

XXI COLOQUIO DE LA LICENCIATURA EN TECNOLOGÍA

Diseño e implementación electrónico del sistema de control de orientación, mediante bobinas magnéticas bajo el estándar CubeSat

M.A. López-Olvera^{1,*}, R.G. Chávez-Moreno²

¹Licenciatura en Tecnología, Escuela Nacional de Estudios Superiores, UNAM, Querétaro, México.

²Laboratorio HiL & SiL, Unidad de Alta Tecnología, UNAM, Querétaro, México.

¹Alexander_105@comunidad.unam.mx, ²rchavez@comunidad.unam.mx

Hacia el desarrollo tecnológico de un nanosatélite, este proyecto se centra en el diseño de un sistema de control de orientación mediante el uso de bobinas magnéticas para un nanosatélite tipo CubeSat 1U. Estas bobinas magnéticas requieren análisis previos a su desarrollo, por lo que en este documento se encontrará la información recaudada necesaria para la comprensión del funcionamiento y posteriormente desarrollo de las bobinas magnéticas del proyecto K'oto¹. Se analizaron tres órbitas distintas, pero cercanas a las esperadas por el nanosatélite puesto en órbita, además del desarrollo de modelos matemáticos que ayudan a una mejor comprensión del funcionamiento de las bobinas magnéticas.

Palabras clave: nanosatélite; control de orientación; bobinas magnéticas; CubeSat.

1. Introducción

K'oto es un proyecto relacionado con el desarrollo y lanzamiento de un nanosatélite perteneciente a la Unidad de Alta Tecnología de la Facultad de Ingeniería de la UNAM.

El estándar CubeSat¹ 1U es el postulado para el proyecto, consta de un nanosatélite en forma de cubo con aristas de 10 cm y masa no mayor a 1 kg [1].

La razón de K'oto es el desarrollo tecnológico de una plataforma CubeSat de baja potencia que se encargue de capturar imágenes del territorio mexicano.

El subsistema de control de orientación es uno de varios subsistemas satelitales y su necesidad viene determinada por los requerimientos básicos de la misión y el correcto funcionamiento de otros subsistemas. En el momento en que el nanosatélite es posicionado en órbita necesita apuntar los paneles solares hacia el Sol para obtener la mayor cantidad de energía solar posible. Además, necesita disminuir la velocidad angular para no exceder el umbral predeterminado estableciendo así un enlace de comunicación estable y también, para enfocarse hacia el nadir², pues esto es indispensable para adquirir una mejor resolución en el momento de la toma de fotografías.

El sistema de estabilización del proyecto K'oto interesado consta de tres bobinas cableadas colocadas ortogonalmente

creando un campo magnético que interactúa con el campo magnético de la Tierra y crea un torque.

Es importante mencionar que en particular los satélites pequeños cuentan con grandes limitaciones en cuanto a su masa, dimensiones y recursos operativos; como la energía y la capacidad de cómputo abordo, y en general no disponen de sistemas redundantes. El reto es dotarlos con sistemas de control de estabilización que les permitan llevar a cabo adecuadamente los experimentos para los que fueron diseñados y construidos [2].

Los métodos principales de control de orientación en órbita se dividen en pasivos y activos. Los primeros no consumen energía, ni hacen uso de recurso alguno de la computadora de abordo, pero tienen la desventaja de ser muy lentos e imprecisos.

¹ El estándar CubeSat fue creado por la Universidad Politécnica del Estado de California, San Luis Obispo y el Laboratorio de Desarrollo de Sistemas Espaciales de la Universidad de Stanford en 1999 para facilitar el acceso al espacio para los estudiantes universitarios.

² Se denomina nadir al punto de la esfera celeste que está directamente opuesta al cenit y verticalmente hacia abajo desde el observador.

Por otra parte, los métodos de control activo hacen uso de una parte de la energía disponible en el satélite, y utilizan recursos computacionales.

Los actuadores son elementos indispensables para llevar a cabo un control activo en órbita, entre ellos las ruedas inerciales y bobinas magnéticas, las ruedas inerciales ofrecen la ventaja de la precisión y rapidez de respuesta, a costa de un gasto considerable de energía. Las bobinas magnéticas en cambio, consumen poca energía pero tienen la desventaja de proporcionar pares de control relativamente menores, siendo su respuesta muy lenta. Adicionalmente, cuando las ruedas inerciales son accionadas intercambian momentum entre ellas y el vehículo espacial, provocando saturación y dando origen a un cambio en la orientación de la nave, por lo que será indispensable aplicar un par externo para contrarrestar este efecto. Las bobinas magnéticas proporcionan un par neto completamente externo al sistema.

Un satélite puesto en órbita está sujeto a diferentes fuerzas que si no actúan sobre su centro de masa, estarán causando pares perturbadores, los cuales provocan un cambio en su orientación. Estas fuerzas que interaccionan se deben a: el arrastre aerodinámico, el gradiente gravitacional, la presión por viento solar y los pares magnéticos. La compensación o minimización de este cambio en el apuntamiento, es tarea del sistema de detección de orientación y control de estabilización[2].

Arrastre aerodinámico- Aunque una densidad atmosférica en la órbita es mucho menor que en la Tierra, todavía existe fuerza en el cuerpo nanosatélite. Si el centro de gravedad no coincide con el centro de la fuerza de arrastre aplicada, aparece el par no deseado. Se puede calcular por:

$$T_A = \left(\frac{1}{2}\right) \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A \cdot C_D \cdot (C_a - C_g) \quad (1)$$

donde C_D es el coeficiente de arrastre que es aproximadamente 1.05 para un cubo, ρ es la densidad atmosférica, A es el área transversal máxima, V es la velocidad del nanosatélite y $(C_a - C_g)$ es la distancia entre el centro de la gravedad y el centro de fuerza aerodinámica aplicada [3].

Gradiente de gravedad - Este par es causado por el hecho de que la parte inferior del cuerpo nanosatélite es atraída por una mayor fuerza gravitacional que la parte más alejada. Se puede calcular por:

$$T_G = \frac{3\mu}{2R^3} \cdot |I_z - I_{x,y}| \cdot \sin(2\theta) \quad (2)$$

donde μ es la constante de gravedad de la Tierra ($3.986 \cdot 10^{14} \left[\frac{m^3}{s^2}\right]$), R es el radio de la órbita, θ es el ángulo entre el eje z del satélite y nadir (en el peor de los casos $\theta = \pi/4$) y $|I_z - I_{x,y}|$ es la mayor diferencia entre los momentos de inercia a lo largo de un eje particular [3].

Radiación solar - El siguiente par no deseado se puede derivar de la fuerza causada por fotones incidentes. El par es entonces proporcional a la distancia entre el centro de gravedad y el centro de fuerza aplicada mediante la siguiente ecuación:

$$T_S = (c_s - c_g) \cdot \frac{C_s A_s}{c} \cdot (1 + q) \cdot \cos(\alpha) \quad (3)$$

donde C_s es la constante solar ($1.37 \text{ [kW/m}^2\text{]}$), A_s es el área transversal expuesta al sol, c es la velocidad de la luz ($2.9979 \cdot 10^8 \left[\frac{m}{s}\right]$), q es el factor de reflectancia ($0 - 1$) y α es el ángulo de incidencia [3].

Campo magnético - El control de actitud del nanosatélite K'oto se basa en la interacción entre el campo magnético creado por las bobinas y el campo magnético de la Tierra. Sin embargo, el campo magnético de la Tierra también interactúa con un campo magnético no deseado causado por la electrónica, los cables portadores de corriente o el magnetismo residual del material, que en consecuencia debe producir el par de perturbación. Se puede calcular por:

$$T_M = \vec{D} \cdot \vec{B} \cdot \sin(\alpha) \quad (4)$$

donde \vec{D} es el momento dipolo no deseado del nanosatélite, \vec{B} es la densidad del flujo magnético de la Tierra y α el ángulo entre los dos vectores [2].

El par de perturbación resultante en el peor de los casos equivale a la suma de las perturbaciones. Dado que dependen de la altitud nanosatélite (excepto el par de radiación solar), el par de perturbación total también depende de la altitud. La altitud tomada en consideración está en el rango de 300 km sobre la Tierra.

El momento dipolar magnético mínimo puede ser derivado del par de perturbación máximo y el Campo magnético de la Tierra en el intervalo apropiado de altitud de nanosatélite. La fórmula principal es:

$$\vec{T} = \vec{m} \times \vec{B} \quad (5)$$

donde T es el vector del par de perturbación que afecta el cuerpo del nanosatélite, m es el vector del momento dipolar magnético y B es el vector de la densidad de flujo magnético de la Tierra. La dirección del campo magnético de la Tierra está cambiando sobre la órbita, por lo que el nanosatélite es controlable en 3 ejes³. Si consideramos esto, el mínimo momento de par magnético⁴ es:

$$m = \frac{T}{B} \quad (6)$$

Dado que el momento dipolo magnético resultante es la suma vectorial de cada momento dipolar, m representa el momento dipolar magnético de una bobina, T se deriva del par de perturbación máximo y la magnitud de B cambia con la altitud y latitud de la órbita.

³La orientación de un satélite está dada por tres ejes: rotación, cabeceo y guiñada. El eje de rotación, se encuentra localizado sobre el vector velocidad, es decir, se encuentra sobre la trayectoria orbital. El de guiñada se define como el vector que une el centro de masa de la nave con el centro de masa de la Tierra. El eje de cabeceo es perpendicular a los dos anteriores para formar un sistema de ejes ortogonales[4].

⁴Par magnético también se conoce como magnetorquer y es el sistema para control de actitud basado en la construcción de bobinas magnéticas.

El momento dipolar magnético de una bobina sin núcleo se puede escribir como:

$$m = n \cdot I \cdot A \quad (7)$$

Donde n es el número de vueltas, I es la corriente de paso y A es el área encerrada por la bobina [3].

Como cualquier proyecto de nanosatélites, los actuadores deben ser cuidadosamente optimizados para el ahorro de recursos. La masa de una bobina puede ser expresada como:

$$M = \rho \cdot V = \rho \cdot n \cdot l \cdot S \quad (8)$$

Donde ρ es la densidad, l la longitud y S el área transversal, respecto al cable de cobre, mientras que n es el número de vueltas que da la bobina.

El consumo de energía de la bobina se da por: [3]

$$P = \frac{U^2}{R} = \frac{U^2 \cdot S}{n \cdot \rho \cdot l} \quad (9)$$

El objetivo de este trabajo fue desarrollar los documentos necesarios y la base teórica de un sistema electrónico de control orientación mediante el uso de bobinas magnéticas y los estándares CubeSat, para su diseño e implementación en un nanosatélite perteneciente al proyecto K'oto.

2. Materiales y métodos

2.1. Revisión Preliminar de los Requisitos (PRR).

Durante esta fase del proyecto se realizaron todas las investigaciones necesarias para la redacción de un documento final (PRR) que se encarga de recopilar toda la información conceptual, requerimientos funcionales, especificaciones, dispositivos propuestos para posible diseño, así como las ventajas y desventajas que presenta el desarrollo de un sistema de control de orientación mediante el uso de bobinas magnéticas.

2.2 Pares de perturbación para el nanosatélite K'oto.

Durante esta fase se calcularon las perturbaciones de órbitas cercanas a 300 km debido a que esta será la órbita establecida para el nanosatélite K'oto.

A continuación, se describen los cálculos realizados para la obtención de las perturbaciones en la órbita de 300 km (órbita LEO³³³).

Notará que en el cálculo del par aerodinámico se asigna un valor de 2 cm de distancia entre el centro de gravedad y el centro de arrastre aerodinámico aplicado, tomándolo como el peor de los casos, pues se intentará reducir al máximo dicha distancia.

$$T_A = \left(\frac{1}{2}\right) \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A \cdot C_D \cdot (C_a - C_g) \quad (1)$$

Donde:

$$\rho = 1.916 \cdot 10^{-11} [\text{kg/m}^3] \quad V \cong 8000 \left[\frac{\text{m}}{\text{s}}\right]$$

$$A = 1 \cdot 10^{-4} [\text{m}^2]$$

$$C_D = 1.05$$

$$C_a - C_g = 0.02 [\text{m}]$$

$$T_{A_{300}} = \left(\frac{1}{2}\right) \cdot 1.916 \cdot 10^{-11} \cdot (8000)^2 \cdot 1 \cdot 10^{-4} \cdot 1.05 \cdot (0.02)$$

$$T_{A_{300km}} = 1.288 \cdot 10^{-9} [\text{Nm}] \quad (10)$$

En el apartado de resultados podremos comparar que el par de gradiente de gravedad es mayor a una órbita superior, debido a que el radio de la órbita aumenta. Para su cálculo se toma el peor de los casos en el cual el ángulo entre el eje z del satélite y nadir es $\pi/4$.

$$T_G = \frac{3\mu}{2R^3} \cdot |I_z - I_{x,y}| \cdot \sin(2\theta) \quad (2)$$

Donde:

$$\mu = 3.986 \cdot 10^{14} \left[\frac{\text{m}^3}{\text{s}^2}\right] \quad R = 6678000 [\text{m}]$$

$$|I_z - I_{x,y}| = 1 \cdot 10^{-2} [\text{m}] \quad \theta = \pi/4$$

$$T_{G_{300km}} = \frac{3 \cdot 3.986 \cdot 10^{14}}{2 \cdot 6678000^3} \cdot 1 \cdot 10^{-2} \cdot \sin(90^\circ)$$

$$T_{G_{300km}} = 2.01398 \cdot 10^{-8} [\text{Nm}] \quad (11)$$

La distancia entre el centro de gravedad y el centro de fuerza aplicada afectará el resultado de la radiación solar de la misma manera que en el resultado del torque aerodinámico, el factor de reflectancia se ajustó a un valor medio de 0.5 por términos prácticos en la construcción del nanosatélite. Recordemos que, la perturbación por radiación solar no depende del radio de la órbita.

$$T_S = (C_S - C_G) \cdot \frac{C_S A_S}{c} \cdot (1 + q) \cdot \cos(\alpha) \quad (3)$$

Donde:

$$C_S - C_G = 0.02 [\text{m}] \quad C_S = 1370 \left[\frac{\text{W}}{\text{m}^2}\right]$$

$$A_S = 0.01 [\text{m}^2] \quad c = 2.9979 \cdot 10^8 \left[\frac{\text{m}}{\text{s}}\right]$$

$$q = 0.5$$

$$T_S = (0.02) \cdot \frac{1370 \cdot 0.01}{2.9979 \cdot 10^8} \cdot (1 + 0.5) \cdot \cos(0^\circ)$$

$$T_S = 1.3709597 \cdot 10^{-9} [\text{Nm}] \quad (12)$$

El momento dipolo magnético residual no deseado se ajustó a $0.1 [\text{mAm}^2]$ rescatando el mismo valor de

misiones pasadas de CubeSats IU, debido al desconocimiento de los momentos de cada uno de los subsistemas de K'oto. Por lo tanto, es de esperar que los valores sean imprecisos en un rango pequeño, pues el objetivo es reducir al máximo tales momentos.

$$T_M = \vec{D} \cdot \vec{B} \cdot \sin(\alpha) \quad (4)$$

Donde:

$$\vec{D} = 1 \cdot 10^{-4} [Am^2] \quad \vec{B} = 3.6801 \cdot 10^{-5} \left[\frac{Wb}{m^2} \right]$$

$$\alpha = 90^\circ$$

$$T_{M_{300}} = 1 \cdot 10^{-4} \cdot 3.6801 \cdot 10^{-5} \cdot \sin(90^\circ)$$

$$T_{M_{300}} = 3.6801 \cdot 10^{-9} [Nm] \quad (13)$$

Como bien se mencionó antes, el par de perturbación de actuación total para la órbita en el peor de los casos será igual a la suma de los pares perturbadores particulares.

$$T_{D_{300km}} = 1.288 \cdot 10^{-9} + 2.01398 \cdot 10^{-8} + 1.3709597 \cdot 10^{-9} + 3.6801 \cdot 10^{-9}$$

$$T_{D_{300km}} = 2.64784 \cdot 10^{-8} [Nm] \quad (14)$$

El momento dipolar magnético para la órbita de 300 km quedaría de la siguiente manera:

$$m = \frac{T}{B} \quad (6)$$

$$m = \frac{2.64784 \cdot 10^{-8} [Nm]}{3.6801 \cdot 10^{-5} \left[\frac{Wb}{m^2} \right]} = 7.195 \cdot 10^{-4} [Am^2] \quad (15)$$

2.3 Determinación de momento dipolar magnético mínimo de actuadores.

Dada la ecuación del momento dipolar magnético de una bobina sin núcleo (ecuación 7), se intentan encontrar los parámetros de la bobina que proporcionarán suficiente momento dipolar magnético en el margen establecido. La ecuación 7 se puede describir de la forma:

$$m = \frac{n \cdot U \cdot A}{R} \quad (16)$$

Dado que la resistividad total del cable R se puede escribir de la forma:

$$R = \rho \cdot \frac{L}{S} \quad (17)$$

Donde ρ es el cociente de resistividad, S es el área transversal y L es la longitud, todas respecto al material. L , para una bobina cuadrada puede ser rescrita en términos de l y n , donde l será la longitud del cable al dar una sola vuelta y n el número de vueltas. Entonces, la ecuación 15 se expresa y reduce de la siguiente manera.

$$m = \frac{n \cdot U \cdot A}{R} = \frac{n \cdot U \cdot A}{\rho \cdot \frac{L}{S}} = \frac{n \cdot U \cdot \left(\frac{l}{4}\right)^2}{\rho \cdot \frac{l \cdot n}{S}} = \frac{n \cdot U \cdot \frac{l^2}{16}}{\rho \cdot \frac{l \cdot n}{S}} \quad (18)$$

$$m = \frac{U \cdot l \cdot S}{16\rho}$$

Donde U es el voltaje suministrado, A (área encerrada por bobina) y R se redujeron en términos de l para la bobina cuadrada y algo muy importante, el número de bucles no afecta al momento magnético en este caso, pero influyen otros parámetros de la bobina (potencia y masa).

2.4 Relación masa y energía de la bobina

Dadas las ecuaciones 8 y 9, se busca la relación que existe entre la masa y energía de la bobina, la cual se escribe de la siguiente manera:

$$M \cdot P = \rho \cdot n \cdot l \cdot S \cdot \frac{U^2 \cdot S}{n \cdot \rho \cdot l} = U^2 \cdot S^2 \quad (19)$$

Donde U es el voltaje suministrado y S es el área transversal del cable. Si despejamos el área transversal del cable (ecuación 17), encontramos lo siguiente:

$$S = \frac{16 \cdot \rho \cdot m}{U \cdot l} \quad (20)$$

Como se puede observar, el área transversal está directamente relacionada con la masa y sabemos que la masa se relaciona con el número de vueltas que tiene la bobina.

3. Resultados

En el desarrollo de la Revisión Preliminar de los Requisitos (PRR), además de la investigación conceptual, se definieron los requerimientos y especificaciones para el Sistema de Control de Orientación (OCS).

Requerimientos:

- El OCS debe ser capaz de orientar el satélite en la dirección deseada dentro del error aceptable

- El subsistema OCS debe ser totalmente compatible con los demás subsistemas a bordo del satélite
- El subsistema se compone principalmente de 3 magnetorquers

Tabla 1. Especificaciones del Sistema de Control de Orientación

Tensión de alimentación	5V
Consumo de energía	<2W
Protocolo de comunicación	I ² C
Rango de temperatura operacional	-40 a +70°C

Los pares de perturbación particulares para diferentes radios de órbitas se muestran en la tabla 2, además del momento dipolo magnético necesario para superar dichos torques.

Tabla 2. Evaluación de los pares de perturbación y momento dipolar magnético en diferentes órbitas.

Orbita [km]	T_s [Nm]	T_G [Nm]	T_A [Nm]	T_M [Nm]	T_{Dmax} [Nm]	m [Am^2]
250	$1.37 \cdot 10^{-9}$	$2.06 \cdot 10^{-8}$	$4.08 \cdot 10^{-9}$	$3.77 \cdot 10^{-9}$	$2.98 \cdot 10^{-8}$	$7.92 \cdot 10^{-4}$
300	$1.37 \cdot 10^{-9}$	$2.01 \cdot 10^{-8}$	$1.29 \cdot 10^{-9}$	$3.68 \cdot 10^{-9}$	$2.65 \cdot 10^{-8}$	$7.195 \cdot 10^{-4}$
350	$1.37 \cdot 10^{-9}$	$1.97 \cdot 10^{-8}$	$4.71 \cdot 10^{-10}$	$3.59 \cdot 10^{-9}$	$2.51 \cdot 10^{-8}$	$6.99 \cdot 10^{-4}$

La ecuación 18 nos muestra que el momento dipolar magnético no depende de la cantidad de bucles de la bobina. Cuando el área encerrada por la bobina es constante, el momento dipolar magnético dependerá solo de la tensión de alimentación y las características del material.

La relación entre la masa y energía de la bobina se ve directamente afectada por el número de bucles que tiene, pues, con el aumento del número de bucles aumentará la masa y el consumo de energía disminuirá proporcionalmente.

3 Discusión

Tomando en consideración los requerimientos y especificaciones del Sistema de Control de Orientación, se pudieron encontrar los pares de perturbación para el nanosatélite K'oto, los cuales al usarlos en conjunto con los modelos matemáticos, conducirán a un buen desarrollo de las bobinas magnéticas encargadas de

contrarrestar todos aquellos cambios en la orientación del satélite.

Dado que los factores de masa y consumo de energía se designan de manera diferente para cada satélite dependiendo los recursos con los que se cuenta, será necesario tomar en consideración su relación a la hora de la optimización de las bobinas magnéticas.

4 Conclusiones

Contando con la base teórica y los modelos matemáticos para el desarrollo de bobinas magnéticas sin núcleo, además de la Revisión de los Requisitos Preliminares (PRR), se podrá continuar de un modo más sencillo y eficiente con el desarrollo de la Revisión del Diseño Preliminar (PDR) del sistema de control de orientación mediante el uso de bobinas magnéticas.

Agradecimientos

Agradezco a las instituciones financiadoras CONACYT o PAPIIT, a CONCYTEQ mediante el programa de jóvenes talentos, así como a la Unidad de Alta Tecnología perteneciente a la Facultad de Ingeniería de la UNAM por brindarme los recursos y atenciones para lograr desarrollar los resultados mostrados en este proyecto. Por otro lado, agradezco al doctor Rafael Guadalupe Chávez Moreno por haberme guiado en mi estancia de investigación, así como por el interés mostrado en el desarrollo de este proyecto.

Referencias

- [1] Chin, J., Coelho, R., Foley, J., Johnstone, A., Nugent, R., Pignatelli, D., . . . Puig-Suari, J. (2017). CubeSats. En *CubeSat101: Basic Concepts and Processes for First-Time CubeSat Developers* (págs. 4-5). San Luis Obispo: NASA CubeSat Launch Initiative.
- [2] Prado Molina, J. (2014). Control de Estabilización. En C. Gutiérrez Martínez, *Introducción al Diseño de Satélites pequeños* (págs. 71-90). Tonantzintla: SOMECYTA.
- [3] Matousu, M., & Vertát, I. (2011). Design of Magnetic Stabilization Coils for PilsenCUBE Picosatellite. *IEEE*, 1-3.
- [4] Space Mission Engineering. (2011). En J. R. Wertz, D. F. Everett, & J. J. Puschell, *Space Mission Engineering: The New SMAD* (págs. 1-396). Hawthorne: Microcosm.