

Diseño de un sistema de control de orientación utilizando giroscopios de control de momento

Design of an Attitude Control System Using Control Moment Gyroscopes

Juan David López Gutiérrez^{1*}, Carlos Francisco Rodríguez Herrera²
 Departamento de Ingeniería Mecánica, Universidad de los Andes, Bogotá, Colombia
 jd.lopez143@uniandes.edu.co

Resumen— En este artículo se presenta el diseño un sistema de control de orientación para uso académico utilizando tres Giroscopios de Control de Momento de Eje Sencillo en una configuración piramidal, basado en la premisa que cada giroscopio controlará un grado de libertad. Se utilizaron Giroscopios de Control de Momento en vez de Ruedas de Reacción ya que los giroscopios son más livianos, más compactos, permiten un mayor control de estabilidad y se puede obtener mayor momento par.

El trabajo se divide en tres etapas: la caracterización dinámica del sistema, el diseño mecánico de un prototipo y la construcción y prueba del prototipo.

Los resultados de las pruebas muestran que el prototipo es controlable, dentro de un rango de precisión, en los tres grados de libertad. El rango de precisión lo impone el tipo de controlador utilizado.

Palabras clave— Análisis Cinemático, Análisis Dinámico, Diseño Mecánico, Giroscopio de Control de Momento.

Abstract— In this paper an attitude control system for academic research is presented using a three Single Gimbal Control Moment Gyroscope in a pyramidal configuration, based on the statement that each gyroscope will control a single degree of freedom. Control Moment Gyroscopes were chosen rather than Reaction Wheels because gyroscopes are lighter, more compact, provide greater stability control and can provide higher torque.

The project is divided in three parts: the dynamic characterization of the system, the mechanical design of a prototype and the construction and evaluation of the prototype. Results of the evaluation show that the prototype is controllable, within a range of precision, in the three degrees of freedom. The range of precision is imposed by the type of controller used.

Key Word — Control Moment Gyroscope, Dynamic Analysis, Kinematic Analysis, Mechanical Design.

I. INTRODUCCIÓN

En las últimas décadas se han realizado numerosos estudios sobre el control de orientación de cuerpos rígidos con respecto a un ambiente determinado. Este problema se resume entonces en controlar la actitud (orientación en tres dimensiones) de dicho cuerpo rígido cambiando su actitud inicial, hasta la actitud deseada en el menor tiempo posible.

Se han hecho avances sobre este tema, y se encontró que los mejores resultados se obtienen con dispositivos de variación de momentum angular compuestos por una rueda de reacción (velocidad angular variable) y giroscopio (velocidad constante). El principio de funcionamiento de estos dos sistemas es la generación de momento par. Este es directamente proporcional a la aceleración angular de un volante en las ruedas de reacción, y mediante cambios en la orientación del volante en los giroscopios. Sin embargo los giroscopios poseen ciertas ventajas con respecto a las ruedas de reacción ya que son más livianos, mas compactos, permiten un mayor control de estabilidad y se puede obtener mayor momento par, es por esto que se utilizan en aplicaciones que requieren maniobras de alta aceleración.

El estudio de los giroscopios como dispositivos de control de posición generó una clase de técnica denominada Giroscopio de Control de Momento, CMG por sus siglas en inglés (Control Moment Gyroscope). Esta teoría ha sido aplicada en el campo de la navegación terrestre, acuática y espacial. Esta clase de sistemas se encuentra en diferentes configuraciones dependiendo de la aplicación deseada, como por ejemplo: Único eje de velocidad constante SGCMG (Single Gimbal Control Moment Gyro), Doble Eje DGCMG (Doble Gimbal Control Moment Gyro), Velocidad variable VSCMG (Variable Speed Control Moment Gyro) y 4-SGCMG (4 CMG simples).

Los CMG son muy utilizados en vehículos ya que permiten una respuesta rápida ante grandes cambios, es por esto que la industria aeroespacial los utiliza para controlar pequeños satélites ya que no modifican mucho la masa, la energía y la potencia del sistema. En el año 2000, X. Yea, N. Yajimab, G.

Aia y N. Huc [1] desarrollaron un sistema de control de precisión de posición para un telescopio el cual estaba montado en un globo, este sistema mostró una gran velocidad de respuesta a pesar de estar a distancias considerablemente grandes y a pesar de su gran peso: 1,5 ton.

Posteriormente V. J. Lappas, W. H. Steyn y C. I. Underwood [2] desarrollaron un controlador de posición para un pequeño satélite utilizando Giroscopios de Control de Momento. En este trabajo compararon un sistema miniaturizado de giroscopios, SGCMG (Small Gimbal Control Moment Gyroscope) contra un sistema de Rueda de reacción encontrando que el SGCMG era más eficiente que la rueda de reacción ya que el primero tenía una mejor velocidad de respuesta, menor peso, menor volumen y se requería menos energía para su funcionamiento.

Otro ejemplo relevante es un diseño realizado por D. J. Richie, V. J. Lapass y G. Prassinis [3], quienes realizaron un sistema modular de CMG simples como controlador de actitud y como sistema de almacenamiento de energía. En este trabajo se utilizaba la energía cinética almacenada en los volantes de los CMG simples para generar energía eléctrica en los momentos que el sistema no necesitaba ser controlado, dando como resultado eficiencias de generación eléctrica entre 50-60% con respecto a las baterías utilizadas en pequeños satélites. Con este trabajo se amplían las aplicaciones de estos sistemas y se amplía la eficiencia de los pequeños satélites al necesitar menor cantidad de baterías.

En la Universidad de los Andes se han venido adelantando estudios de estos sistemas, dentro de estos estudios se encuentra el realizado Wilson Achicanoy y Mario Buchely [4], quienes hicieron un estudio del comportamiento dinámico de un sistema de control de posición utilizando una configuración de 4 SGCMG en una pirámide. En este estudio se hizo el análisis dinámico mediante las formulaciones de Newton-Euler, Lagrange y Kane concluyendo que la formulación de Kane es la más eficiente para resolver este problema y la que involucra una menor cantidad de variables lo cual hace más fácil la comprensión del fenómeno físico.

En este trabajo se hace el diseño de un sistema de control de actitud utilizando una configuración piramidal de tres SGCMG, con base en la premisa que cada Giroscopio de Control de Momento simple controlará un grado de libertad.

Este documento se organiza de la siguiente manera. En el capítulo 2 se realiza el diseño de un sistema SGCMG. En el capítulo 3 se hace el diseño de un sistema piramidal de tres SGCMG. En el capítulo 4 se muestra la prueba de funcionamiento realizada. Por último en el capítulo 5 se concluye sobre el proyecto y se plantea el trabajo futuro.

II. GIROSCOPIO DE CONTROL DE MOMENTO DE UN EJE (SGCMG)

A. Descripción del sistema

En la Fig. 1 se muestra la configuración propuesta para el análisis de un sistema de un giroscopio de control de momento de un eje (SGCMG). Este sistema se encuentra en un marco inercial N con vectores unitarios \hat{x} , \hat{y} , \hat{z} .

La base A con vectores unitarios perpendiculares $\underline{a}_1, \underline{a}_2, \underline{a}_3$ fijos en A está fija al marco inercial N, es decir, este no puede girar con respecto al marco inercial N.

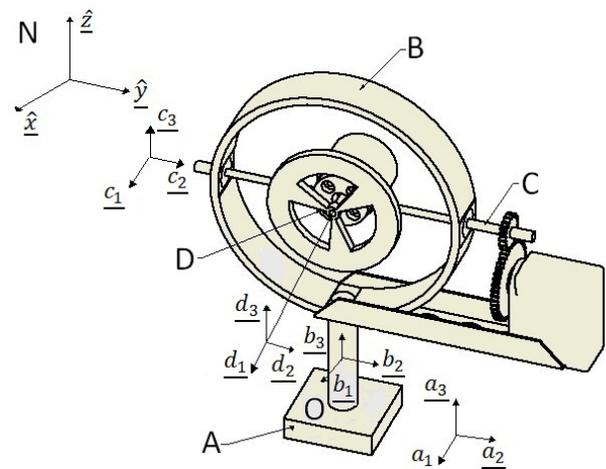


Figura 1 Sistema SGCMG.

El giroscopio está compuesto por un soporte B con vectores unitarios perpendiculares $\underline{b}_1, \underline{b}_2, \underline{b}_3$ fijos en B. Este soporte B está compuesto por un apoyo, un anillo, un soporte para el servo motor, el servo motor y un par de engranajes para transmitir movimiento.

El giroscopio está compuesto también por un eje C con vectores unitarios perpendiculares $\underline{c}_1, \underline{c}_2, \underline{c}_3$ fijos en C. Este eje está compuesto por un par de ejes, eje 1 y eje 2, un soporte para el motor del volante y el motor del volante, como se aprecia en la Fig. 2. Por último el giroscopio tiene también un volante D con vectores unitarios perpendiculares $\underline{d}_1, \underline{d}_2, \underline{d}_3$ fijos en D.

El volante D gira en rotación simple con respecto al eje C según el ángulo q_3 en la dirección del vector \underline{d}_1 y este a su vez gira en rotación simple con respecto al soporte B según el ángulo q_2 en la dirección del vector \underline{c}_2 . Por último el giroscopio gira en rotación simple con respecto a la base A según el ángulo q_1 en la dirección del vector \underline{b}_3 en el punto O.

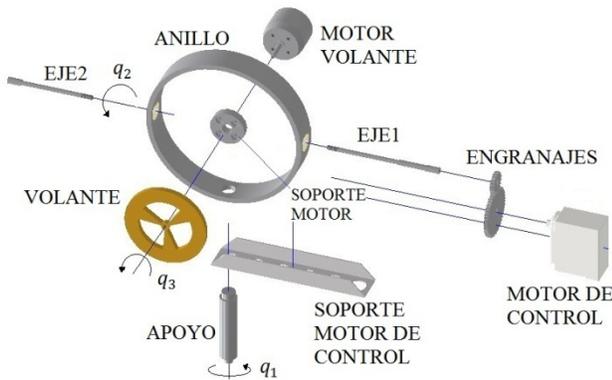


Figura 2 Descripción de los componentes del giroscopio.

El sistema posee 3 grados de libertad dados por los giros q_1 , q_2 , q_3 como se observa en la Fig. 2.

B. Cinemática del sistema

Las velocidades angulares de los diferentes componentes del sistema con respecto al marco inercial N se pueden expresar de la siguiente manera, dado que son velocidades angulares simples:

$$\begin{aligned} \underline{N\omega^A} &= 0 & (1) \\ \underline{N\omega^B} &= \dot{q}_1 \underline{a_3} = \dot{q}_1 \underline{b_3} & (2) \\ \underline{N\omega^C} &= \dot{q}_2 \underline{b_2} = \dot{q}_2 \underline{c_2} & (3) \\ \underline{N\omega^D} &= \dot{q}_3 \underline{c_1} = \dot{q}_3 \underline{d_1} & (4) \end{aligned}$$

Dado que la velocidad del volante es significativamente mayor que la de los demás componentes, solo esta va a ser tenida en cuenta para los cálculos posteriores; utilizando el teorema de la adición [5] se tiene que:

$$\underline{N\omega^D} = (-\dot{q}_1 \sin q_2 + \dot{q}_3) \underline{c_1} + \dot{q}_2 \underline{c_2} + \dot{q}_1 \cos q_2 \underline{c_3} \quad (5)$$

Por último se tiene la velocidad de un punto representativo del sistema con respecto al marco inercial N; en este caso se toma un punto D^* , que es el centro de masa del volante. Esta velocidad se halla utilizando el teorema del transporte [5]:

$$\underline{NV^{D^*}} = \underline{NV^O} + \underline{N\omega^A} \times \underline{Nr^{D^*/O}} \quad (6)$$

$$\underline{NV^{D^*}} = 0 \quad (7)$$

C. Dinámica del sistema.

El análisis dinámico se va a realizar mediante la formulación de Newton-Euler. La función general de la ecuación es:

$$\sum \underline{M_O} = \frac{d}{dt} \underline{N_d N H^{S/O}} = \underline{\tau} - (m_B g \underline{\hat{z}}) \times \underline{r^{B^*/O}}$$

$$-(m_C g \underline{\hat{z}}) \times \underline{r^{C^*/O}} - (m_D g \underline{\hat{z}}) \times \underline{r^{D^*/O}} \quad (8)$$

En esta ecuación el término de la izquierda de la igualdad representa la definición de la sumatoria de momento par como el cambio en el tiempo del vector de momentum angular del sistema con respecto al punto O en el marco inercial N y en el término de la derecha de la igualdad, representa el momento par externo respecto al punto O y los otros términos corresponden a los momentos generados por las masas de los diferentes componentes del sistema. El momentum angular del sistema se calcula como se muestra en (9):

$$\underline{N H^{S/O}} = \underline{I^{D/D^*}} \cdot \underline{N \omega^D} \quad (9)$$

En donde $\underline{I^{D/D^*}}$ es la diádica de inercia del volante del giroscopio, sin embargo, dado que los valores de la diádica son constantes tanto en los vectores unitarios fijos al marco C como en el marco D, la diádica de inercia se puede escribir de la siguiente forma:

$$\underline{I^{D/D^*}} = I_1 \underline{c_1 c_1} + I_2 \underline{c_2 c_2} + I_3 \underline{c_3 c_3} \quad (10)$$

Al juntar las ecuaciones (5), (9) y (10) obtenemos que el momentum angular del sistema se puede expresar como:

$$\underline{N H^{S/O}} = I_1 (-\dot{q}_1 \sin q_2 + \dot{q}_3) \underline{c_1} + I_2 \dot{q}_2 \underline{c_2} + I_3 \dot{q}_1 \cos q_2 \underline{c_3} \quad (11)$$

Con base en esto se puede obtener una expresión más específica de la sumatoria de momentos alrededor de O utilizando el teorema del transporte [5] y haciendo un replazo de las ecuaciones (8) y (11):

$$\sum \underline{M_O} = \frac{d}{dt} \underline{N H^{S/O}} = \underline{N \omega^C} \times \underline{N H^{S/O}} \quad (12)$$

En esta formulación solo se tuvo en cuenta para el momentum angular del sistema el generado por el volante del giroscopio, ya que este es aquel que posee una mayor inercia dada su geometría; la inercia de los otros componentes, al ser tan pequeña, no influye significativamente en la generación de momento.

D. Diseño y construcción.

Con base en las ecuaciones de la sección anterior se seleccionaron y se diseñaron los componentes para obtener un prototipo funcional del sistema. Las principales características que se tuvieron en cuenta fueron la velocidad angular del motor del volante, la inercia del volante, el momento par del motor de control y la capacidad de la fuente de potencia para mantener un tiempo de funcionamiento mínimo, en la Tabla 1 se muestra los requerimientos mínimos del sistema.

Velocidad angular mínima del motor del volante (RPM)	40000
Inercia mínima del volante (kg mm ²)	$\begin{bmatrix} 30 & 0 & 0 \\ 0 & 10 & 0 \\ 0 & 0 & 10 \end{bmatrix}$
Momento par mínimo del motor de control (Nm)	0.3
Tiempo mínimo de funcionamiento (min)	15

Tabla 1 Requerimientos mínimos de los principales componentes del sistema.

Luego de esta selección se simuló el sistema en el ambiente de simulación dinámica del software Inventor de Autodesk (Fig. 3) y por último se construyó un prototipo (Fig. 4).

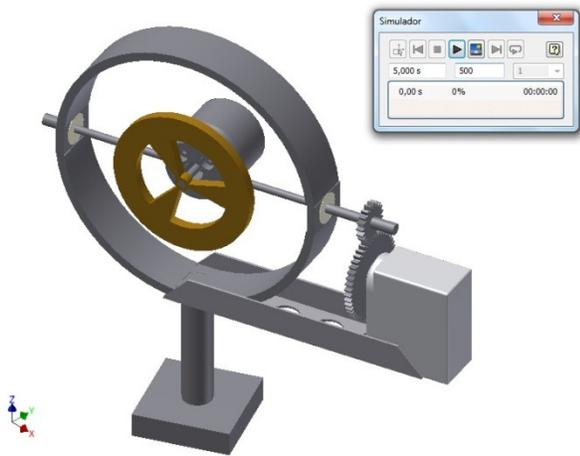


Figura 3 Simulación del SGCMC en Inventor.

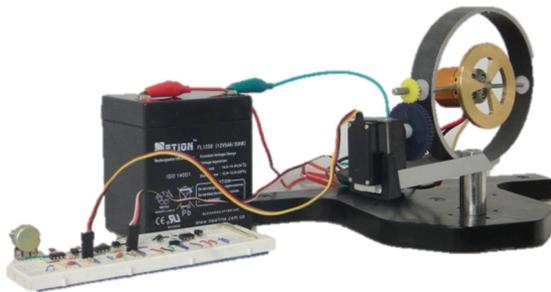


Figura 4 Prototipo del SGCMC.

III. GIROSCOPIO DE CONTROL DE MOMENTO EN ARREGLO PIRAMIDAL DE TRES SGCMG.

A. Descripción del sistema.

En la Fig. 5 se muestra la configuración propuesta para el análisis de un sistema piramidal de tres Giroscopios de Control de Momento (SGCMG). Este sistema se encuentra en un marco inercial N con vectores unitarios perpendiculares $\hat{x}, \hat{y}, \hat{z}$. La base A , con vectores unitarios perpendiculares $\underline{a}_1, \underline{a}_2, \underline{a}_3$ fijos en A , puede rotar en su centro de gravedad O con respecto al marco inercial N según los siguientes ángulos

de orientación RPY en ejes fijos: Roll (Balanceo), Pitch (Inclinación) y Yaw (Orientación).

Los giroscopios $G1, G2$ y $G3$ se ubican simétricamente alrededor de la base A con inclinaciones fijas $\beta_1, \beta_2, \beta_3$ respectivamente con respecto al vector \underline{a}_3 . Cada giroscopio está compuesto de los mismos componentes del giroscopio descrito en la sección 2.

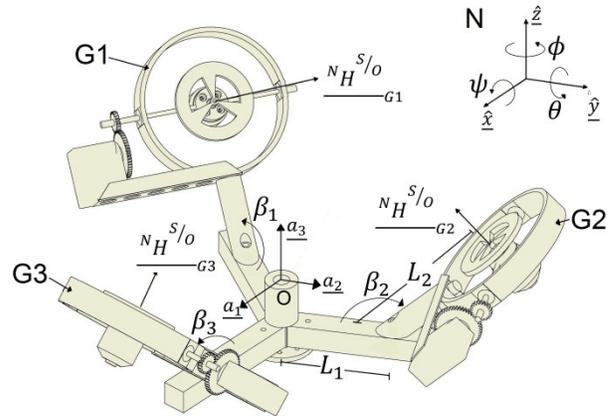


Figura 5 Sistema piramidal de tres SGCMG.

A. Cinemática del sistema.

El análisis cinemático se hace para el giroscopio $G1$ haciendo la aclaración que este es similar para los otros dos giroscopios $G2$ y $G3$, de la misma manera el análisis es similar al realizado en la sección 2; por la tanto se tiene que:

$$\underline{\omega}^{D_{G1}} = \underline{\omega}^A + \dot{q}_2 \underline{c}_{2_{G1}} + \dot{q}_3 \underline{c}_{1_{G1}} \quad (13)$$

$$\underline{N}V_{G1}^{D*} = \underline{\omega}^A \times (-L_1 \underline{b}_{1_{G1}} + L_2 \underline{b}_{3_{G1}}) \quad (14)$$

B. Dinámica del sistema.

De la misma manera que en la sección 3, se utilizó la formulación de Newton-Euler; sin embargo, con el fin de disminuir el número de operaciones se calculó el momento par que genera cada giroscopio sobre la base, por consiguiente se tiene que la ecuación de momento par generado por cada actuador sobre la base es:

$$\underline{M}_O = \sin q_2 I_1 \dot{q}_2 \dot{q}_3 \underline{b}_1 - \cos q_2 I_1 \dot{q}_2 \dot{q}_3 \underline{b}_3 \quad (15)$$

Luego el momento total del sistema es:

$$\begin{aligned} \Sigma \underline{M}_O = & \sin q_{2_{G1}} I_1 \dot{q}_{2_{G1}} \dot{q}_3 (-\cos \beta_1 \underline{a}_1 - \sin \beta_1 \underline{a}_3) \\ & - \cos q_{2_{G1}} I_1 \dot{q}_{2_{G1}} \dot{q}_3 (-\sin \beta_1 \underline{a}_1 + \cos \beta_1 \underline{a}_3) \end{aligned} \quad (16)$$

$$\begin{aligned}
 & + \sin q_{2_{G_2}} I_1 \dot{q}_{2_{G_2}} \dot{q}_3 \left(\frac{\cos \beta_2}{2} a_1 - \frac{\sqrt{3}}{2} \cos \beta_2 a_2 - \sin \beta a_3 \right) \\
 & - \cos q_{2_{G_2}} I_1 \dot{q}_{2_{G_2}} \dot{q}_3 \left(\frac{\sin \beta_2}{2} a_1 - \frac{\sqrt{3}}{2} \sin \beta_2 a_2 + \cos \beta a_3 \right) \\
 & + \sin q_{2_{G_3}} I_1 \dot{q}_{2_{G_3}} \dot{q}_3 \left(\frac{\cos \beta_3}{2} a_1 + \frac{\sqrt{3}}{2} \cos \beta_3 a_2 - \sin \beta a_3 \right) \\
 & - \cos q_{2_{G_3}} I_1 \dot{q}_{2_{G_3}} \dot{q}_3 \left(\frac{\sin \beta_3}{2} a_1 + \frac{\sqrt{3}}{2} \sin \beta_3 a_2 + \cos \beta a_3 \right)
 \end{aligned}$$

En esta formulación solo se tuvo en cuenta para momentum angular del sistema el generado por la volante del giroscopio, ya que este es aquel que posee una mayor inercia dada su geometría; la inercia de los otros componentes, al ser tan pequeña, no influyen significativamente en la generación de momento.

Así mismo se supuso que las inercias de los volantes de los tres giroscopios son iguales, así como la velocidad angular de cada volante.

Con base a la ecuación (16) se optó por escoger los ángulos $\beta_1, \beta_2, \beta_3$ para que se produjera la mayor cantidad de momento par en cada dirección, por esto se establece que

$$\beta_1 = \beta_2 = \beta_3 = 45^\circ \tag{17}$$

C. Diseño u construcción.

Con base en las ecuaciones de la sección anterior se seleccionaron y se diseñaron los componentes para obtener un prototipo funcional del sistema. La selección se hizo en base en la Tabla 2. En la Tabla 2 se muestran las características de los componentes del sistema

		CARACTERÍSTICA	
Motor del Volante	Marca	Heli	Series
		4000kv	
	Velocidad Máxima (rpm)	59000	
	Potencia (W)	200	
	Voltaje (V)	11,1 – 14,8	
Volante	Material	Latón	
	Densidad (kg/m ³)	8480	
	Inercia (kg m ²)	3,6x10 ⁻⁵	
Motor de Control	Marca	HITEC HS 422	
	Torque (Kg cm)	4,1 @ 6V	
	Velocidad (seg/60°)	0,16	
	Voltaje (V)	4,8 - 6	
Control de motores	Circuito PWM		

Tabla 2 Características de los componentes de cada giroscopio.

Luego de esta selección se simuló el sistema en el ambiente de simulación dinámica del software Inventor de Autodesk (Fig. 6) y por último se construyó un prototipo (Fig. 7 y Fig. 8).



Figura 6 Simulación del sistema de tres SGCMG en arreglo piramidal en Inventor.

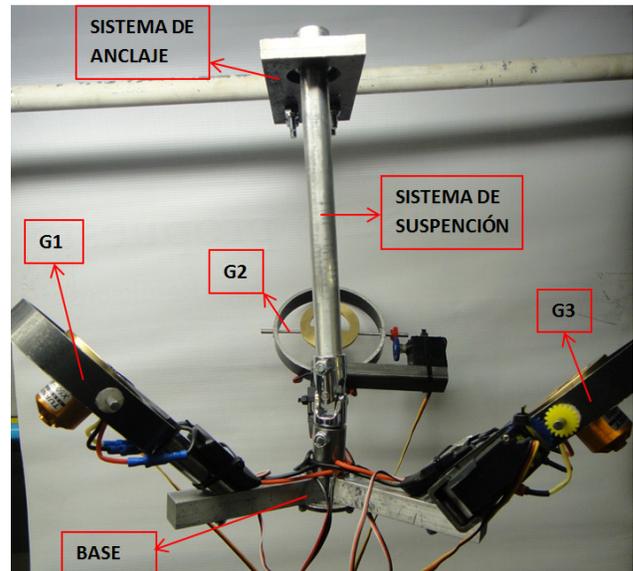


Figura 7 Prototipo del sistema de tres SGCMG en arreglo piramidal.

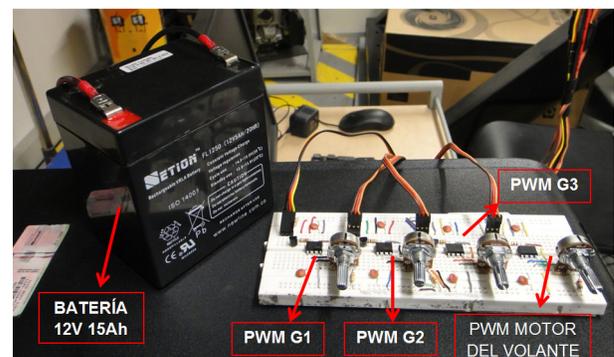


Figura 8 Detalle del sistema de potencia y el controlador del sistema.

IV. PRUEBA DE FUNCIONAMIENTO.

Se realizó una prueba para validar la generación de momento par del sistema cuando los tres giroscopios están en movimiento. En la Tabla 3 se muestra el procedimiento seguido para la realización de la prueba:

1	Encender los motores de los volantes.
2	Mantener una velocidad constante e igual en los tres motores de los volantes.
3	Ubicar el sistema en su punto de equilibrio (esto es necesario ya que el arranque de los motores desequilibra el sistema)
4	Mover el motor de control de cada uno de los giroscopios, manteniendo los otros dos quietos. Esto con el fin de validar que los giroscopios si están generando momento par.
5	PRIMERA PARTE: Lograr la mayor cantidad de movimiento del sistema combinando el movimiento de los giroscopios.
6	SEGUNDA PARTE: Lograr obtener un mayor cantidad de movimiento en una dirección mientras en las otras dos se cancela el movimiento.
7	TERCERA PARTE: Lograr cancelar el movimiento del sistema combinando el movimiento de los giroscopios.

Tabla 3 Procedimiento para la realización de la prueba de funcionamiento.

En la primera parte de la prueba el momento par generado por los tres giroscopios logró que el sistema girara en la dirección de los vectores \hat{x} , \hat{y} , \hat{z} del marco inercial.

En la segunda parte de la prueba se logró transmitir el movimiento en la dirección del vector \hat{z} del marco inercial. Es decir se obtuvo un movimiento de balanceo, mientras se anulaba el giro en la dirección de los otros dos vectores del marco inercial N.

Por último, en la tercera parte de la prueba se logró hacer que el sistema girara en una sola dirección a una velocidad muy baja, más no se logró hacer que el sistema llegara a su posición de equilibrio.

V. CONCLUSIONES Y RECOMENTACIONES.

Este trabajo permite comprobar cómo la combinación de giroscopios puede reforzar o anular un momento par específico para obtener movimientos deseados del sistema. Sin embargo, el control manual del movimiento de los motores de control del prototipo no permitió lograr la cancelación completa del movimiento. Se plantea la realización de un control automático sobre el PWM en un nivel jerárquico superior.

El sistema presenta perturbaciones al momento del arranque de los motores del volante, generando momentos par indeseados los cuales alteran la posición inicial del sistema.

La optimización de la geometría y la selección de materiales del prototipo se plantean como trabajo futuro para lograr un

sistema más compacto y más liviano, en donde el momento par generado permita un mayor movimiento.

La instrumentación y el diseño de un sistema de control automático se plantean como trabajo futuro para cerrar un ciclo de diseño del sistema, así como el diseño de más configuraciones de Giroscopios de Control de Momento, incluyendo también diseños con Ruedas de Reacción.

REFERENCIAS

- [1] X. Ye, N. Yajima, G. Ai and N. Hu, "Attitude Control and High Precision Pointing Control System of a Large Balloon Borne Solar Telescope," *Advances in Space Research*, vol. 26, no. 9, pp. 1419-1422, 17 Mayo 2000.
- [2] V. J. Lappas, W. H. Steyn and C. I. Underwood, "Attitude control for small satellites using control moment gyros," *Acta Astronáutica*, vol. 51, no. 1-9, pp. 101-111, 2002.
- [3] D. J. Richie, V. J. Lapass and G. Prassinis, "A practical small satellite variable-speed control moment gyroscope for combined energy storage and attitude control," *Acta Aeronáutica*, vol. 65, pp. 1745-1764, 17 Julio 2009.
- [4] W. O. Achicanoy and M. F. Buchely, "Análisis de formulaciones para el problema de 4-SGCMG," *Memorias V Colombian IEEE workshop of robotics and automation*.
- [5] T. R. Kane y D. A. Levinson, *Dynamics, Theory and Applications*, New York: McGraw Hill, 1985.