos establecidos en la Tabla 1. Por tal motivo, se propone el diseño de una estructura simétrica conformada por el menor número posible de piezas distintas, de manera que, al ensamblarla, el centro geométrico coincida con el centro de masa. Como resultado, se obtiene una estructura compuesta únicamente por dos tipos de componentes: los paneles laterales y las uniones entre ellos, tal como se muestra en la Figura 1. Además, esta propuesta ofrece la ventaja de un diseño modular, ya que los mismos paneles utilizados para el CubeSat de 1U pueden emplearse para ensamblar configuraciones de mayor tamaño, como CubeSats de 2U o 3U.

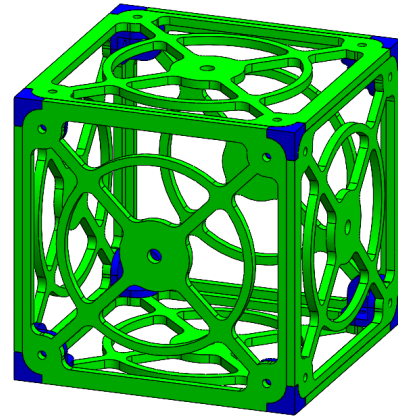


Figura 1: Ensamble del CubeSat de 1U.

Por otra parte, como una segunda etapa del diseño y con el fin de garantizar la factibilidad de la propuesta, se realizó un análisis computacional de esfuerzos y deformaciones de la estructura mediante software especializado, sometiéndola a una fuerza equivalente a 17 G, como se muestra en las Figuras 2 y 3 respectivamente. Dicho análisis demostró que los esfuerzos máximos no superan los 240 MPa, valor correspondiente al límite elástico del aluminio 6061-T6. Asimismo, los modos de vibración individuales y combinados no coinciden con las frecuencias críticas que deben evitarse (ver Tabla 2). A partir de estos resultados se concluye que la estructura propuesta cumple con los lineamientos establecidos.

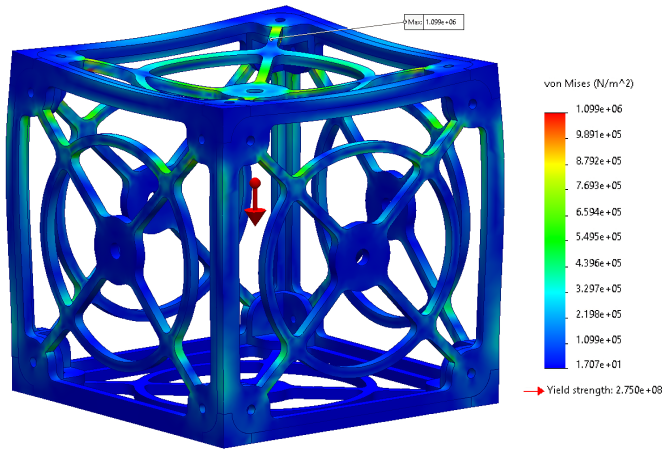


Figura 2: Análisis de esfuerzo: Estructura sometida a 17G con un esfuerzo máximo de 1.1 MPa.

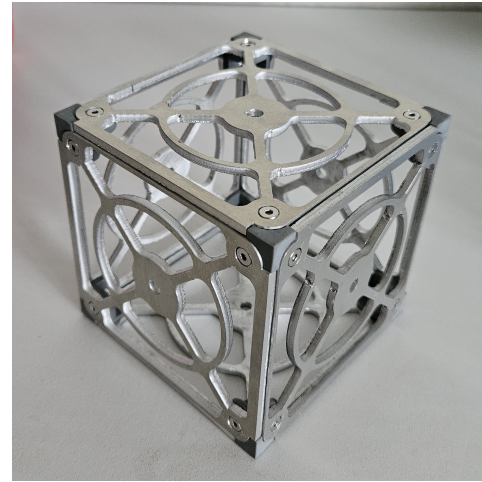


Figura 4: Implementación de la estructura propuesta.

3. Modelado del CubeSat

Para llevar a cabo el modelado del CubeSat, es necesario definir previamente la configuración de las ruedas de reacción. En este trabajo se propone una configuración de tres ruedas dispuestas ortogonalmente, como se muestra en la Figura 5. Si bien esta disposición presenta la desventaja de no incorporar redundancia en ninguno de los ejes, ofrece un modelo más sencillo y resulta más factible de implementar desde el punto de vista físico.

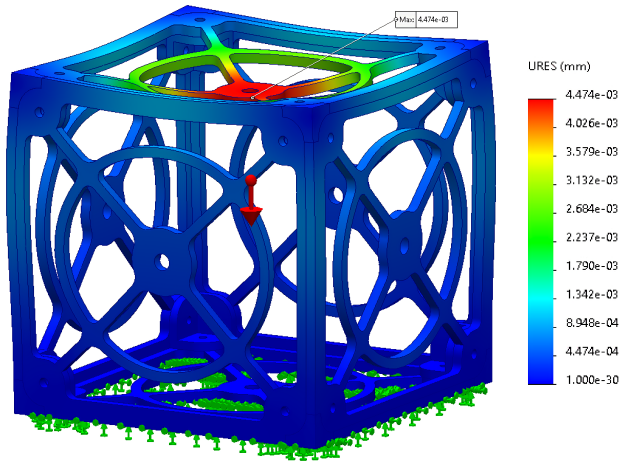


Figura 3: Análisis de deformación: Estructura sometida a 17G con deformación máxima de 4.474×10^{-3} mm.

Tabla 2: Modos de vibración de la estructura del CubeSat.

Modos de vibración	Ensamble	Esquina	Panel
1	1210.2 Hz	9444.1 Hz	1257.2 Hz
2	1249 Hz	12196 Hz	2466.6 Hz
3	1360.6 Hz	26073 Hz	2532.5 Hz

Finalmente, el diseño presentado en la Figura 1 fue manufacturado mediante maquinado CNC, garantizando la precisión dimensional requerida para el ensamble de la estructura. No obstante, dado que el espesor de los paneles de aluminio es inferior a $1/8$ in, el corte láser representa una alternativa igualmente viable y considerablemente más rápida, permitiendo reducir de forma significativa el tiempo de fabricación. La implementación de la estructura final se muestra en la Figura 4.

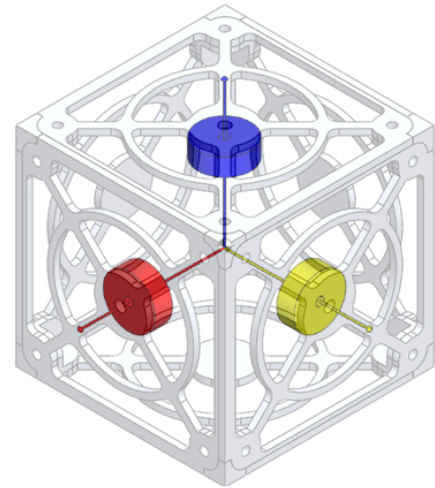


Figura 5: Implementación de la estructura propuesta.

El modelado de la actitud de un satélite (Shehzad *et al.*, 2023) parte de la ecuación de Euler (1)

$$T(t) = \dot{H}(t) + \omega \times H \quad (1)$$

donde:

- $T(t)$ representa los pares aplicados al CubeSat, tanto el de las ruedas inerciales como el de fuerzas externas que actúen sobre el satélite,
- $\omega = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]$ es el vector de velocidades angulares y

- $H(t)$ es el momento angular total que incluye la suma del momento angular del CubeSat mas los momentos angulares de cada una de las ruedas de reacción.

Debido a que, por diseño, el marco de referencia inercial se define en el centro de masa del CubeSat, que coincide con su centro geométrico, el tensor de inercia del sistema se reduce a una matriz diagonal compuesta únicamente por los momentos principales de inercia.

$$I_s = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & 0 & 0 \\ 0 & B & 0 \\ 0 & 0 & C \end{bmatrix} \quad (2)$$

donde I_s representa el tensor de inercia del satélite, $I_{xx} = A$ corresponde al momento principal de inercia respecto al eje x , $I_{yy} = B$ al momento principal respecto al eje y , y $I_{zz} = C$ al momento principal respecto al eje z .

Respecto a las ruedas de reacción, en la configuración ortogonal cada rueda se encuentra fija a uno de los ejes principales de inercia del CubeSat como se observa en la Figura 5. Dada su conveniente ubicación, los tensores de inercia de las ruedas de reacción quedan expresados como:

$$I_1 = I_{rx} = \begin{bmatrix} I & 0 & 0 \\ 0 & J & 0 \\ 0 & 0 & J \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$I_2 = I_{ry} = \begin{bmatrix} J & 0 & 0 \\ 0 & I & 0 \\ 0 & 0 & J \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$I_3 = I_{rz} = \begin{bmatrix} J & 0 & 0 \\ 0 & J & 0 \\ 0 & 0 & I \end{bmatrix} \quad (5)$$

donde I corresponde al momento de inercia de la rueda de reacción respecto a su propio eje de giro y J es el momento de inercia de la rueda con respecto a los ejes principales restantes tomando en cuenta su ubicación con respecto al centro de masa del CubeSat.

De lo anterior, el momento angular total queda definido en (6).

$$H = \begin{bmatrix} A & 0 & 0 \\ 0 & B & 0 \\ 0 & 0 & C \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} + \sum_{i=1}^3 \left(I_i \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \right) + \begin{bmatrix} I\omega_1 \\ I\omega_2 \\ I\omega_3 \end{bmatrix} \quad (6)$$

donde I_i y ω_i con $i = 1, 2, 3$ representan el tensor de inercia y la velocidad angular de la i -ésima rueda de reacción respectivamente.

Sustituyendo (6) en (1)

$$T_{ext} = \begin{bmatrix} (A + I + 2J)\dot{\omega}_x \\ (B + I + 2J)\dot{\omega}_y \\ (C + I + 2J)\dot{\omega}_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} I\dot{\omega}_1 \\ I\dot{\omega}_2 \\ I\dot{\omega}_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} (A + I + 2J)\dot{\omega}_x + I\dot{\omega}_1 \\ (B + I + 2J)\dot{\omega}_y + I\dot{\omega}_2 \\ (C + I + 2J)\dot{\omega}_z + I\dot{\omega}_3 \end{bmatrix} \quad (7)$$

Y reemplazando $\tau = I\dot{\omega}$ se tiene:

$$\begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} (A + I + 2J)\dot{\omega}_x \\ (B + I + 2J)\dot{\omega}_y \\ (C + I + 2J)\dot{\omega}_z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} (C - B)\omega_y\omega_z + I(\omega_y\omega_3 - \omega_z\omega_2) \\ (A - C)\omega_x\omega_z + I(\omega_z\omega_1 - \omega_x\omega_3) \\ (B - A)\omega_x\omega_y + I(\omega_x\omega_2 - \omega_y\omega_1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tau_1 \\ \tau_2 \\ \tau_3 \end{bmatrix} \quad (8)$$

donde $I\omega_i = \tau_i$ es el par aplicado al CubeSat en la i -ésima rueda, es decir, τ_i es la i -ésima entrada de control.

Considerando la convención de rotaciones en tres dimensiones: *roll*, *pitch*, *yaw*, se asumen tres rotaciones consecutivas alrededor de los ejes x , y , z respectivamente. En consecuencia, se definen las siguientes variables:

$$\begin{aligned} \omega_x &= \dot{\phi} & \dot{\omega}_x &= \ddot{\phi} \\ \omega_y &= \dot{\theta} & \dot{\omega}_y &= \ddot{\theta} \\ \omega_z &= \dot{\psi} & \dot{\omega}_z &= \ddot{\psi} \end{aligned} \quad (9)$$

Sustituyendo las variables de (9) en el sistema (8) y resolviendo para las variables de aceleración angular se tiene:

$$\ddot{\phi} = \frac{T_x}{A + I + 2J} + \left(\frac{B - C}{A + I + 2J} \right) \dot{\theta}\dot{\psi} + \left(\frac{I}{A + I + 2J} \right) (\dot{\psi}\omega_2 - \dot{\theta}\omega_3) - \frac{\tau_1}{A + I + 2J} \quad (10)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{T_y}{B + I + 2J} + \left(\frac{C - A}{B + I + 2J} \right) \dot{\phi}\dot{\psi} + \left(\frac{I}{B + I + 2J} \right) (\dot{\phi}\omega_3 - \dot{\psi}\omega_1) - \frac{\tau_2}{B + I + 2J} \quad (11)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{T_z}{C + I + 2J} + \left(\frac{A - B}{C + I + 2J} \right) \dot{\phi}\dot{\theta} + \left(\frac{I}{C + I + 2J} \right) (\dot{\theta}\omega_1 - \dot{\phi}\omega_2) - \frac{\tau_3}{C + I + 2J} \quad (12)$$

Las ecuaciones (10), (11) y (12) describen la dinámica completa del CubeSat.

El vector T representa los pares externos aplicados al CubeSat. Para modelar este vector se considera el par ocasionado por el gradiente gravitacional producido por la variación del campo magnético de la Tierra, como la perturbación externa predominante debido a la baja altitud orbital, definiéndose como sigue (Curtis, 2005):

$$T_{ext} = \begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} = \frac{3\mu}{R^3} \begin{bmatrix} \frac{r_{0y}r_{0z}}{r_0^2} (C - B) \\ \frac{r_{0x}r_{0z}}{r_0^2} (A - C) \\ \frac{r_{0x}r_{0y}}{r_0^2} (B - A) \end{bmatrix} \quad (13)$$

donde: R es la distancia del centro de la tierra al centro de gravedad del CubeSat, μ es la constante gravitacional que equivale aproximadamente a $3.98199 \times 10^{14} m^3/s^2$ y r_{0x}/r_0 , r_{0y}/r_0 , r_{0z}/r_0 son los cosenos directores del vector de posición del centro de masa del CubeSat (Curtis, 2005) con respecto al marco de referencia inercial que es el centro del planeta Tierra.

Es importante destacar que la magnitud máxima de los cosenos directores es igual a uno. Adicionalmente, para un satélite en órbita baja con una distancia promedio al centro de la Tierra de $R = 6700 \text{ km}$, el factor $3\mu/R^3 \cong 4 \times 10^{-6} s^{-2}$ representa el valor máximo de magnitud de los coeficientes que multiplican los términos de inercia del CubeSat. Para un CubeSat de

1U con masa de 2 kg, los momentos de inercia son del orden de $10^{-3} \text{ N} \cdot \text{m}$; en consecuencia, los torques gravitacionales que actúan un CubeSat de este tipo son del orden de $10^{-9} \text{ N} \cdot \text{m}$.

4. Diseño de las ruedas de reacción

El principio de funcionamiento de las ruedas de reacción en el espacio se basa en la ley conservación del momento angular, la cual se emplea para diseñar una rueda de reacción adecuada para el sistema CubeSat y dicha ley se describe en (14).

$$I_s \omega_s = I_r \omega_r \quad (14)$$

donde I_s y ω_s son el momento de inercia y velocidad angular del satélite, I_r y ω_r son el momento de inercia y velocidad angular de la rueda de reacción, respectivamente.

Dado que la inercia es una propiedad intrínseca de la masa, el CubeSat, al ser considerablemente más masivo y voluminoso que las ruedas de reacción que alberga, posee un momento de inercia significativamente mayor. En consecuencia, para una velocidad angular del CubeSat ω_s , y considerando que el momento de inercia de la rueda es mucho menor, de (14) se deduce que la velocidad angular de la rueda de reacción es superior a la del CubeSat.

El diseño presentado en este trabajo sigue el procedimiento descrito en (Hayleek Jr., 1965), el cual considera el momento de inercia y la velocidad máxima de rotación del satélite. A partir de estos parámetros se calcula el momento angular máximo denotado como H_{max} , que corresponde al término del lado izquierdo de la ecuación (14).

Posteriormente, se define la velocidad angular máxima permitida para la rueda de reacción en rad/s , la cual está determinada por la capacidad del motor utilizado. Con este valor, es posible calcular el momento de inercia requerido para la rueda de reacción, según se indica en (15).

$$I_r = I_s \frac{\omega_s}{\omega_r} = \frac{H_{max}}{\omega_r} \quad (15)$$

Para el CubeSat propuesto en este trabajo, se considera un momento angular máximo de $H_{max} = 1.8 \times 10^{-3} \text{ kg} \cdot \text{m}^2/\text{s}$, y se establece una velocidad máxima de rotación para la rueda de reacción de 1000 rad/s o 9500 rpm . Al aplicar la ecuación (15), se obtiene una inercia de $I_r = 1.8 \times 10^{-6} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$.

El diseño de la rueda de reacción contempla restricciones de peso y dimensiones. Con el fin de optimizar el uso del espacio disponible dentro del CubeSat, se propone una geometría de cilindro hueco que permite alojar el motor en el interior de la rueda. El diseño resultante se muestra en la Figura 6.

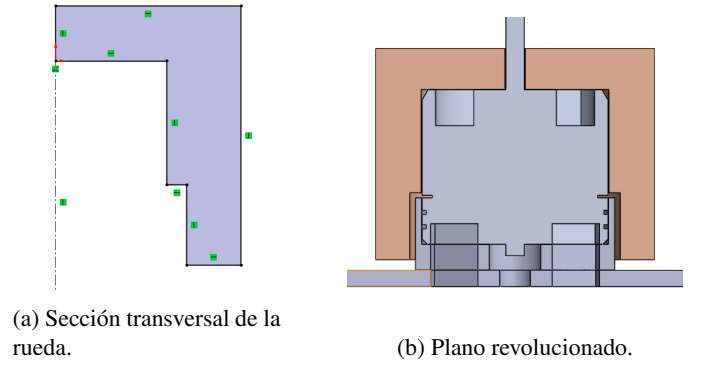


Figura 6: Diseño propuesto de la rueda de reacción.

Definiendo los parámetros de la rueda que determinan su momento de inercia y su masa (ver Figura 7), las variables señaladas con flechas rojas corresponden a parámetros ajustables que permiten modificar el momento de inercia, mientras que las representadas con líneas azules son valores fijos. A partir de esta definición se obtienen las ecuaciones (16) y (17), que describen, respectivamente, el momento de inercia y la masa de la rueda de reacción.

$$I_r = \frac{1}{2} \rho \pi [H1 R1^4 + (R1^4 - R2^4) + 0.65(R1^4 - R3^4)] \quad (16)$$

$$M = \rho \pi [R1(H1^2 + 16.5) - 10R2^2 - 6.5R3^2] \quad (17)$$

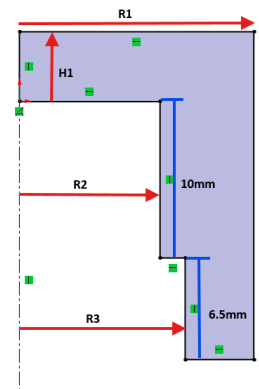


Figura 7: Variables de diseño de la rueda de reacción.

A partir de lo anterior, se plantea el siguiente problema de optimización, definido por la ecuación (18) y apoyado en el diagrama de la Figura 7, con el objetivo de determinar los parámetros de la rueda de reacción que cumplan las restricciones de diseño establecidas.

Minimizar

$$f(x) = M = \rho \pi [x_2(x_1^2 + 16.5) - 10x_3^2 - 6.5x_4^2] \quad (18)$$

s.a.

$$x_1 \geq 3mm \quad (19)$$

$$x_3 \geq 9mm \quad (20)$$

$$x_4 \geq 9.75mm \quad (21)$$

$$x_3 \leq x_4 \quad (22)$$

$$x_2 \geq x_4 + 3mm \quad (23)$$

$$\frac{1}{2}\rho\pi[x_1x_2^4 + 10(x_2^4 - x_3^4) + 6.5(x_2^4 - x_4^4)] = 1800g \cdot mm^2 \quad (24)$$

donde: $x_1 = H1$, $x_2 = R1$, $x_3 = R2$ y $x_4 = R3$ son las variables de diseño mostradas en la Figura 7.

Las restricciones de diseño se definieron con base en las dimensiones mínimas necesarias para alojar el motor dentro de la rueda y asegurar un espesor adecuado de las paredes del cilindro que facilite su manufactura. El material seleccionado para la fabricación fue aluminio, con una densidad de $\rho = 2700, g/mm^3$.

La optimización se realizó mediante la función `fmincon()` de MATLAB. La evolución de la función objetivo, descrita en la ecuación (18), se presenta en la Figura 8, y los parámetros resultantes se resumen en la Tabla 3.

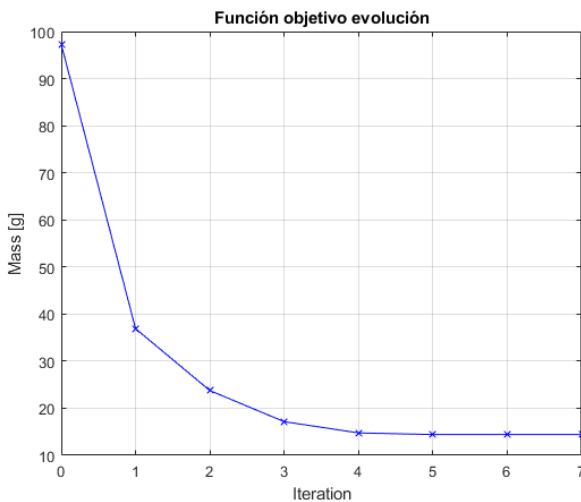


Figura 8: Evolución de la función objetivo.

Tabla 3: Parámetros obtenidos mediante el proceso de optimización.

Parámetro	Valor
f	14.41 g
x_1	3 mm
x_2	13.3 mm
x_3	10.3 mm
x_4	10.3 mm

5. Módulo de control de actitud

El módulo de control (ADCS) propuesto está conformado por un motor de corriente directa, una rueda de reacción, una

etapa de conversión de energía, un controlador de motor (driver), un conjunto de sensores destinados a la determinación de la actitud del CubeSat y un microcontrolador encargado del procesamiento y filtrado de la información, la ejecución de las leyes de control y la gestión de los actuadores con el propósito de alcanzar la actitud deseada.

El diseño del módulo de control se presenta en los diagramas de las Figuras 9 y 10

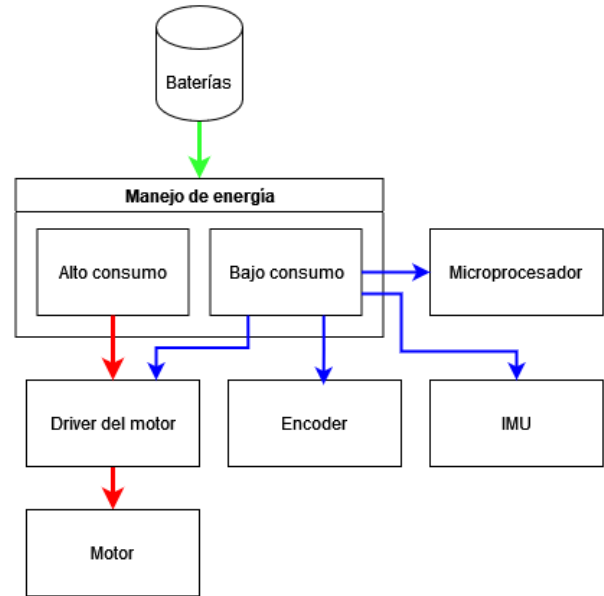


Figura 9: Diagrama de distribución de energía eléctrica.

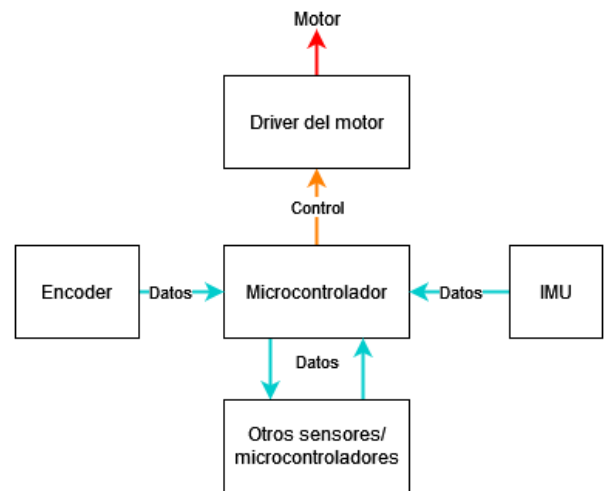
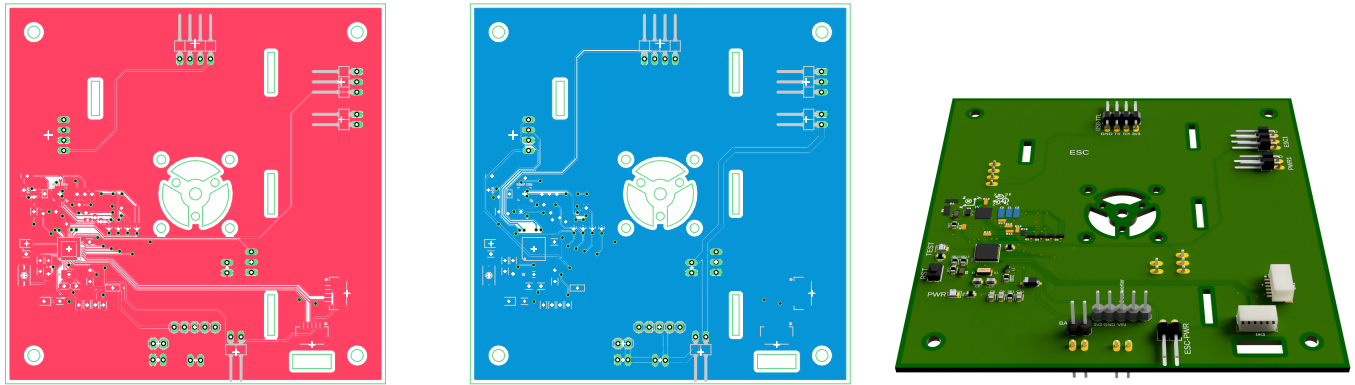


Figura 10: Diagrama de flujo de información.

Cabe destacar que el módulo propuesto incluye únicamente el encoder del motor y una unidad de medición inercial (IMU) como sensores principales, aunque cuenta con la posibilidad de incorporar sensores complementarios. Por ejemplo, es común integrar un sensor *star tracker* como apoyo a la IMU, con el propósito de mitigar los errores acumulativos en las mediciones característicos de este tipo de dispositivos. Además, el módulo es capaz de interactuar con otros microcontroladores o con la computadora a bordo del CubeSat.



(a) PCB: capa superior.

(b) PCB: capa inferior.

(c) PCB: Renderizado 3D.

Figura 11: Diseño de la PCB del módulo del circuito de control de actitud.

Los principales componentes considerados en el diseño se presentan a continuación.

- **Motor.** Brushless con una velocidad máxima de hasta 20 000 rpm y un consumo de 300 mA en vacío. Debido al bajo peso de la rueda inercial y a la ausencia de gravedad en el espacio, el consumo eléctrico del motor será comparable al registrado en condiciones de vacío.
- **Driver.** Una controladora electrónica de velocidad (ESC) comercial de 6 A, con capacidad de reprogramación, dado que las ESC convencionales permiten el giro de los motores brushless únicamente en un sentido.
- **IMU.** Sensor ICM-20948 de nueve ejes y bajo consumo (2.5 mW), que integra un giróscopo, un acelerómetro y un magnetómetro cada uno de tres ejes.
- **Encoder.** Sensor magnético Pololu, seleccionado por su tamaño compacto y facilidad de conexión.
- **Microcontrolador.** STM32L432KC, procesador de 32 bits de bajo consumo y alto rendimiento, que permite la implementación de leyes de control con mayor complejidad y la incorporación de sensores adicionales en futuras ampliaciones del sistema.
- **regulador de voltaje.** D45V5F3, regulador de voltaje step-down. Incorpora protección contra cortocircuito y sobrecalentamiento, eficiencia superior al 90 % y diseño compacto.

Los componentes descritos pueden modificarse o complementarse con nuevos elementos en función de los requisitos específicos de la misión o de las características del CubeSat; sin embargo, el método de diseño de la rueda de reacción descrito en la Sección 4, así como el principio de implementación y el funcionamiento general del sistema (ver Figura 12), permanecen invariables.

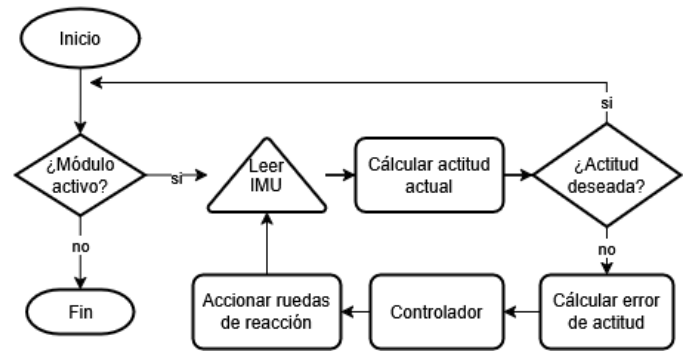


Figura 12: Diagrama de flujo del módulo de control de actitud.

Finalmente, la Figura 13 presenta la implementación física de la placa de circuito impreso (PCB) correspondiente al sistema propuesto.

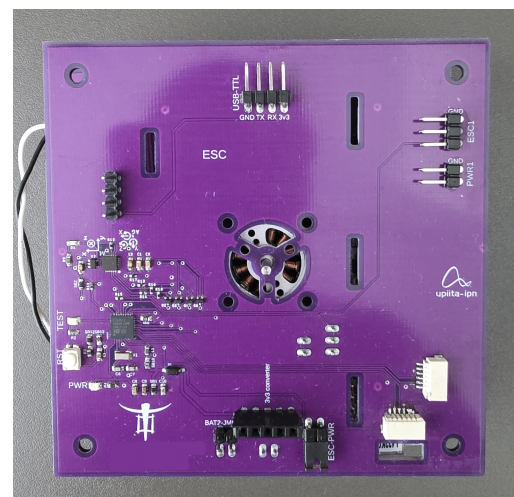


Figura 13: Implementación física del circuito impreso.

6. Esquema de control

En esta sección se describe el esquema de control seleccionado para la implementación del módulo ADCS, el cual emplea

un controlador PID.

La dinámica del CubeSat, expresada en las ecuaciones (10), (11) y (12), muestra que la rotación alrededor de un eje afecta las rotaciones de los otros ejes. En otras palabras, una maniobra de rotación en un eje induce perturbaciones en los demás.

Al considerar una maniobra de cambio de actitud compuesta por rotaciones secuenciales sobre un único eje principal, y asumiendo que los dos ejes restantes permanecen fijos, se elimina la perturbación inducida. Esto conduce a un sistema simplificado formado por tres ecuaciones independientes, dadas por (25), (26) y (27). Un resultado equivalente se obtiene al linealizar el sistema y evaluarlo en el punto de equilibrio $x = [0, 0, 0, 0, 0, 0]$.

$$\ddot{\phi} = \frac{T_x}{A + I + 2J} - \frac{\tau_1}{A + I + 2J} \quad (25)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{T_y}{B + I + 2J} - \frac{\tau_2}{B + I + 2J} \quad (26)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{T_z}{C + I + 2J} - \frac{\tau_3}{C + I + 2J} \quad (27)$$

donde T_i representa un par o perturbación externo, y τ_i es la entrada de control del sistema.

Expresando la dinámica linealizada de un solo eje definida por la ecuación (25) y definiendo los estados $x_1 = \phi$ y $x_2 = \dot{\phi}$ se obtiene el siguiente sistema en espacio de estados:

$$\dot{x}_1 = x_2 \quad (28)$$

$$\dot{x}_2 = \xi - \frac{u}{A + I + 2J} \quad (29)$$

donde ξ representa el término que agrupa las perturbaciones del sistema. Tal como se describió en la Sección 3, dado que los torques externos T presentan magnitudes del orden de $10^{-9}, N \cdot m$, el término ξ representa magnitudes del orden de $10^{-6}, N \cdot m$. Considerando que dichas perturbaciones se caracterizan por bajas frecuencias, se implementó un controlador PID, descrito en la ecuación (30).

$$u = -\frac{1}{\alpha} \left[\ddot{x}^* - k_p(x - x^*) - k_d(\dot{x} - \dot{x}^*) - k_i \int (x - x^*) \right] \quad (30)$$

donde α es una constante que depende de los valores físicos de inercia del sistema y x^* representa el estado deseado del sistema en un tiempo t dado.

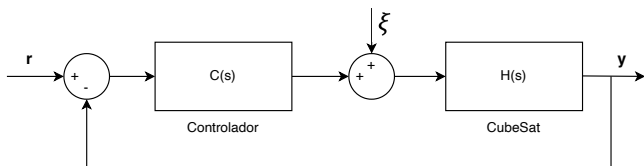


Figura 14: Esquema del control aplicado al CubeSat.

El controlador recibe como entradas el error en la posición angular y su derivada, junto con una trayectoria de referencia suave que describe la maniobra de cambio de actitud. Dicha trayectoria se define entre la posición angular inicial del CubeSat al momento de activar el controlador y la posición final

deseada, de modo que al concluir la maniobra se obtiene una referencia constante que representa la orientación objetivo. La trayectoria se genera mediante un polinomio de Bézier, parametrizado por los tiempos de inicio y final que determinan la duración total de la maniobra de rotación.

La sintonización de las ganancias del controlador se realizó mediante el método de asignación de polos, empleando la función de transferencia obtenida del sistema linealizado (25). Las ganancias se determinaron a partir de una dinámica deseada definida por la frecuencia natural y el factor de amortiguamiento.

$$k_p = \omega_n^2 + 2\zeta\omega_n\lambda \quad (31)$$

$$k_d = 2\zeta\omega_n + \lambda \quad (32)$$

$$k_i = \omega_n^2\lambda \quad (33)$$

donde ω_n es la frecuencia natural del controlador, ζ representa el factor de amortiguamiento y λ la frecuencia del polo no dominante.

Para las simulaciones y resultados reportados en este trabajo, las ganancias del controlador asignadas fueron $k_p = 25.01$, $k_d = 20$ y $k_i = 0.0125$.

La Figura 15 muestra el desempeño del controlador frente a perturbaciones periódicas de baja frecuencia y magnitud de $10^{-5}, N \cdot m$. En contraste, la Figura 16 presenta la respuesta del sistema ante perturbaciones aleatorias hasta $1 \times 10^{-3}, N \cdot m$, valores considerablemente superiores a los esperados en un CubeSat de 1U.

Se observa que, en el primer caso de estudio, el controlador sigue la trayectoria de referencia sin dificultad, obteniéndose un error cuadrático medio (ECM) de $ECM = 2.365 \times 10^{-8} rad^2$. En el segundo caso, las gráficas evidencian ligeras desviaciones entre la trayectoria de referencia y la respuesta del sistema, particularmente notorias en la Figura 16b. Esta simulación presenta un $ECM = 2.738 \times 10^{-5} rad^2$, valor que se incrementa conforme aumenta la magnitud del torque aplicado como perturbación. No obstante, en ambos casos los resultados muestran un torque máximo aplicado de $1 \times 10^{-3} N \cdot m$ como señal de control, el cual es consistente con las capacidades de un motor de corriente directa de pequeñas dimensiones, con una capacidad nominal de hasta $1 \times 10^{-2} N \cdot m$, así como con el motor seleccionado para la implementación física del sistema. En función de los resultados, es posible evaluar la idoneidad del motor propuesto para el módulo ADCS; en caso contrario, se deberá seleccionar un nuevo motor y repetir el procedimiento descrito en la Sección 4.

El mismo controlador PID se implementó para una maniobra de rotación simultánea sobre los tres ejes, utilizando el modelo no lineal descrito en la Sección 3, en el cual la rotación sobre uno de los ejes principales induce perturbaciones en los demás ejes de rotación. Los resultados presentados en la Figura 17 muestran que el controlador propuesto en lazo cerrado con la aproximación lineal descrita por las ecuaciones (28) y (29), tiene un comportamiento adecuado, presentando un índice de desempeño para cada eje de $ECM = [8.518 \times 10^{-8}, 2.157 \times 10^{-7}, 4.241 \times 10^{-7}] rad^2$, respectivamente. Además, se observa que las perturbaciones inducidas son menores que aquellas consideradas en el orden de magnitud de $10^{-6}, N \cdot m$, dado que no se aprecia una afectación significativa en la señal de control.

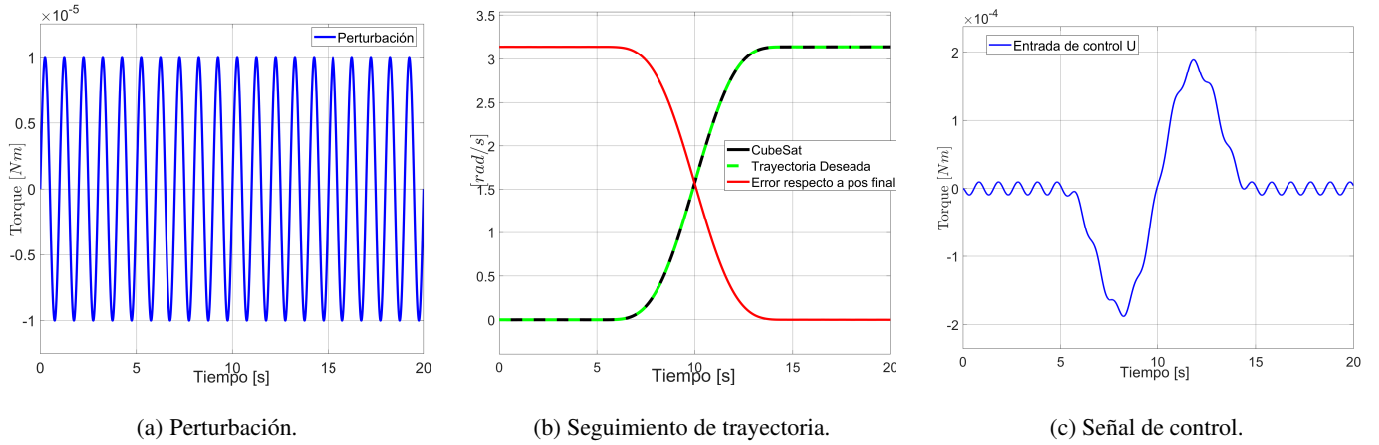


Figura 15: Resultados de comportamiento del sistema ante perturbaciones periódicas de magnitud moderada.

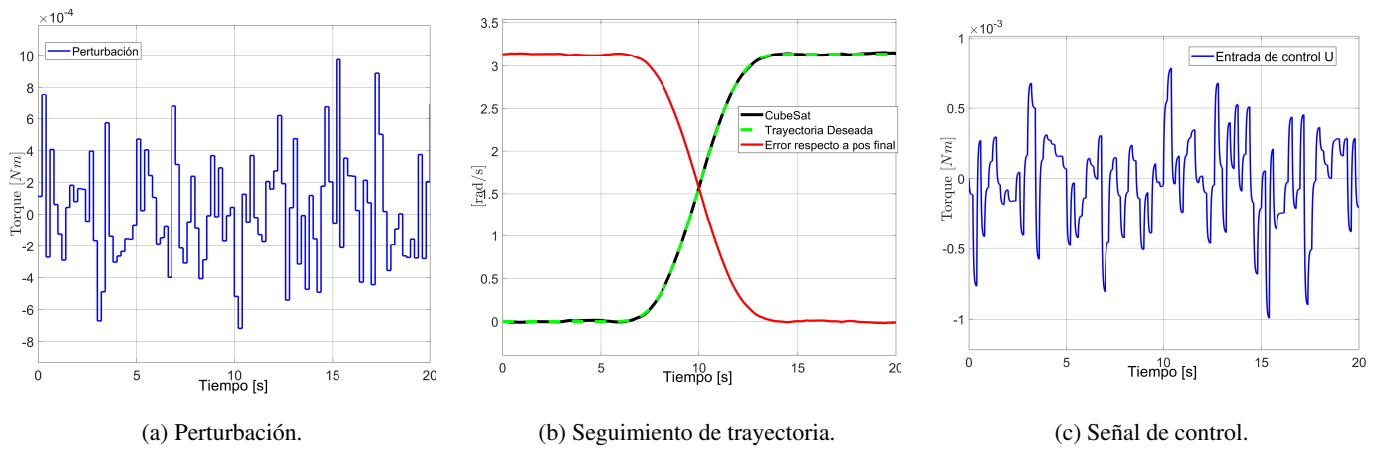


Figura 16: Resultados de comportamiento del sistema ante perturbaciones aleatorias de magnitud elevada.

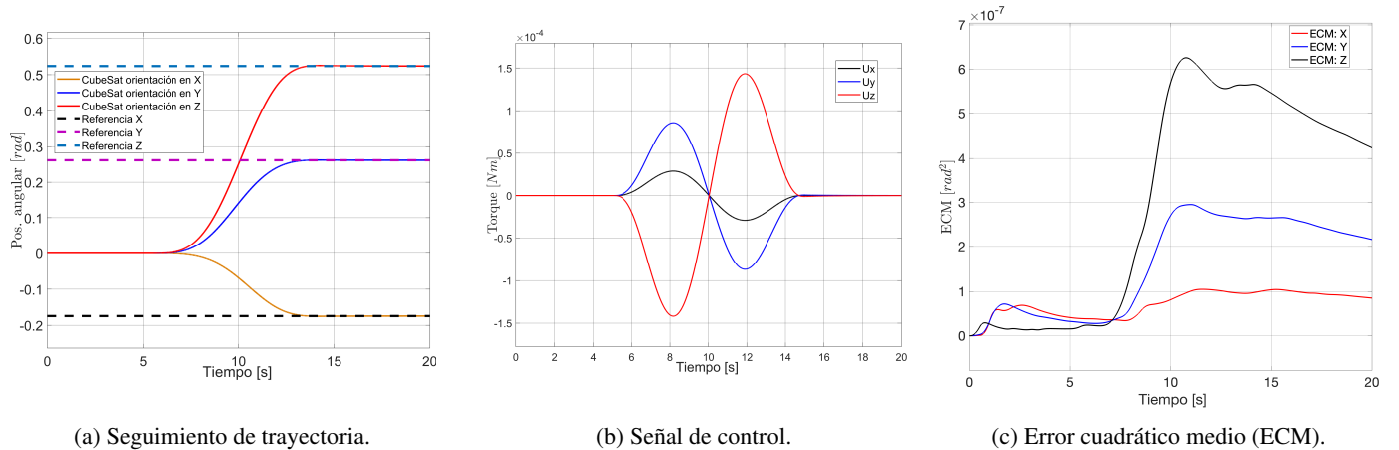


Figura 17: Maniobra de rotación en tres ejes simultáneamente.

7. Conclusiones

Este trabajo presenta el diseño integral de un módulo de control de actitud (ADCS) para satélites tipo CubeSat, orientado a proporcionar una solución modular, adaptable y de fácil implementación. Se abordan los aspectos esenciales del diseño estructural conforme al estándar CubeSat, el modelado dinámico del sistema, la metodología de diseño de las ruedas de reac-

ción y la integración electrónica del módulo de control.

La estructura mecánica propuesta demostró ser capaz de soportar aceleraciones de hasta $17G$ sin daño ni deformación permanente. Las deformaciones se mantuvieron en el rango de 10^{-3} mm y los esfuerzos máximos no superaron los 1.1 MPa , valor significativamente inferior al límite elástico del aluminio (240 MPa), cumpliendo así con los requisitos mecánicos establecidos. Además, el costo estimado de manufactura, cercano a

\$7000MXN, representa una reducción considerable frente a alternativas comerciales que superan los \$20000MXN (Systems, 2025).

El diseño de la rueda de reacción garantiza su adecuación a los requerimientos de misión, permitiendo ajustar su geometría al motor seleccionado y al espacio disponible dentro del CubeSat, además de optimizar su manufactura. El método propuesto facilita la selección del motor más apropiado conforme a las especificaciones de la misión y el desarrollo del módulo ADCS empleando componentes comerciales de fácil adquisición. La implementación física del módulo tuvo un costo aproximado de \$3500 MXN, siendo el motor el componente de mayor valor. Aunque el sistema se implementó únicamente para un eje y sin sensores redundantes, representa una alternativa viable como punto de partida para el diseño de un módulo ADCS completo y apto para misiones espaciales. En comparación, los módulos comerciales disponibles varían desde aproximadamente \$4500 USD (SatCatalog, 2025b), en configuraciones basadas únicamente en magnetotorques, hasta \$60 000 USD (SatCatalog, 2025a) en sistemas con ruedas de reacción, dependiendo de la precisión de apuntamiento y la velocidad de rotación. Por tanto, el método presentado constituye una contribución relevante al permitir el diseño de ruedas de reacción considerando estos parámetros clave.

El esquema de control PID implementado mostró un desempeño estable tanto en maniobras de un solo eje, con un $ECM = 2.365 \times 10^{-8} \text{ rad}^2$, como en rotaciones simultáneas sobre los tres ejes principales con un $ECM \leq 5 \times 10^{-7} \text{ rad}^2$ siempre que las magnitudes de las perturbaciones se mantuvieron dentro del rango esperado, del orden de $10^{-6} \text{ N} \cdot \text{m}$. En los casos de estudio analizados, el torque requerido por las ruedas de reacción se vio afectado por la presencia de perturbaciones; sin embargo, los valores obtenidos no superaron los $1 \times 10^{-3} \text{ N} \cdot \text{m}$, magnitud consistente con las capacidades de un motor de corriente directa, con una capacidad nominal de hasta $1 \times 10^{-2} \text{ N} \cdot \text{m}$.

Los resultados presentados se obtuvieron mediante simulaciones de los modelos matemáticos previamente descritos y los parámetros físicos del sistema implementado. En esta etapa del proyecto no fue posible realizar pruebas experimentales, ya que aún no se dispone de la plataforma física correspondiente, la cual consiste en un cojinete de aire esférico. En un trabajo futuro se busca realizar pruebas experimentales del prototipo sobre el cojinete esférico y comparar con los resultados obtenidos en las simulaciones numéricas.

Tal como se describió al final de la Sección 3, la naturaleza y magnitud de las perturbaciones dependen directamente del tamaño y de la órbita del satélite. Para un CubeSat de 1U, se consideran perturbaciones del orden de $10^{-9} \text{ N} \cdot \text{m}$. El controlador propuesto demostró estabilidad ante perturbaciones de hasta $10^{-5} \text{ N} \cdot \text{m}$, por lo que se prevé un desempeño adecuado durante la operación en el espacio. En CubeSats de mayor tamaño, el incremento del momento de inercia implica perturbaciones más significativas; además, deben considerarse efectos adicionales, como el arrastre atmosférico o el torque generado por la presión de radiación solar, debido al aumento del área expuesta.

Cabe destacar que los casos de estudio consideraron maniobras de cambio de actitud con una duración de 10s. En con-

diciones reales, este tipo de maniobras suelen extenderse por varios minutos, ya que una rotación más lenta permite alcanzar una mayor precisión y requiere un torque menor.

Finalmente, aunque en la presente propuesta se emplearon ESC comerciales para motores brushless por su disponibilidad y facilidad de integración, se identifica como mejora futura el desarrollo de un controlador propio embebido en la misma tarjeta de control. Esta integración permitiría optimizar el uso del espacio disponible en la PCB, facilitar la incorporación de nuevos subsistemas y aumentar la compacidad y autonomía del sistema.

Agradecimientos

Este trabajo está financiado por la Secretaría de Investigación y Posgrado del Instituto Politécnico Nacional (SIP-IPN) con los números de registro 20250110, 20250098 y 20250168. M. T. Carmona Bellido es becario de la Secretaría de Ciencia, Humanidades, Tecnología e Innovación (Secihti) y agradece el apoyo otorgado.

Referencias

- Abdelrahman, M. y Park, S. (2011). Integrated attitude determination and control system via magnetic measurements and actuation. *Acta Astronautica*, 69(3-4):168–185. 10.1016/j.actaastro.2011.03.010.
- Candini, G., Piergentili, F., y Santoni, F. (2012). Miniaturized attitude control system for nanosatellites. *Acta Astronautica*, 81(1):325–334. 10.1016/j.actaastro.2012.07.027.
- Cubesat.Org (2024). Cubesat design specification rev. 14.1. Recuperado el 30 de junio de 2025, de <https://www.cubesat.org/cubesatinfo>.
- Curtis, H. D. (2005). *Orbital mechanics for engineering students*. Elsevier. isbn 0-7506-6169-0.
- Córtez, E. (2019). *Experimentación del control de actitud en un prototipo de CubeSat con ruedas de reacción*. Tesis doctoral, Universidad Nacional de Colombia.
- Hayleck Jr., C. R. (1965). Analysis of the motion of a satellite - reaction wheel assembly optimized for weight and power. Technical report, NASA, Goddard Space Flight Center.
- J.Li, Post, M., Wright, T., y Lee, R. (2013). Design of attitude control systems for cubesat-class nanosatellite. *Journal of Control Science and Engineering*, 2013(1):657182. <http://dx.doi.org/10.1155/2013/657182>.
- Liddle, J. D., Holt, A. P., y Jason, S. J. (2020). Space science with cubesats and nanosatellites. *Nature Astronomy*, 4:1026–1030. 10.1038/s41550-020-01247-2.
- Mehta, A. (2023). Satélites, sensores y modelos de sistemas terrestres de la nasa usados para la gestión de recursos hídricos. NASA: programa ARSET. Recuperado el 30 de junio de 2025, de <https://appliedsciences.nasa.gov/sites/default/files/span-Session2B.pdf>.
- Millan, R. M., Steiger, R. V., Ariel, M., y Bartalev, S. (2019). Small satellites for space science a cospar scientific roadmap. *Advances in space research*, 64:1466–1517. 10.1016/j.asr.2019.07.035.
- Ovchinnikov, M., Pen'ko, V., O.Norberg, y Barabash, S. (2000). Attitude control system for the first swedish nanosatellite "munin". *Acta Astronautica*, 46(2-6):319–326. 10.1016/S0094-5765(99)00226-X.
- Santoni, F. y Zelli, M. (2009). Passive magnetic attitude stabilization of the unisat-4 microsatellite. *Acta Astronautica*, 65:792–803. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2009.03.012>.
- SatCatalog (2025a). Adcs-r3. Recuperado el 7 de julio de 2025, de <https://www.satcatalog.com/component/adcs-r3>.
- SatCatalog (2025b). Aeromagcontrol. Recuperado el 7 de julio de 2025, de <https://www.satcatalog.com/component/aeromagcontrol>.
- Shehzad, M. F., Asghar, A. B., Jaffery, M. H., Naved, K., y Conka, Z. (2023). Neuro-fuzzy system based proportional derivative gain optimized attitude control of cubesat under leo perturbations. *Heliyon*, 9. 10.1016/j.heliyon.2023.e20434.
- Systems, P. S. (2025). Cubesat kit chassis walls. Recuperado el 7 de julio de 2025, de <https://www.pumpkinspace.com/store/p30/CubeSatkit%E2%84%A2chassiswalls.html>.

- Xiang, T., Meng, T., Wang, H., Han, K., y Jin, Z. (2012). Design and on-orbit performance of the attitude determination and control system for the zdps-1a pico-satellite. *Acta Astronautica*, 77:182–196. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2012.03.023>.
- Y.W.Jan y Chiou, J. (2005). Attitude control system for rocsat-3 microsatellite: a conceptual design. *Acta Astronautica*, 56(4):439–452. [10.1016/j.actaastro.2004.05.066](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2004.05.066).