

Simulación del subsistema de estabilización de un nanosatélite en órbita baja

Ing. León Durazo Vladimir, Dr. Héctor Manzanilla Granados, M en C.

Jaime Hugo Puebla Lomas
Escuela Superior de Cómputo
I.P.N. CDMX México.

Tel.(55)57296000 ext. 52039

E-mail: yleond1700@alumno.ipn.mx, hmanzanilla@ipn.mx, jpuebla@ipn.mx

Resumen — El proyecto presentado consiste en el desarrollo de una simulación del subsistema de estabilización de un nanosatélite tipo CubeSat de 1U, fue utilizado un modelado matemático con la finalidad de darle la estabilización a la rueda de reacción que fungió como elemento de estabilización en un solo eje “y” sin considerar los demás ejes. También se utilizaron sensores como magnetómetros, acelerómetros y giroscopios, para lograr la estabilidad de la rueda de reacción, con ayuda de la implementación de un PID de uno de los ejes en hardware.

Palabras clave — Modelo de orientación físico, Microcontroladores, Física, Subsistema de control de estabilización.

Abstract -- The presented project consists of the development of a simulation of the stabilization subsystem of a 1U CubeSat nanosatellite, a mathematical modeling was used in order to give the stabilization to the reaction wheel that served as a stabilization element in a single “y” axis without considering the other axes. Sensors such as magnetometers, accelerometers and gyroscopes were also used to achieve the stability of the reaction wheel, with the help of the implementation of a PID of one of the axes in hardware.

Keywords -- Physical orientation model, Microcontrollers, Physics, Stabilization control subsystem.

I. INTRODUCCIÓN

En el contexto del desarrollo aeroespacial, los satélites han desempeñado un papel clave en la exploración científica, la observación terrestre y la comunicación.

Un satélite CubeSat es un tipo de satélite de tamaño muy pequeño (nanosatélite), cuyo objetivo es llevar variedad de misiones las cuales pueden ir desde observaciones terrestres, hasta experimentos

científicos en condiciones de microgravedad. Su compacta huella descrita mediante expresiones de unidades estandarizadas (1U, 2U, 3U).

El tamaño estándar de CubeSat utiliza una "unidad" o "1U" que mide 10x10x10 centímetros y es extensible a tamaños más grandes; 1.5, 2, 3, 6 e incluso 12U (Fig. 1) [1]

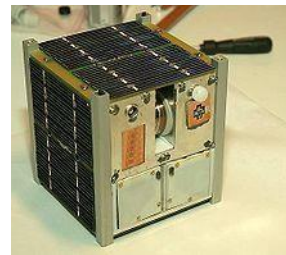


Figura 1. Ncube-2, un CubeSat noruego con dimensiones de 1U [2]

Su ubicación en el espacio exterior de estos tipos de nanosatélites se desarrolla en la órbita baja terrestre, conocida como LEO, la Low Earth Orbit (LEO) [Órbita Terrestre Baja], es una órbita circular de 300 km de ancho, ubicada entre la superficie de la tierra y el cinturón de Van Allen, a una altitud de 400 km respecto a la superficie de la tierra, y cuenta con un periodo de 128 minutos para realizar un recorrido completo alrededor de la tierra. [3]

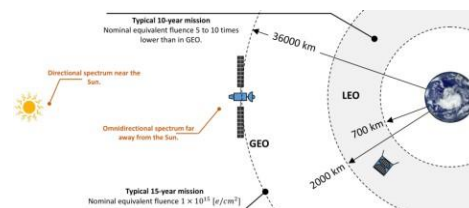


Figura 2. Ilustración de la órbita terrestre baja (LEO) y la órbita terrestre geostacionaria (GEO) con fluencias equivalentes típicas

Debido a que en el espacio exterior no existen referencias definidas para las posiciones comunes

en la tierra como: arriba, abajo, derecha e izquierda, se ocupan diferentes planos de referencia para lograr la localización y ubicación de dichos satélites en las diferentes órbitas que rodean al planeta tierra.

Para los satélites en órbita terrestre baja, el par aerodinámico y el par del gradiente de gravedad son los pares de perturbación dominantes. Es difícil modelar el par aerodinámico porque está relacionado con la actividad solar, el índice geomagnético, la geometría de la nave, la actitud de la nave, la altitud de la nave y muchos otros factores, pero se sabe que se puede modelar el par del gradiente de gravedad. [4]

Siendo así un desafío técnico clave en la implementación de un nanosatélite tipo CubeSat, es el desarrollo de sistemas de estabilización y propulsión capaces de garantizar la precisión orbital y el cumplimiento de las misiones asignadas.

II. METODOLOGÍA

En un primer acercamiento, se asume que el satélite está influenciado únicamente por la gravedad terrestre, ya que orbita a unos 500 km de altura, dentro de la esfera de influencia predominante de la Tierra.

La gravedad permite calcular la velocidad tangencial necesaria para mantener una órbita estable, aproximadamente de 7.6 Km/s, con un periodo orbital de 94 minutos. [5]

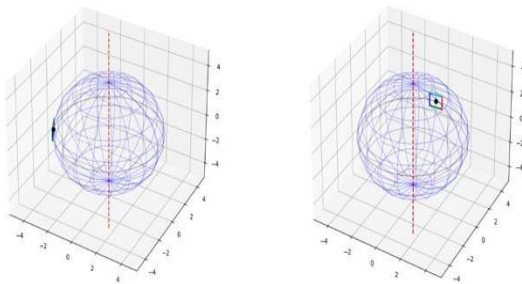


Figura 3. Rotación A y A' de un cuadrado alrededor de su eje de simetría, el cuadro se puede imaginar como la cara de un cubo que siempre apunta hacia la superficie de la tierra. [6]

Cuando el CubeSat requiere mantener una orientación fija, como una cara apuntando hacia la Tierra, debe rotar continuamente sobre su eje perpendicular. Este comportamiento se modela utilizando matrices de

rotación, que permiten describir giros en tres ejes principales (X, Y, Z).

El momento de inercia, describe la resistencia de un cuerpo a cambiar su estado de rotación.

Alpha: 90.0°
Beta: 90.0°
Gamma: 90.0°
Dimensions: a=10.0, b=10.0, c=1.0

Gamma: 90.0°
Beta: 90.0°
Alpha: 90.0°
Dimensions: a=10.0, b=10.0, c=1.0



Figura 4. En estas figuras se muestra el resultado de realizar tres rotaciones consecutivas en el sentido que se indica. [6]

Para estabilizar o reorientar el CubeSat, se utilizan ruedas inerciales. Estas son dispositivos que, al girar, absorben o transfieren momento angular para estabilizar o reorientar un CubeSat. Se instalan concéntricamente con los ejes principales del satélite y permiten ajustar su orientación en el espacio mediante la transferencia de momento angular entre la rueda y la carcasa.

El momento angular de las ruedas, descrito como:

$$L = I\omega L = I\omega L = I\omega \quad (1)$$

Inicialmente, el CubeSat puede liberarse con un momento angular constante, dependiendo de la velocidad angular inicial. Este movimiento puede mensurarse mediante sensores como acelerómetros. Adicionalmente, las ruedas no solo giran sobre su eje, sino también junto con la carcasa del CubeSat, agregando un componente de momento angular debido a la rotación alrededor del centro del satélite. El cálculo del momento de inercia incluye este efecto, aplicando el teorema de los ejes paralelos:

$$I_z = \frac{MR^2}{2} + Md^2 \quad (2)$$

Donde:

- M: Masa de la rueda.
- R: Radio de la rueda.
- d: Distancia del eje de rotación al centro del satélite.

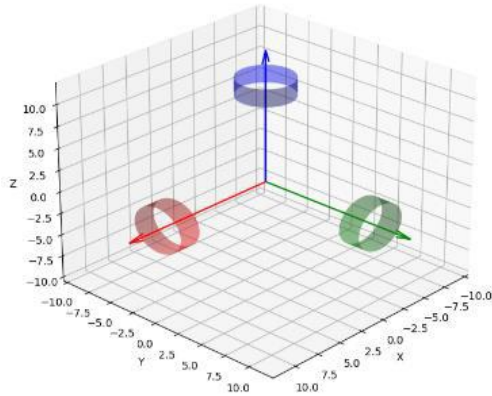


Figura 5. Esquema de ruedas inerciales concéntricas a los ejes X, Y y Z. [6]

Considerando el cálculo del momento de inercia, considerando que el cilindro gira alrededor del origen, de modo que dicho origen queda como un pivote, alrededor del cual los ejes de rotación pueden girar en cualquier dirección.

Donde el volumen de un disco en coordenadas cilíndricas está dado por:

$$dV = \rho d\theta dp dz \quad (3)$$

con el diferencial de masa definido como

$$dm = \left(\frac{M}{\pi R^2 L} \right) [\rho d\theta dp dz] \quad (4)$$

Donde:

- M es la masa del cilindro
- R su radio
- L su longitud.

El cálculo del momento de inercia de un cilindro (I_o) resulta en:

$$I_o = \frac{M}{6} (2L^2 + 6Ld + 3R^2 + 6d^2) \quad (5)$$

Momento Inercial Total del CubeSat: Incluye el momento de inercia de la carcasa ($I_{carcasa}$) y el de

las ruedas inerciales (I_o):

$$I_t = I_{carcasa} + 3I_o \quad (6)$$

Con:

$$I_{carcasa} = \frac{M_{caja}}{6} \left(a^2 - \frac{(a - d_c)^5}{a^3} \right) \quad (7)$$

Donde:

- a: Longitud exterior de la carcasa.
- d_c : Espesor de la carcasa.

Velocidad Angular de las Ruedas Inerciales: Para contrarrestar el momento angular del CubeSat, las ruedas inerciales deben girar con una velocidad angular negativa proporcional al momento angular total:

$$(w_{rx} + w_{ry} + w_{rz}) = \frac{I_t}{I_r} (w_{tx} + w_{ty} + w_{tz}) \quad (8)$$

Con:

$$I_r = \frac{M_{cilindro} R^2}{2} + M_{cilindro} d^2 \quad (9)$$

En base con el modelo matemático obtenido se continua con la corroboración de este mediante la construcción de un prototipo funcional en un solo eje utilizando los siguientes componentes propuestos:

- Arduino Mega 2560
- Motor Pololu Mod. 4841
- Puente H: TB6612FNG
- Sensor giroscopio, acelerómetro y magnetómetro: MPU9250 [5]
- Módulo de fotorresistencia para Arduino
- Módulo de comunicación Bluetooth HC-06
- Rueda de reacción en base a un diseño de una polea en material MDF

Para realizar el control del motor se utilizó PWM y control PID, generando un diagrama de conexión sin sensores como el siguiente.

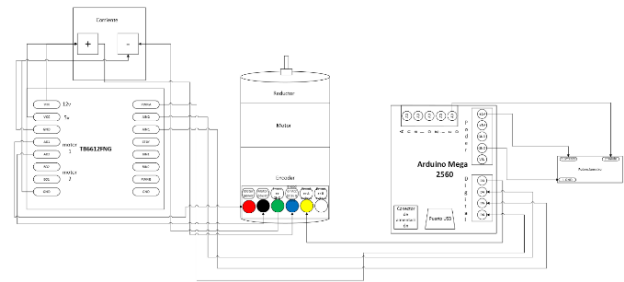


Figura 6. Diagrama esquemático para el control del motor

Para el PWM, se utiliza la función “analogWrite”, integrada de manera intrínseca en Arduino

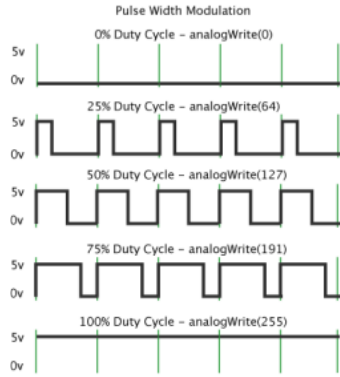


Figura 7. Comportamiento de la generación de la señal de onda cuadrada utilizando la función, según valores dados [8]

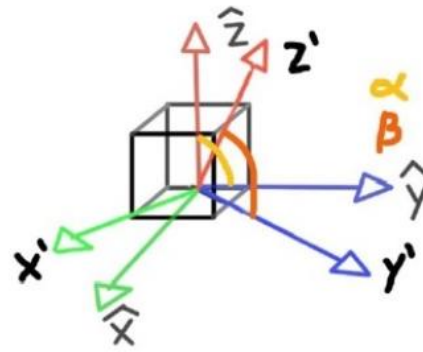


Figura 10. CubeSat simplificado rotando, donde alfa es la distancia angular entre Z y Y, y beta es la distancia angular entre Z' y Y'.

Para el control PID (Proporcional, Integral y Diferencial), se utiliza de base de la ecuación (10).

$$T_{rueda}(t) = k_p e(t) + k_i \int_0^t e(T) dT + k_d \frac{d}{dt} e(t) \quad (10)$$

Donde se determinan los valores de las constantes K_p , K_i , y K_d , con el objetivo de generar un sistema de control de lazo cerrado expresado en la figura 8

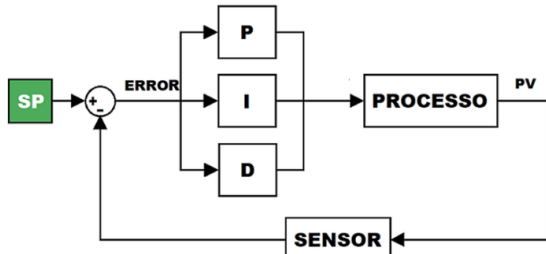


Figura 8. Diagrama de flujo del control PID en lazo cerrado. [9]

Para sintonizar los valores del PID, se utilizó el método de prueba y error (empírico), en $K_i = 0$ y $K_d = 0$, y se aumentó K_p hasta que el sistema oscilara de manera estable, después se ajustó K_i para eliminar el error en estado estacionario.

En cuanto al modelo de la simulación del proceso real, se utilizó un modelo matemático que consiste en representar los ejes de rotación del satélite en tres: X, Y y Z. Cada uno alineado con las ruedas inerciales que se utilizaran para estabilizar al nanosatélite. Una vez que el satélite empieza a rotar, obtenemos los vectores primos, ver figura 9.

III. RESULTADOS

Se realizó las pruebas en 3 módulos compuestos, el módulo del control del motor, el módulo de sensores y el módulo de comunicación a una interfaz.



Figura 11. Módulo de control del motor

Fecha: 01/12/2024 05:47:50 p. m.				ax	ay	az
gx	gy	gz		3020	-252	16016
-331	6	-64		3020	-252	15904
-331	6	-50		3020	-252	15820
-331	6	-44		3020	-252	15920
-331	6	-55		3020	-252	15832
-331	6	-40		3020	-252	16068
-331	6	-57		3020	-252	16052
-331	6	-45		3020	-252	16052
-331	6	-40		3020	-252	16084

mx	my	mz	lx	ly	lz
3020	16016	-252	-64	-331	6
3020	16016	-168	-64	-331	2
3020	16016	-196	-64	-331	6
3020	16016	-244	-64	-331	-19
3020	16016	-184	-64	-331	7
3020	16016	-204	-64	-331	-17
3020	16016	-300	-64	-331	3
			-64	-331	-15

Figura 12. Resultado de los sensores

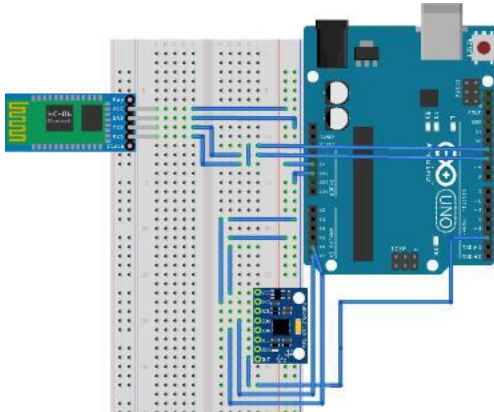


Figura 13. Módulo de comunicación vía bluetooth

Una vez superadas dichas pruebas, se realizó la unión de esos 3 módulos diferentes, para constituir el subsistema de estabilización en un solo eje, realizando la implementación del modelado matemático propuesto, alimentando el control PID, y recibiendo información de los sensores para la alimentación de este y generar un control PID en lazo cerrado.

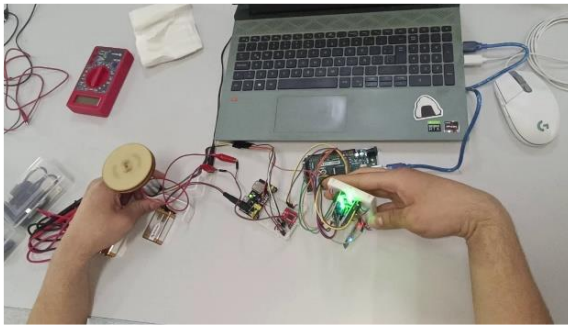


Figura 14. Prueba inicial de integración del subsistema de estabilización

Para facilitar la vista y experimentación de la respuesta del subsistema, se montó en una base giratoria para decorar pasteles, logrando así a ajustar las constantes del control PID para una corrección suave entorno a estas condiciones.

En la figura 13 se muestra el prototipo en hardware que se construyó, para probar la estabilidad de la rueda de reacción y verificar la estabilización de esta al hacer girar de manera manual la base en donde se encuentra la rueda de reacción.



Figura 15. Prototipo final del subsistema de estabilización de un nanosatélite CubeSat en un solo eje.

IV. CONCLUSIONES

Mediante la experimentación con un prototipo real, permite tener modelo viable para el subsistema, todo esto en base a la simulación realizada en Python donde se ve la posible respuesta del sistema junto a un control PID simulado.

Además, la adicción en el prototipo de más ruedas de reacción correspondientes a los ejes faltantes puede generar una subida en la complejidad de este, ya que genera más interacciones donde es necesario considerar la alteración de la ecuación de transferencia respecto a la determinación del set point en el mismo control PID.

Se recomienda realizar el correcto cálculo, modelado y construcción de la rueda de reacción mediante la maquinación de un solo material, para evitar introducir movimientos que alteren la respuesta del subsistema.

Finalmente, la limitación del apoyo financiero hizo que se realizaran ajustes de consideración para la construcción del prototipo, con el apoyo adecuado se puede cambiar ciertos elementos que optimicen el desempeño de comportamiento de este.

REFERENCIAS

- [1] NASA, "CubeSat 101: Basic Concepts and Processes for First-Time CubeSat Developers," 10 Octubre 2017. [Online]. Available: https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2017/03/nasa_csli_cubesat_101_508.pdf. [Accessed 18 Marzo 2024].
- [2] B. Pedersen, Artist, Ncube-2, a Norwegian CubeSat. [Art]. NTNU, 2005.
- [3] P. R. Tanjila Farah, «Types of satellite applications,» de Performance analysis of low earth orbit (LEO) satellite link in the presence of elevation angle, fading and shadowing, Dhaka, Bangladesh, BRAC University Institutional Repository, 2009, p. 17.
- [4] Y. Yang, Spacecraft Modeling, Attitude Determination, and Control Quaternion-based Approach, Boca Raton, Florida: CRC Press Taylor & Francis Group, 2019.
- [5] D. H. K. S. K. Robert Resnick, Física Vol. 1, 4ta Ed, México D.F.: Grupo Patria Cultural, 1993.
- [6] D. H. M. Granados, Interviewee, Modelo físico para un satélite cubesat. [Entrevista]. 20 05 2024.
- [7] J. N. Pelton, Handbook of Small Satellites: Technology, Design, Manufacture, Applications, Economics and Regulation, Cham, Switzerland: Springer, 2020, p. 15.
- [8] Arduino, «AnalogWrite() - Guía de Referencia de Arduino,» 15 Noviembre 2017. [En línea]. Available: <https://www.arduino.cc/reference/es/language/functions/analog-io/analogwrite/>. [Último acceso: 20 Octubre 2024].
- [9] W. P. Kloster, «Clase 7 - PID,» 8 Mayo 2017. [En línea]. Available: <https://www3.fi.mdp.edu.ar/control4c7/APUNTES/Clase%207%20-%20PID.pdf>. [Último acceso: 15 Octubre 2024].
- [10] M. Paluszek, ADCS - Spacecraft Attitude Determination and Control, Cambridge, Massachusetts: Elsevier, 2023.