



PONTIFICIA **UNIVERSIDAD CATÓLICA** DEL PERÚ

Esta obra ha sido publicada bajo la licencia Creative Commons
Reconocimiento-No comercial-Compartir bajo la misma licencia 2.5 Perú.

Para ver una copia de dicha licencia, visite
<http://creativecommons.org/licenses/by-nc-sa/2.5/pe/>



PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA



PONTIFICIA
UNIVERSIDAD
CATÓLICA
DEL PERÚ

**DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DEL SISTEMA DE
ESTABILIZACIÓN EN EL ESPACIO PARA EL PICOSATÉLITE
PUCP-SAT-1**

Tesis para optar el Título de Ingeniero Electrónico, que presenta el bachiller:

Daniel Arturo Menéndez Quinto

ASESORES: Dr. Juan Antonio Lira Cacho

Dr. Jorge Arturo Heraud Pérez

Lima, agosto del 2010

TEMA DE TESIS PARA OPTAR EL TÍTULO DE INGENIERO ELECTRÓNICO

Título : Diseño e implementación del sistema de estabilización en el espacio para el picosatélite PUCP-SAT-1
Área : Electrónica # 731
Asesor : Juan Antonio Lira Cacho
Alumno : Daniel Arturo Menéndez Quinto
Código : 20020370
Fecha : 5 de Octubre de 2009



Descripción y Objetivos

Actualmente el Instituto de Radioastronomía de la Pontificia Universidad Católica del Perú (INRAS) lleva a cabo el proyecto PUCP-SAT-1, el cual busca poner en órbita el primer satélite desarrollado en suelo peruano. Es así que aprovechando el particular entorno que ofrecerá este satélite y con fines educativos, se han propuesto varias experiencias a llevar a cabo.

Una de estas experiencias es la que busca implementar un sistema de estabilización el cual busca disminuir y finalmente anular los efectos de las principales fuentes de disturbios que hacen girar imprevisiblemente al satélite en cualquiera de sus tres ejes cartesianos dentro de su órbita.

El objetivo de la presente tesis consiste en diseñar e implementar un sistema que constará de una etapa de medición de la velocidad angular a la que está girando el satélite en cada eje, luego con este dato se llevará a cabo un algoritmo de control el cual generará una orden para que por medio de unos dispositivos llamados "microruedas" se llegue a compensar la rotación en cada eje para lograr que el satélite se mantenga lo más estático posible en el espacio.

Aparte del sistema físico o hardware, se deberá llevar a cabo el diseño y la programación en un microcontrolador del software necesario para el procesamiento de las señales de los sensores, el algoritmo de control, las señales de control y el comando desde tierra.

Dr. A. Lira

PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATOLICA DEL PERU
SECCION ELECTRICIDAD Y ELECTRONICA

Dr. Flores
Ing. ANDRES FLORES ESPINOZA
Coordinador de la Especialidad de Ingeniería Electrónica



TEMA DE TESIS PARA OPTAR EL TÍTULO DE INGENIERO ELECTRÓNICO

Título : Diseño e implementación del sistema de estabilización en el espacio para el picosatélite PUCP-SAT-1

Índice

Introducción

1. Situación de la miniaturización de satélites.
2. Situación de sistemas de estabilización de picosatélites
3. Planteamiento de la implementación del sistema de estabilización en el espacio para picosatélites.
4. Pruebas y resultados del sistema de estabilización en el espacio para picosatélites

Conclusiones

Recomendaciones

Bibliografía

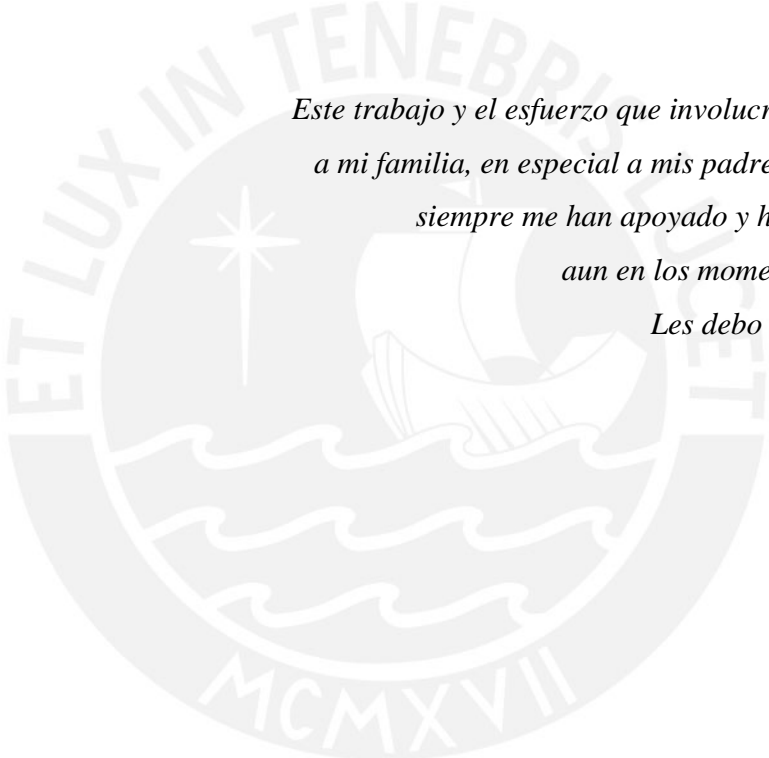
Anexos

PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATOLICA DEL PERU
SECCION ELECTRICIDAD Y ELECTRONICA


Ing. ANDRES FLORES ESPINOZA
Coordinador de la Especialidad de Ingeniería Electrónica

Dr. A. Lima





*Este trabajo y el esfuerzo que involucró están dedicados
a mi familia, en especial a mis padres Lalo y Rosa que
siempre me han apoyado y han tenido fe en mí
aun en los momentos más difíciles.*

Les debo todo y mucho más

¡Gracias!

RESUMEN

Dentro del campo de los satélites hoy en día existe la tendencia global a miniaturizar estos sistemas, lo cual los ha hecho más económicos y accesibles a entidades que de otro modo nunca lo tendrían. En este contexto, el proyecto PUCP-SAT-1 ha dado oportunidad a los estudiantes para investigar y desarrollar los sistemas necesarios para desplegar y llevar a cabo experiencias en el entorno que nos ofrece el picosatélite. Una de las experiencias que se llevarán a cabo es la de estabilizar el satélite dentro de su órbita, es así que se desarrolló el prototipo de un sistema de estabilización que mantiene al satélite estático ante los disturbios que aparecerán en su órbita y propicia las condiciones adecuadas para llevar a cabo otra experiencia que sería la toma de fotografías desde el picosatélite. El objetivo de este trabajo es llevar a cabo el diseño y la implementación del sistema antes mencionado.

En esta tesis se desarrollará un sistema en el cual, una vez se reciba una orden del sistema operativo del mismo satélite o una señal proveniente de la estación de tierra, comenzará con el proceso de estabilización en el espacio. El sistema tendrá la capacidad de sensar y determinar la velocidad y dirección de la rotación del satélite en sus ejes y con esta información un microcontrolador ejecutará un algoritmo de control que accionará las microruedas a la velocidad apropiada para que, por el principio de conservación de momento angular, compense la rotación del satélite.

El desarrollo de este sistema abarca la implementación del hardware y la programación del software en un microcontrolador particular. El sistema será probado en tierra en un ambiente que replique lo mejor posible las condiciones presentes en una órbita baja terrestre.

ÍNDICE

Introducción	1
1. Situación de la miniaturización de satélites	3
1.1 La tendencia mundial hacia la miniaturización de satélites	3
1.1.1 El picosatélite o CubeSat	4
1.1.2 El campo de investigación y desarrollo para universidades	6
1.2 El proyecto PUCPSAT-1	7
1.2.1 Participación de los alumnos en el proyecto	8
1.2.2 Diferentes experiencias a llevar a cabo	9
2. Situación de los sistemas de estabilización de picosatélites	10
2.1 Sistemas de estabilización en el espacio	10
2.1.1 Métodos de estabilización	11
2.1.1.1 Métodos de estabilización pasivos	11
2.1.1.2 Métodos de estabilización activa	13
2.1.2 Sistemas de estabilización de picosatélites	15
2.2 Principio de conservación de la cantidad de movimiento angular	15
2.3 Las microruedas	17
2.3.1 Modelo teórico	17
2.4 Declaración del marco problemático	19
3. Planteamiento para el diseño del sistema de estabilización en el espacio para picosatélites.	20
3.1 Objetivos	20
3.1.1 Objetivo general	20
3.1.2 Objetivos específicos	20

3.2	Diseño del sistema	20
3.2.1	Determinación de requerimientos del sistema	22
3.2.1.1	Cantidad de movimiento angular del satélite	22
3.2.1.2	Disturbios en una órbita baja terrestre	24
3.2.2	Diseño del hardware	26
3.2.2.1	Sensores de giro	26
3.2.2.2	Microcontrolador	28
3.2.2.3	Microruedas	29
3.2.3	Diseño del software	36
3.3	Elección del sistema de simulación de condiciones en órbita	37
4.	Implementación del sistema de estabilización en el espacio para Picosatélites.	39
4.1	Consideraciones previas	39
4.1.1	Alcance del prototipo	39
4.1.2	Microruedas	40
4.1.3	Programación del algoritmo de control	41
4.2	Implementación del sistema de estabilización en un eje	42
4.2.1	Montaje y pruebas de componentes en partes por separado	42
4.2.1.1	Sensor de giro	43
4.2.1.2	Microcontrolador MSP430	47
4.2.1.3	Microrueda y controlador	49
4.2.2	Implementación de la parte de software del sistema	52
4.2.2.1	Programación del algoritmo de control	52
4.3	Implementación conjunta y pruebas del sistema en un eje.	56
4.3.1	Pruebas	58
4.4	Extrapolación del sistema a los tres ejes	62
	Conclusiones	63

Recomendaciones	64
Bibliografía	65



Introducción

En el marco del proyecto PUCPSAT-1, que busca poner en órbita el primer satélite peruano, se ha visto la necesidad de tener el control sobre los movimientos indeseados que pudieran aparecer en el satélite por causa de algún disturbio externo mientras esté en órbita, estos movimientos irían en detrimento de algunas de las experiencias que se planea llevar a cabo con el satélite, una de ellas sería la toma de fotografías en el espacio.

El presente trabajo de tesis trata sobre el diseño y desarrollo de un sistema que aplaque los efectos de esos disturbios, este sistema es conocido como “sistema de estabilización en el espacio para picosatélites”, en particular para el satélite PUCPSAT-1.

Los sistemas de estabilización siempre han sido muy importantes para los satélites ya que este sistema permite mantener estático al satélite e incluso existen sistemas más sofisticados que son capaces de direccionarlo con mucha precisión. Estos sistemas son muy útiles al momento de llevar a cabo tareas como: realizar mediciones, tomar fotografías y orientar las celdas solares para mejorar la incidencia de luz.

Con el tiempo, se han ido desarrollando sistemas de estabilización que utilizan diversas técnicas ya sea aprovechando las fuerzas naturales presentes en órbita o utilizando dispositivos que generen un impulso que permita controlar los movimientos del satélite. Es así que hoy en día se dispone de una variedad de sistemas que van desde los que utilizan jets de gas o motores iónicos, hasta los que usan el viento solar o la gravedad.

Sin embargo, en el campo de los picosatélites las técnicas de las que se dispone disminuyen drásticamente debido a las muy particulares características que estos satélites presentan. Por ello, ésta tesis explica el desarrollo de un

sistema particular utilizando dispositivos conocidos como “microruedas” que aprovechan una característica física propia de los cuerpos en rotación.

Para iniciar el trabajo, en el capítulo 1 se desarrollará una visión general acerca de los satélites y la tendencia mundial a la miniaturización de estos, como se ha llegado al nivel de miniaturización de los picosatélites, el estándar CubeSat, la gran ventana que esto significa para acceder al espacio a un bajo costo y el proyecto PUCPSAT-1.

En el capítulo 2 se realizará un breve recuento de los sistemas de estabilización, las técnicas disponibles tanto activas como pasivas, el reto que supone la miniaturización de estos sistemas y un análisis sobre cuál de las técnicas disponibles a la escala de los picosatélites es más factible utilizar.

Luego se llevará a cabo el diseño del sistema utilizando la técnica por la que se ha optado, como parte del capítulo 3. Para empezar, se seleccionarán los sensores y actuadores más convenientes, luego se harán los cálculos y consideraciones correspondientes hasta que se tenga el desarrollo teórico completo del sistema.

Finalmente, se llevará a cabo la implementación en circuitos impresos y la programación del control del sistema para llevar a cabo pruebas tomando en cuenta las anteriores consideraciones. Por último se mostrarán los resultados obtenidos y la forma en que estos encajan en los objetivos planteados.

CAPÍTULO 1

SITUACIÓN DE LA MINIATURIZACIÓN DE SATÉLITES

1.1 La tendencia mundial hacia la miniaturización de satélites.

Hoy en día, los satélites artificiales, más que nunca, juegan un rol preponderante en el mundo; pasando por las telecomunicaciones, meteorología, radiodifusión, observación de recursos naturales y aplicaciones militares. Sin embargo, este tipo de satélites presenta varios inconvenientes como: su elevado costo; grandes dimensiones; gran demanda de tiempo, de personal e infraestructura y el gran desembolso económico que significa ponerlos en órbita, haciéndolos inaccesibles para instituciones de recursos limitados y que deseen incursionar en la investigación y desarrollo de satélites.

Con el fin de salvar estos inconvenientes y gracias a los avances en campos como: la microelectrónica, tecnología de baterías y celdas solares; que desde principios de la década de los ochenta se dio inicio a un proceso de gran miniaturización de satélites. Es así que, partiendo de los satélites de comunicación que se caracterizan por su gran masa (fácilmente puede llegar hasta las 12 toneladas) [13], se fue reduciendo hacia satélites cada vez más pequeños y simples (tabla 1).

<i>Nomenclatura</i>	<i>Masa</i>	<i>Primer lanzamiento exitoso</i>
<i>Minisatélites</i>	100-500 kg	1980
<i>Microsatélites</i>	10-100 kg	1981
<i>Nanosatélites</i>	1-10 kg	1990
<i>Picosatélites</i>	0.1-1 kg	2003
<i>Femtosatélites</i>	<100 g	Posiblemente 2010

Tabla 1: Cronología de las generaciones de miniaturización de satélites [1].

1.1.1 El picosatélite o CubeSat.

Desde el año 2003 el estándar más nuevo y pequeño de satélites de órbita baja terrestre (hasta los 2000 Km de altura [12]) inventado en 1999 por el profesor Robert Twiggs (Director del Laboratorio de Investigaciones en la Temática Aeroespacial de la Universidad de Stanford) y desarrollado en conjunto por la Universidad Estatal Politécnica de California (CalPoly) y la empresa Boeing, fue puesto en órbita.

Este nuevo tipo de satélites de órbita baja terrestre son llamados CubeSats o picosatélites y tal como su nombre en inglés lo manifiesta son satélites en forma de cubo, con 10 cm por lado y con una masa de cerca de 1 kilogramo (figura 1).

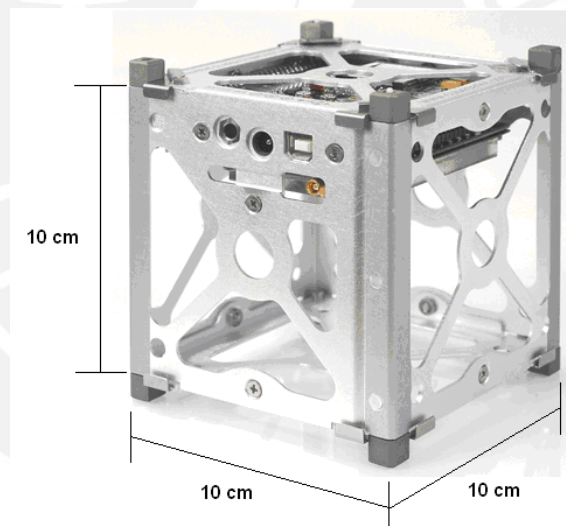


Figura 1.- Estructura básica de un CubeSat estándar vendido por la empresa Pumkin™

Fuente: <http://www.cubesatkit.com/>

Para lograr el despliegue de estos nuevos Cubesats CalPoly desarrolló dispositivos de lanzamiento denominados P-Pods (Polipicosatellite orbital deployer). Estos dispositivos de lanzamiento están ubicados en las cabezas de antiguos misiles balísticos rusos que durante la guerra fría fueron usados para llevar ojivas nucleares, solo que hoy en día tienen fines más pacíficos y

beneficiosos gracias a una empresa llamada ISC Kosmotras que se encarga del lanzamiento de los satélites desde el antiguo y mítico cosmódromo de Baikonur en Kazajistán.

El anteriormente mencionado dispositivo de lanzamiento o P-Pod ha estandarizado el número y forma de los picosatélites que pueden ir en cada viaje [14]. Sin embargo, esto no impone una limitación rígida, ya que este sistema de lanzamiento y despliegue de picosatélites permite la configuración de hasta 4 modalidades diferentes (figura 2) que vendrían a ser:

- 3 picosatélites estándar de 10 x 10 x 10 cm.
- 1 picosatélite de 20 x 10 x 10 cm y uno estándar.
- 2 picosatélites de 15 x 10 x 10 cm.
- 1 picosatélite de 30 x 10 x 10 cm.

Estas configuraciones han convertido a los picosatélites en uno de los estándares más manejables [1] y en el transcurso de pocos años han demostrado su gran utilidad e incluso muestran tener algunas ventajas ante sus contrapartes de mayor tamaño como serían:

- Reducido costo de producción.
- Corto tiempo de desarrollo.
- La necesidad de un equipo de desarrollo no muy grande.
- La variedad de empresas existentes para su puesta en órbita.

Además sus prestaciones van creciendo día a día ya que varias instituciones, universidades y empresas han visto en el picosatélite una “puerta abierta al espacio”.

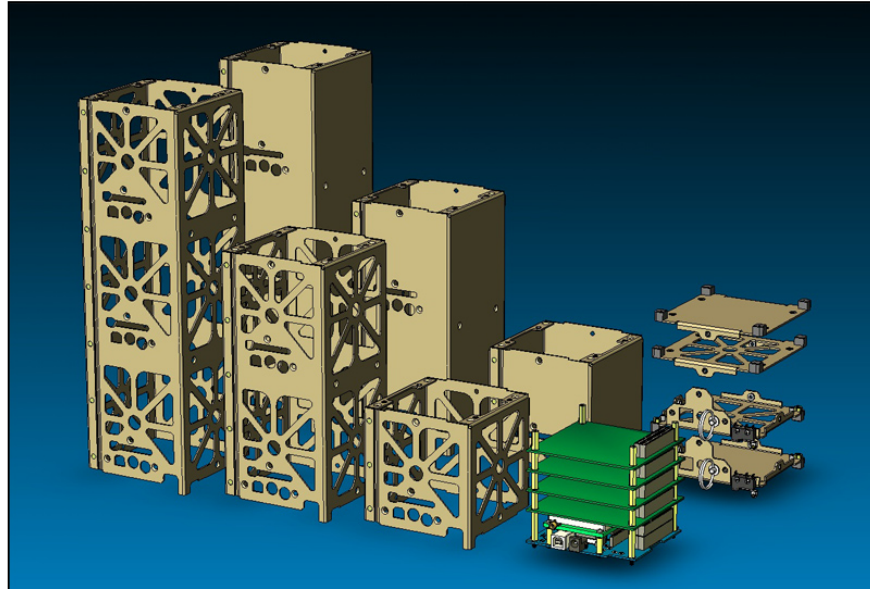


Figura 2.- Las diferentes configuraciones de los P-Pod y picosatélites.

Fuente: <http://cubesat.atl.calpoly.edu>

1.1.2 El campo de investigación y desarrollo para universidades.

Las intenciones del profesor Twiggs al inventar el estándar CubeSat fue la de plantear el concepto en el ámbito de las universidades y que estas comenzaran con una competencia para desarrollar los sistemas necesarios, de esta forma se originaría una suerte de carrera espacial por ser la primera universidad o institución en poner en órbita uno de estos nuevos picosatélites [14].

Además de la investigación para hacer funcional este tipo de satélites, se abrió otro campo aún más extenso para realizar nuevas investigaciones en las cuales se buscarían usos y aplicaciones que sean posibles de realizar con ellos.

Al hacer esto el profesor Twiggs logró estimular la investigación, creación de grupos de interés y de trabajo multidisciplinarios que condujeron al desarrollo y prueba de nuevas tecnologías como parte de una nueva experiencia educativa.

Como era de esperarse universidades de países como Japón, Canadá, Noruega, Dinamarca, Alemania y el mismo Estados Unidos comenzaron a desarrollar la tecnología necesaria para hacer 100% funcional el picosatélite y finalmente en el año 2003 se logro poner en órbita el primero de estos satélites desplegado exitosamente [7].

Desde entonces no se ha parado de investigar tanto en el desarrollo de sistemas que optimicen el rendimiento de los picosatélites como en la búsqueda de nuevas aplicaciones para este. Hasta la fecha las aplicaciones que se han implementado en este tipo de satélites van desde la prueba de tecnología como celdas solares, baterías y circuitos integrados hasta el desarrollo de tareas más complejas como medición de campos electromagnéticos, toma de fotografías y medición de radiación fuera de la ionosfera [8].

1.2 El proyecto PUCPSAT-1.

Como se mencionó anteriormente, uno de los resultados más importantes de la aparición del estándar picosatélite es que este tipo de proyectos han abierto las puertas del espacio a universidades, instituciones y países que, sin posibilidad de cubrir los millonarios costos de los programas de las agencias espaciales en los países más desarrollados, nunca hubieran soñado con poner un satélite en órbita. Algunos ejemplos que lo evidencian han sido Colombia, Malasia, Pakistán o Turquía, países que han logrado “alcanzar el espacio” gracias al estándar CubeSat.

El Perú también pretende entrar en la era a través de una de las más prestigiosas universidades en el campo de las ciencias e ingeniería, como la Pontificia Universidad Católica del Perú (PUCP), la cual viene desde hace un tiempo desarrollando el proyecto PUCPSAT-1, cuyo lanzamiento está proyectado para mediados del 2010.

El mencionado proyecto está siendo desarrollado bajo la dirección del Dr. Jorge Heraud Pérez, director del Instituto de Radioastronomía de la PUCP (INRAS), quien gracias a su iniciativa y vínculos con la Universidad de Stanford y el creador de los picosatélites, el profesor Robert Twiggs, logró conseguir información, contactos y apoyo necesario como para llevar a cabo un proyecto que tenga como finalidad poner en órbita primer picosatélite peruano.

1.2.1 Participación de los alumnos en el proyecto.

Como ya se ha mencionado anteriormente, uno de los objetivos primordiales de la creación de los picosatélites es la promoción de la actividad académica a través del desarrollo de proyectos y esta es la finalidad del proyecto PUCPSAT-1.

La gran cantidad de información disponible, la rapidez de ensamblaje y la relativa facilidad de obtención de los componentes principales de estos satélites (sistema de administración de energía, CPU, celdas solares, interfaces de comunicación, etc.) han hecho a los picosatélites idóneos para ser usados en este nuevo proyecto.

Al ser esta una experiencia educativa, además del desarrollo del satélite funcional, el proyecto también contempla la posibilidad de llevar a cabo experimentos en el entorno que el picosatélite nos pueda ofrecer. Es así que varios temas sobre experiencias relacionadas con el proyecto han sido asignados a diferentes alumnos de la especialidad de Ingeniería Electrónica en la facultad de Ciencias e Ingeniería.

1.2.2 Diferentes experiencias a llevar a cabo.

Para llevar a cabo el proyecto se vio por conveniente dividirlo en dos categorías bien definidas:

- Desarrollo de sistemas para el pleno funcionamiento del picostélite.
- Desarrollo de experimentos a llevar a cabo.

Los alumnos asignados a la primera categoría se encargarán de desarrollar los sistemas necesarios para que el satélite sea completamente funcional. Estos serían: comunicaciones (antenas, modem, TNC), administración de energía (celdas solares y baterías), entorno de pruebas (vibración, cámara ambiental) y control en tierra [14].

Los alumnos designados a la segunda categoría llevarán a cabo varios experimentos. El conjunto de estos experimentos lleva el nombre de carga útil y son la razón de ser de un satélite ya que todo el desarrollo del satélite funcional ha sido llevado a cabo para tener un ambiente donde desarrollar estas experiencias [8].

Al ser esta la primera oportunidad para realizarlos, los experimentos no serán sumamente complejos, además el reducido espacio del que se dispone tampoco lo permite.

CAPÍTULO 2

SITUACIÓN DE LOS SISTEMAS DE ESTABILIZACIÓN DE PICOSATÉLITES

2.1 Sistemas de estabilización en el espacio.

La situación óptima de un satélite en estudio sería la de tener el control sobre todos los movimientos de este para no solo mantenerlo quieto sino también poder posicionarlo con un buen grado de precisión.

En primer lugar, para entender la estabilización en un satélite se define como el desplazamiento de su centro de masas en un sistema coordenado centrado en la tierra o el movimiento de un cuerpo sobre su propio centro de masas [13].

Debido a las limitaciones tanto de energía como de espacio en los picosatélites se analizarán los sistemas que mantienen al satélite quieto dentro de su órbita y no aplican un empuje que lo harían cambiarla[17].

Es este caso, con fines explicativos, se tomará la referencia en el centro de masas de un picosatélite con masa uniformemente distribuida por lo tanto el centro geométrico y el de masas coincidirán (figura 3).

En la figura, se nota que el sistema coordenado, a cuyos ejes por convención, se les ha dado el nombre de los ejes cartesiano (X, Y y Z) se está trasladando en la órbita que describe el satélite alrededor de la tierra y cualquier movimiento del satélite podría ser descrito en este sistema.

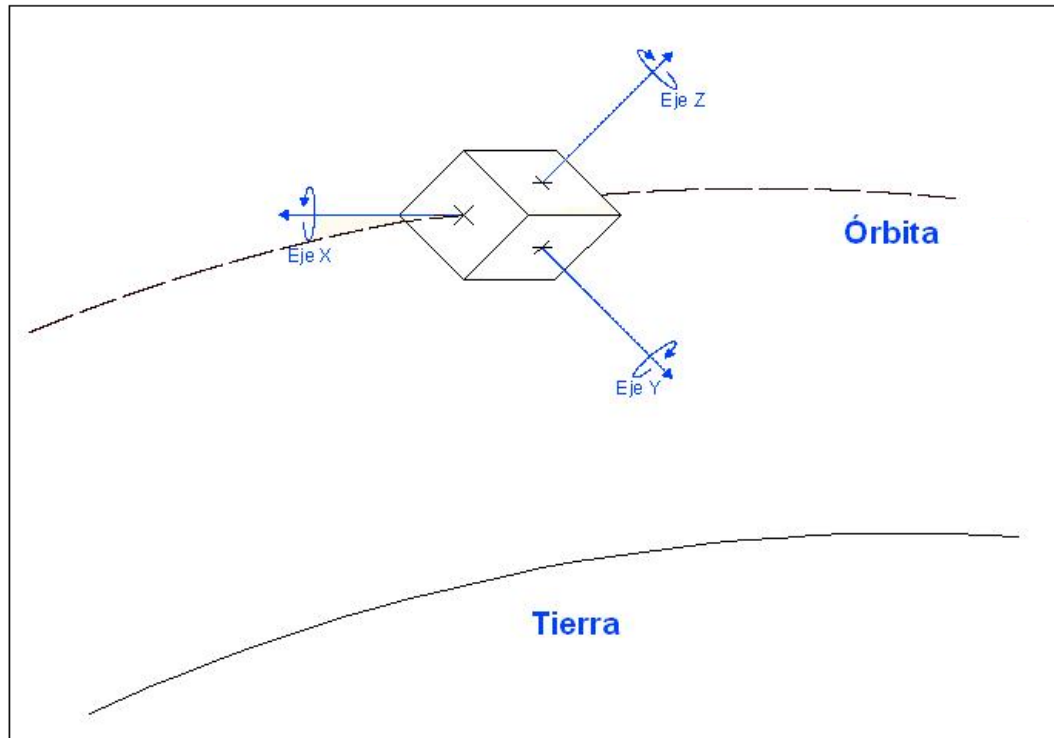


Figura 3.- Sistema coordenado con origen en el centro de masas de un satélite en órbita.

El objetivo de los sistemas de estabilización es mantener lo más estático posible al satélite dentro de este sistema coordenado de referencia sin alterar su órbita.

2.1.1 Métodos de estabilización.

Existen dos tipos de métodos que se han desarrollado para lograr la estabilización de satélites.

2.1.1.1 Métodos de estabilización pasivos.

En las técnicas pasivas de estabilización se aprovechan las fuerzas naturales presentes en la correspondiente órbita y con la ayuda de algunos dispositivos muy simples se logra la estabilización del satélite.

Las ventajas de estas técnicas radican en que, al prácticamente carecer de partes móviles y por ser simples. El tiempo de vida de estos sistemas es muy largo, además de la total ausencia de consumo de energía o pérdida de masa por parte del satélite, esto hace que ocupen un espacio mínimo.

Entre sus principales desventajas tenemos a la lentitud para lograr la estabilización (a veces llega a demorar meses estabilizar el satélite), otra gran desventaja es la ausencia de un control sobre el sistema (básicamente se hacen los respectivos cálculos y previsiones pero se deja que el sistema actúe solo) y finalmente, cabe mencionar que estos sistemas no ofrecen ninguna maniobrabilidad [17].

Algunos ejemplos de estos métodos de estabilización son:

- Gradiente gravitatorio, donde aprovechamos la diferencia de gravedad que hay entre dos alturas diferentes para obtener una altera que se alinea con el campo gravitacional de la tierra (Figura 4).
- Por rotación, se aprovecha el giro del satélite para obtener una estabilidad giroscópica.
- Hay otros sistemas que aprovechan la gravedad del sol o de la luna pero son muy poco confiables.

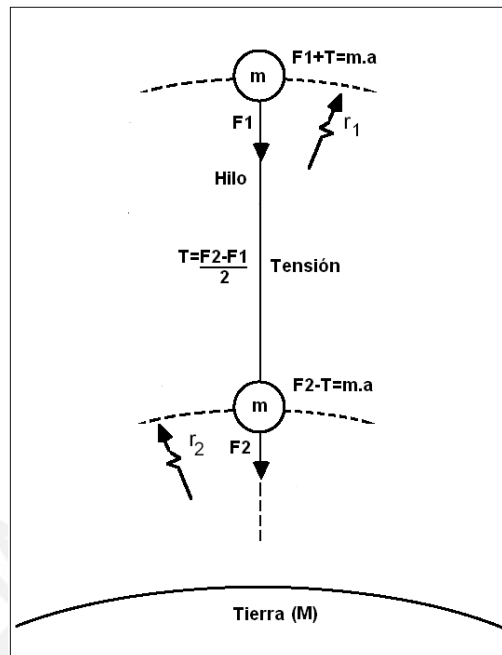


Figura 4.- Sistema del gradiente gravitatorio

2.1.1.2 Métodos de estabilización activa.

Estos son los métodos más utilizados y en los que mayor avance ha habido. Se basan en la utilización de dispositivos o actuadores que al ser activados generan un tipo de reacción que tiene por finalidad dejar estático al satélite dentro de su órbita.

Debido a que requieren de sistemas más complejos que los métodos pasivos, su masa, volumen y consumo de energía son considerables. Sin embargo, estos sistemas permiten un control muy preciso de la estabilidad del satélite, llegando incluso a permitirles llevar a cabo tareas muy delicadas como la búsqueda de recursos naturales, medición de campo magnético terrestre y toma de fotos muy precisas.

Una aproximación básica al proceso que se lleva a cabo en estos sistemas para lograr la estabilización sería que inicia midiendo los parámetros de rotación del satélite (velocidad, dirección y eje) y luego los compara con un valor deseado;

la señal de diferencia medida se usa entonces para determinar una maniobra de corrección, que es implementada por el sistema de actuadores a bordo del picosatélite [17].

Algunos ejemplos de estos métodos de estabilización son:

- Ruedas de reacción, almacenan una cantidad de movimiento durante un periodo de tiempo, esto estabiliza al satélite por ese periodo de tiempo (Figura 5).
- Electroimanes, generan un campo magnético tal que llega a alinearse con el campo magnético de la tierra.
- Jets de gas, son tanques de gas cuyas válvulas son abiertas y crean un empuje muy alto que permite generar un torque que estabiliza el satélite.
- Motores iónicos generan un impulso muy pequeño (Figura 6).

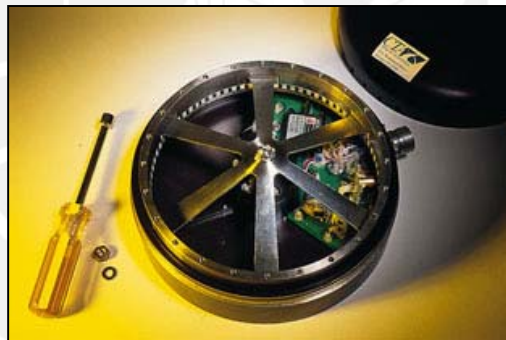


Figura 5.- Rueda de reacción desarrollada por la nasa

Fuente: <http://www.sti.nasa.gov/>



Figura 6.- Electroimán destinado a estabilización.

Fuente: <http://www.sti.nasa.gov/>

2.1.2 Sistemas de estabilización de picosatélites.

En los últimos seis años varias universidades han llevado a cabo el desarrollo de sistemas de control activo de estabilización para un picosatélite estándar obteniendo resultados diversos.

Se han llevado a cabo proyectos como el CubeSat XI-V de la Universidad de Tokio y el CubeSat SEEDS (Space Engineering Educational Satellite) de la Universidad Nihon (Japón), los cuales utilizaron cámaras y sensores de giro respectivamente, sus resultados no se han hecho públicos hasta la fecha.

Otras universidades, como la Universidad Sergio Arboleda de Colombia, con el CubeSat Libertad 1 y la Universidad Estatal Politécnica de California, con el Polysat CP6 (lanzamiento por realizar) optaron por probar un sistema de estabilización usando imanes que, para alinearse con el campo magnético de la tierra, originan un torque que gradualmente estabilizaría el satélite. Este dispositivo es de poca eficiencia y sólo funciona en la órbita terrestre baja.

Otras instituciones, como el Politécnico de Torino en Italia, con su CubeSat est@r (lanzamiento por realizar), la Universidad Técnica de Berlín, con su BeeSat (en desarrollo) y la Universidad de Würzburg en Alemania, con su UWE-2 (también en desarrollo); han optado por la utilización de arreglos de microruedas [7].

2.2 Principio de conservación de la cantidad de movimiento angular.

La cantidad de movimiento angular es una característica física importante en todas las teorías de la mecánica, desde la mecánica clásica a la mecánica cuántica. Esta característica desempeña respecto a las rotaciones un papel análogo al momento lineal en los movimientos rectilíneos [15].

Vectorialmente para una masa puntual se representa como el producto vectorial del vector posición (\vec{r}) y el vector cantidad de movimiento (\vec{p}).

$$\vec{L} = \vec{r} \times \vec{p}.$$

En el caso de los sólidos la fórmula se deduce como $\vec{L} = I \cdot \vec{\omega}$ donde I es el momento de inercia del sólido y $\vec{\omega}$ es el vector velocidad angular a la que gira el sólido y siguiendo la regla de la mano derecha se obtiene la dirección (figura7).

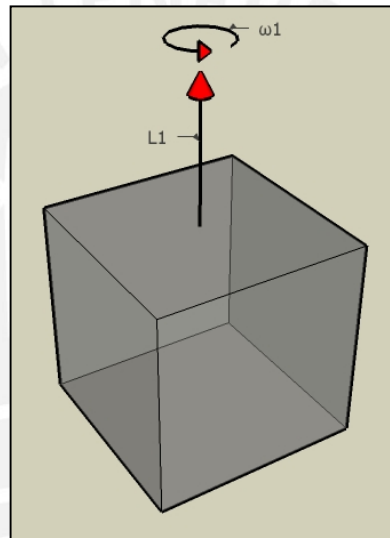


Figura 7.- Vector cantidad de movimiento angular (L1) de un cubo.

El principio de conservación de la cantidad de movimiento angular enuncia que dado un sistema en movimiento rotatorio, este tiene una cantidad de movimiento angular (\vec{L}). Si en el sistema se cumple la condición de que la suma de torques externos aplicados al sistema es igual a cero ($\sum \vec{\tau}_{ext} = 0$) entonces no existen fuerzas que frenen o aceleren la rotación del sistema en su eje. Por lo tanto \vec{L} se mantiene constante en el tiempo ($\frac{d\vec{L}}{dt} = 0$), este es el principio que se usará para lograr la estabilización ya que debido al vacío y ausencia de torques significativos que generen un disturbio en la órbita el satélite las condiciones antes mencionadas se cumplen.

2.3 Las Microruedas.

Es uno de los pocos sistemas activos de estabilización disponible para picosatélites que se basa en el principio de conservación de cantidad de movimiento angular. Además el diseño y desarrollo de un sistema que pueda ajustarse a las necesidades del proyecto PUCPSAT-1 sería una tarea de complejidad manejable.

2.3.1 Modelo teórico.

Una microrueda es una masa en forma de cilindro hueco adosado al eje de pequeños motores de gran velocidad, con bajo rozamiento y poco consumo de corriente.

Son utilizados sólo en determinados intervalos de tiempo para transferir la cantidad de movimiento angular de cada uno de los ejes del satélite hacia los ejes de las microruedas, con lo cual detendrá la rotación y el satélite se mantendrá estático [5].

Para ilustrar el funcionamiento del sistema en un picosatélite estándar, se examinará el efecto sobre un eje.

En un primer momento tenemos el satélite girando a una velocidad $\vec{\omega}_1$ generando una cantidad de movimiento angular \vec{L}_1 (figura 8).

$$\vec{L}_{Total} = \vec{L}_1 = I_{cubo} \cdot \vec{\omega}_1$$

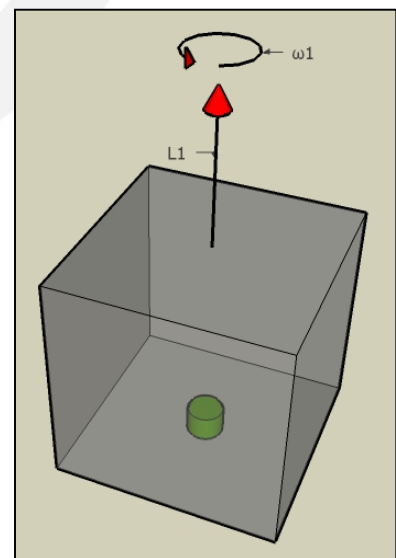


Figura 8

Cuando se ponga a funcionar la microrueda, ésta comenzará a girar a una velocidad ($\vec{\omega}_2$) que generará una cantidad de movimiento angular \vec{L}_2 (figura 9).

$$\vec{L}_2 = I_{microrueda} \cdot \vec{\omega}_2$$

Cabe resaltar que la masa de la microrueda es mucho más pequeña que la del satélite, por lo tanto $I_{microrueda}$ es muy pequeña, es así que para compensar será necesario que la microrueda gire a una velocidad muy alta.

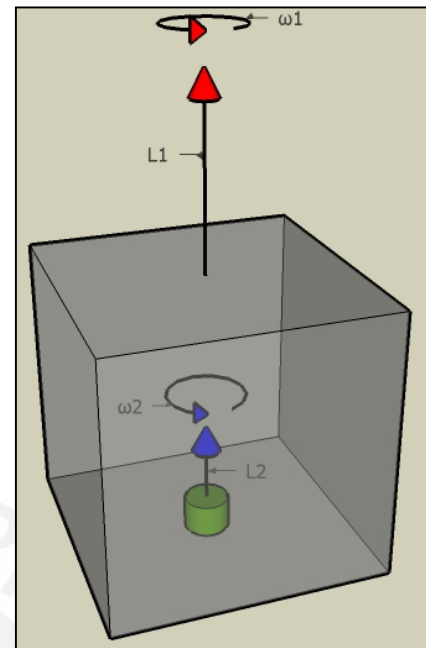


Figura 9

El objetivo de generar esta cantidad de movimiento angular es que cumpliendo el principio de conservación logremos transferir la cantidad de movimiento angular del eje del satélite al eje de la microrueda.

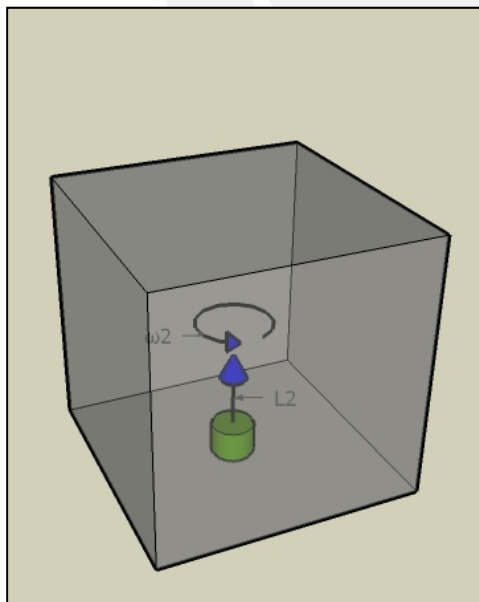


Figura 10

$$\vec{L}_2 = \vec{L}_{Total}$$

Se sabe que se cumple que \vec{L}_{Total} es constante, entonces $\vec{L}_1 = 0$ por lo tanto $\vec{\omega}_1 = 0$ y es así que se logra detener o estabilizar el satélite en un eje (figura 10). El análisis para extrapolar este efecto a los dos ejes restantes no implica mayor complejidad.

2.4 Declaración del marco problemático.

En primer lugar se necesita obtener la información necesaria para la correcta elección de los sensores necesarios. En el caso de los sensores de giro o gyro rates que se piensa utilizar, es importante considerar su rango de tolerancia de temperatura ya que en una órbita terrestre baja la temperatura puede alcanzar los -40°C durante la noche y 85°C durante el día [12].

Por otro lado es crítico conocer las características de funcionamiento de los sensores de giro ya que se ha encontrado que en un solo fabricante puede producir sensores muy diferentes. Y el dato más importante es saber si el principio de funcionamiento del sensor no se ve afectado por la condición de microgravedad [3].

Otro posible problema es que la complejidad del algoritmo de control del sistema de estabilización sea demasiado grande. Y que los limitados recursos que el microprocesador de ultra bajo consumo MSP430 no sean suficientes para implementar el antes mencionado algoritmo.

Por último, el reducido tamaño de las microruedas y por consiguiente su pequeño momento de inercia lleva a pensar que si tomamos la ecuación $\vec{L} = I \cdot \vec{\omega}$, El momento de inercia (I) es demasiado pequeño por lo cual se necesitará una velocidad angular ($\vec{\omega}$) muy alta entonces es posible que no se alcance el \vec{L} necesario para igualar el \vec{L}_{total} lo cual es probable que sea necesario usar dos o más microruedas por cada eje.

Cabe mencionar, aparte de todo lo anterior, que otro problema importante es el obtener un entorno de simulación del sistema desarrollado (ya sea hardware o software) Que pueda replicar o aproximar las condiciones de una órbita baja terrestre.

CAPÍTULO 3

PLANTEAMIENTO DE LA IMPLEMETACIÓN DEL SISTEMA DE ESTABILIZACIÓN EN EL ESPACIO PARA PICOSATÉLITES

3.1 Objetivos.

3.1.1 Objetivo general.

Diseñar, implementar y llevar a cabo las pruebas pertinentes de un sistema de estabilización activa para un picosatélite utilizando microruedas aplicando el principio de conservación de cantidad de movimiento angular.

3.1.2 Objetivos específicos.

- Demostrar que el uso de microruedas es un sistema manejable y viable para ser usados en picosatélites.
- Por medio de la selección del sensor apropiado lograr determinar la velocidad angular y de la dirección de la rotación en cada eje del satélite ($\omega_{i(i=x,y,z)}$) tomando como referencia el centro de masas de este.
- Conseguir las microruedas que se ajusten a las necesidades de geometría, peso y velocidad definidos para el sistema.
- Lograr implementar el antes mencionado sistema de estabilización con los limitados recursos, energía y espacio dentro del picosatélite.

3.2 Diseño del sistema.

Para estructurar adecuadamente la forma en que el sistema será desarrollado, se optó por dividirlo en tres partes representadas en un diagrama de bloques (figura 11).

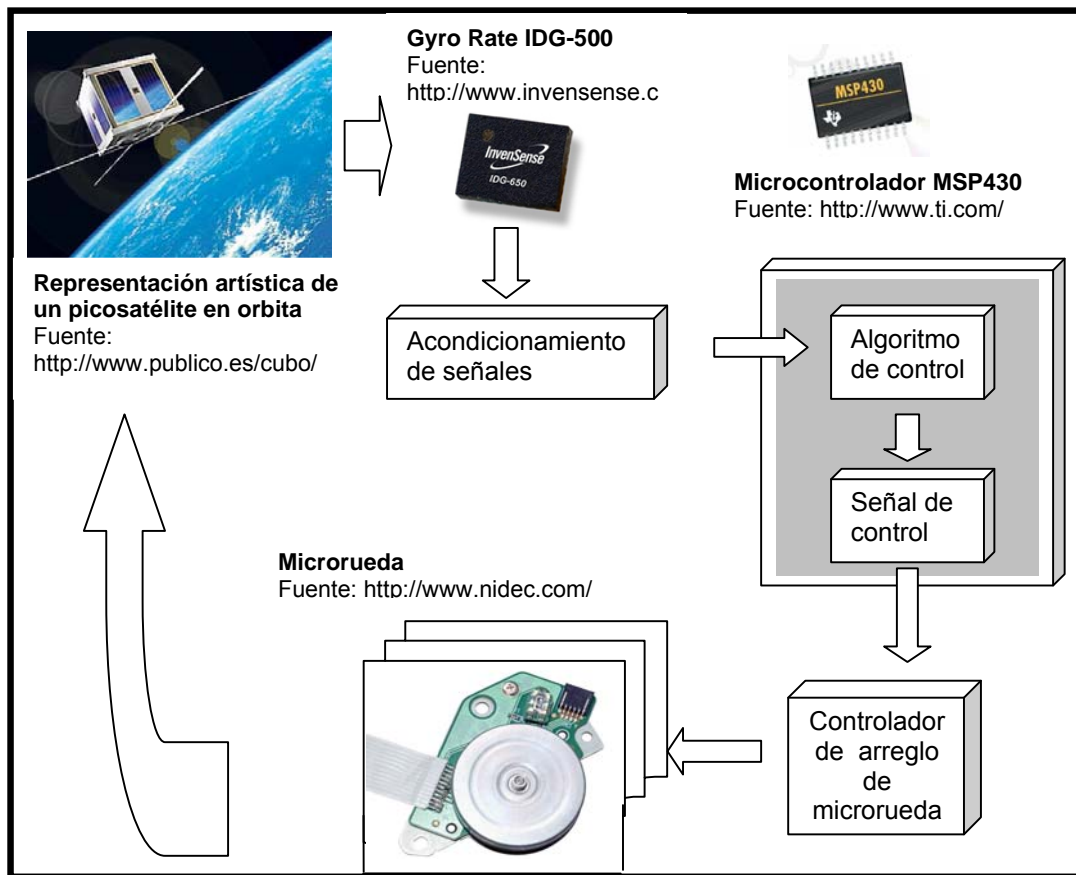


Figura 11.- Diagrama de bloques del sistema

El primer bloque es de obtención y acondicionamiento de datos sobre la orientación y dinámica del sistema, un segundo bloque de procesamiento y análisis para el control o toma de decisiones y finalmente un tercer bloque compuesto por los actuadores o microruedas y sus respectivos controladores.

En el primer bloque se usarán sensores de giro con los que se obtiene la dirección y velocidad angular en forma de una señal analógica, estos son datos importantes ya que nos permite obtener la cantidad de movimiento angular de cada eje del sistema y debido a que el momento de inercia (I) es dependiente de la masa y geometría del satélite, este se mantendrá constante.

En el segundo bloque, las señales provenientes del primer bloque serán digitalizadas y analizadas por un microcontrolador, en el cual se habrá

implementado un algoritmo de control que llevará a cabo los cálculos necesarios para obtener una señal de control. La salida de este bloque será un conjunto de señales que darán la dirección y velocidad de movimiento de las microruedas.

Finalmente, en el tercer bloque, las señales de control serán recibidas por los controladores de las microruedas, los cuales llevarán a cabo la orden de control activando el arreglo de microruedas con la dirección y las revoluciones por minuto (RPM) necesarias para alcanzar la cantidad de movimiento angular en cada eje y así estabilizar el picosatélite.

3.2.1 Determinación de requerimientos del sistema.

3.2.1.1 Cantidad de movimiento angular del satélite.

Dadas las particulares condiciones del picosatélite PUCPSAT-1 como son su bien definido volumen, su masa y distribución casi uniforme de esta; el cálculo del momento de inercia no es muy complejo.

Se puede tener un cálculo muy aproximado tomando un picosatélite estándar que es un cubo de 10cm x10cm x10cm y debe tener un peso lo más uniformemente distribuido con un posible máximo de 1 kg [15].

Se sabe que el momento de inercia de un cubo es calculado de la siguiente forma (figura 12):

$$\int_{-\frac{c}{2}}^{\frac{c}{2}} \left(\frac{1}{12} b^2 + x^2 \right) \frac{M}{C} dx = \frac{M}{12} (b^2 + c^2) = 1.6667 \times 10^{-3} \text{ kgm}^2$$

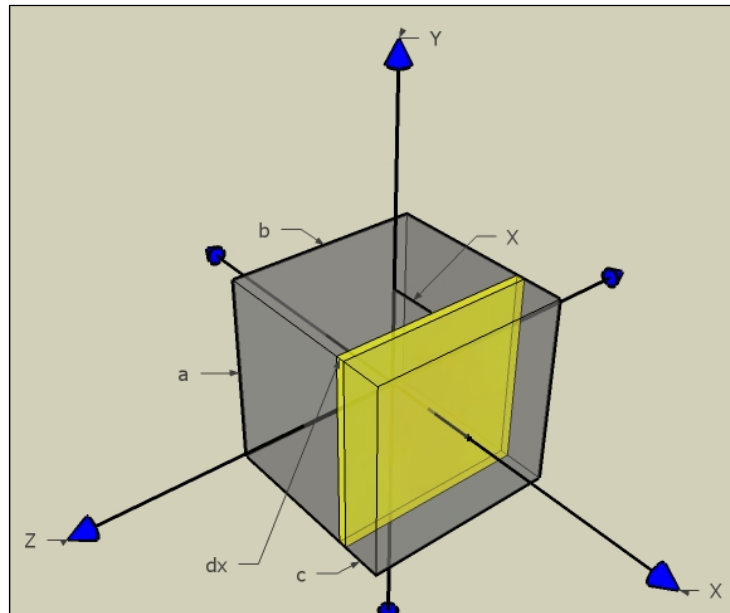


Figura 12.- Ubicación de un picosatélite en un sistema de coordenadas para el cálculo de su momento de inercia.

Por datos de velocidad de rotación obtenidos de otro satélite de este tipo (CuteSat del Instituto Tecnológico de Tokio), se sabe que la velocidad de rotación promedio en cada eje del satélite es de $20^\circ/\text{s}$ [7].

Con el fin de hacer un sistema robusto se duplica el límite hasta los $40^\circ/\text{s}$ luego se aplica a la fórmula $\vec{L} = I \cdot \vec{\omega}$ donde: \vec{L} es la cantidad de movimiento angular, I es el momento de inercia del sólido y $\vec{\omega}$ es la velocidad angular a la que este está girando.

En la tabla 2 se muestra los resultados obtenidos al hacer los cálculos para obtener las diferentes cantidades de movimiento angular iniciando desde los $2^\circ/\text{s}$ y así ir aumentando hasta el límite de $40^\circ/\text{s}$.

Velocidad en grados Sexagesimales (°/s)	Velocidad Angular (rad/s)	Cantidad de movimiento angular (Nms)
2	0.03490659	5.82E-05
4	0.06981317	1.16E-04
6	0.10471976	1.75E-04
8	0.13962634	2.33E-04
10	0.17453293	2.91E-04
12	0.20943951	3.49E-04
14	0.2443461	4.07E-04
16	0.27925268	4.65E-04
18	0.31415927	5.24E-04
20	0.34906585	5.82E-04
22	0.38397244	6.40E-04
24	0.41887902	6.98E-04
26	0.45378561	7.56E-04
28	0.48869219	8.14E-04
30	0.52359878	8.73E-04
32	0.55850536	9.31E-04
34	0.59341195	9.89E-04
36	0.62831853	1.05E-03
38	0.66322512	1.11E-03
40	0.6981317	1.16E-03

Tabla 2.- Cálculo aproximado de la cantidad de movimiento angular del satélite dependiendo de la velocidad angular en un eje.

Fuente: Elaboración propia

3.2.1.2 Disturbios en una órbita baja terrestre.

Es necesario conocer y tener en cuenta las fuentes de disturbios que apliquen un torque al satélite y lo hagan girar.

Los principales disturbios a tener en consideración para picosatélites estándar son [16], [17]:

- Impactos o impulsos imprevisibles al momento de desplegar el satélite.
- Efecto de la gravedad de la tierra sobre un picosatélite expresado por el torque $T_g = 4.485 \times 10^{-10} Nm$.
- Efecto de la radiación solar sobre un picosatélite dado por el torque $T_s = 3.28 \times 10^{-8} Nm$.
- El efecto del campo magnético en el satélite también puede ser calculado con el torque $T_m = 4.49 \times 10^{-6} Nm$.
- Por aerodinámica el disturbio que causaría el picosatélite se ha calculado por el torque $T_a = 1.27 \times 10^{-6} Nm$.

Salvo el primer disturbio, si se considera que los otros cuatro actúan en una misma dirección, lo cual es muy improbable, se obtiene $T_s = 5.79 \times 10^{-6} Nm$.

Dada la pequeña magnitud del torque calculado y el tiempo que el satélite estará en órbita este puede ser despreciable, esto deja al primer disturbio como el más importante y permite reducir el problema ya que podemos considerar que el satélite rotará con una velocidad constante en el tiempo ya que no habrá un torque que genere una aceleración ni un frenado.

Por lo tanto, aplicando criterios de diseño, las microruedas deben ser seleccionadas de tal forma que superen en 1.5 veces el momento angular que genere este disturbio (rotación de hasta $60^\circ/s$ y cantidad de movimiento angular de 1.75×10^{-3}), así se asegurará el poder transferir la cantidad de movimiento angular del satélite a las microruedas y viceversa.

3.2.2 Diseño del hardware

Dadas las particulares condiciones que exige el sistema es necesaria la selección de componentes con características especiales.

Después de investigar y analizar los componentes disponibles en el mercado y sus rangos de funcionamiento y tolerancias se han seleccionado los siguientes componentes.

3.2.2.1 Sensores de giro

Ya que es necesaria la medición de la velocidad angular, determinar la dirección de la rotación del satélite, utilizar un pequeño espacio y consumir la menor cantidad de potencia posible; se eligió un sensor de giro que cubre estos requerimientos.

Es una nueva generación de sensores de tipo micro electromecánico, consiste en 2 masas de prueba, una para el eje "X" y otra para el eje "Y", vibrando a sus respectivas frecuencias de resonancia. Cuando el dispositivo comience a rotar, el efecto Coriolis causa una vibración que puede ser sensada capacitivamente, se genera una señal que es demodulada y filtrada de tal forma que se obtiene un valor analógico de voltaje proporcional a la velocidad angular de la rotación en el eje.

Sensores de giro IDG-500 e ISZ-500

Son dos de los nuevos sensores de montaje superficial QFN, de muy pequeñas dimensiones (4x5x1.15mm) de la empresa especializada en sensado de movimiento Invensense y las cuales tienen las siguientes características:

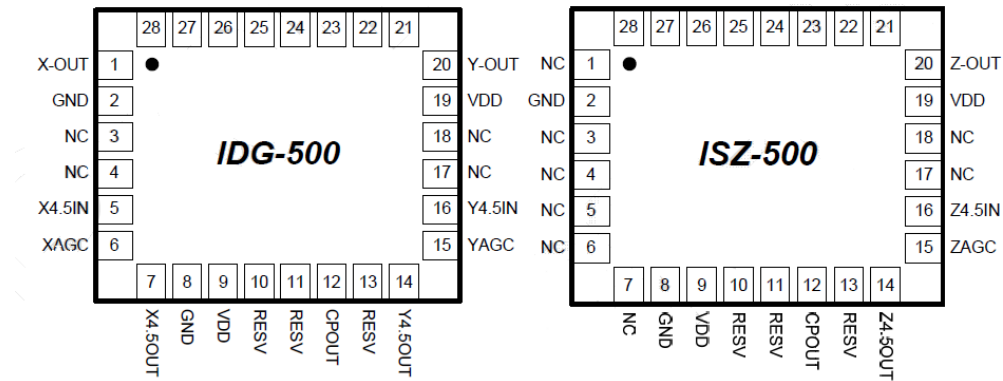


Figura 13.- Distribución de pines de sensores de giro a utilizar en el sistema en empaque QFN.

- Sensado de movimiento en los ejes “X” e “Y” o “Z” en un solo circuito integrado.
- Dos salidas separadas para configuración estándar y de alta sensibilidad.

Pines de salida X-/Y- (IDG-500): Con un rango de 500°/s

Sensibilidad 2.0mV/°/s

Pines de salida X/Y4.5 (IDG-500): Con un rango de 110°/s

Sensibilidad 9.1mV/°/s

Pines de salida Z (ISZ-500): Con un rango de 500°/s

Sensibilidad 2.0mV/°/s

Pines de salida Z (ISZ-500): Con un rango de 110°/s

Sensibilidad 9.1mV/°/s

- Amplificadores y filtros integrados.
- Función de auto cero.
- Sensor de temperatura integrado.
- Rechazo a vibraciones mecánicas de un amplio rango.
- Rango de temperatura de operación de -20°C a +85°C
- Alto aislamiento eje a eje.
- Alimentación a 3V.
- Soporta hasta 10000 g de impacto.
- El sensor más pequeño en el mercado con 4 x 5 x 1.2mm.

La combinación de estos dos sensores permite cubrir los tres ejes en los que el satélite puede rotar (figura 14).

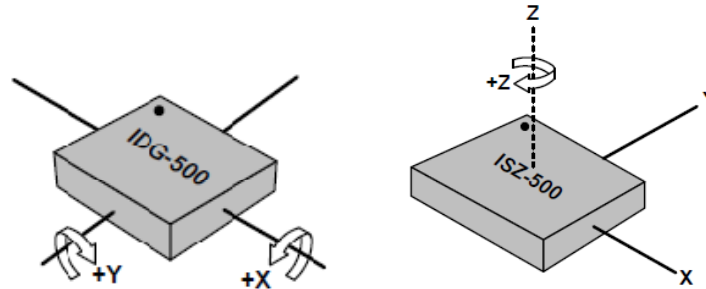


Figura 14.- Sensores y su cobertura de los tres ejes en el espacio.

Salvo la soldadura el montaje no es complicado ya que el fabricante provee de un circuito típico para el sensor [6].

3.2.2.2 Microcontrolador.

El proceso de análisis de datos y toma de decisiones del sistema será llevado a cabo por un microcontrolador, el cual ya ha sido elegido para ser usado en el satélite y cumplir con las diferentes tareas y requerimientos.

MSP430F2618

El tipo de microcontrolador que se usa es el MSP430F2618 de la empresa Texas Instruments el cual es de ultrabajo consumo (365 μ A) y ya ha sido utilizado en anteriores lanzamientos. Además el módulo de desarrollo adquirido para el proyecto se basa en el uso de este microcontrolador.

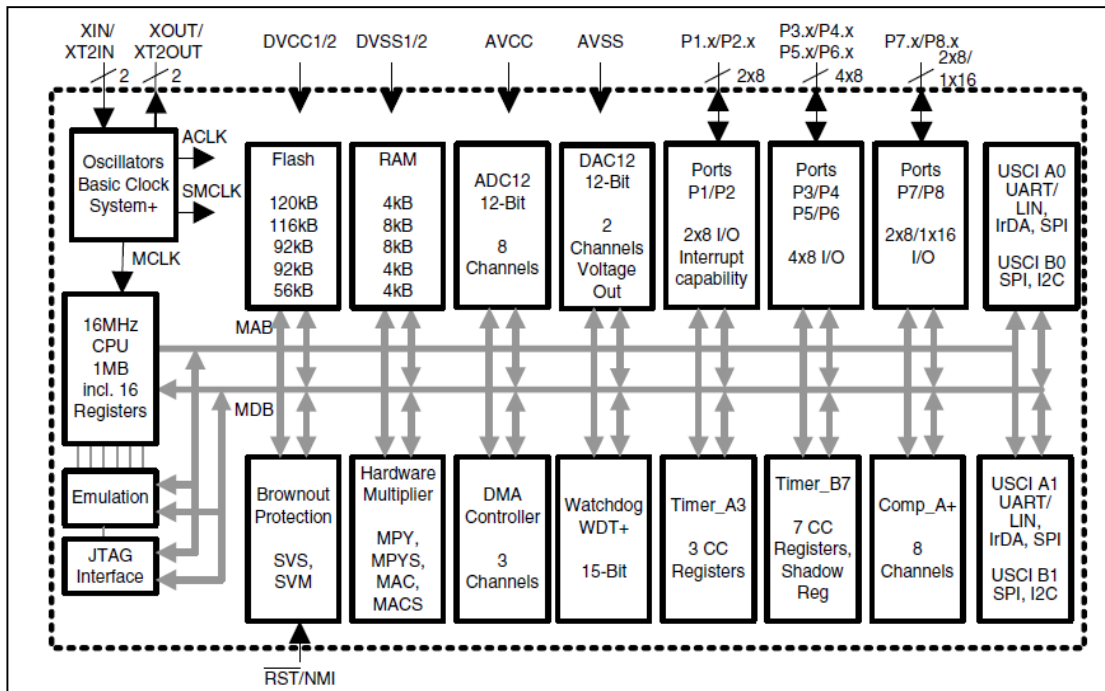


Figura 15.-Diagrama de bloques de los periféricos del microcontrolador MSP430.

Los periféricos más importantes para el sistema son: el convertor analógico-digital (ADC) de 12 bits que permitirá leer las señales de los sensores y convertirlos en datos digitales para que serán interpretados por el CPU que hará los cálculos correspondientes y generará una señal con el convertor digital-analógico (DAC) que será transmitida a los controladores los cuales activarán la microruedas con las revoluciones por minuto apropiadas [11].

3.2.2.3 Microruedas.

Una microrueda es un pequeño motor de bajo consumo de corriente que lleva adosado a su eje una pieza sólida y con peso uniformemente distribuido al cual se hace girar para generar una cantidad de movimiento angular [17].

Para compensar su poca masa, los motores que mueven las microruedas deben ser de alta velocidad ya que en el mejor de los casos la masa de la pieza sólida no excederá los 10 gramos.

Motores trifásicos sin escobillas alimentados por corriente continúa.

Propiamente dicho estos motores no son de corriente continua, son motores trifásicos de alta eficiencia y velocidades sobre las 15000rpm son usados en aplicaciones de informática como lectoras de CD y DVD o en los discos duros.

Por su tamaño, son de especial interés los motores usados en las lectoras de DVD de computadoras portátiles ya que las pequeñas dimensiones de éstas y ,las altas velocidades que alcanzan, los hacen idóneos para el desarrollo del sistema.

Las necesidades de diseño para considerársele una microrueda apropiada son:

- Su forma de cilindro hueco con toda la masa repartida en la periferia, esto incrementa el momento de inercia de la microrueda (Figura 16).
- Su masa está entre los 10 y 15 gramos.
- Sus RPM superan fácilmente las 15000.
- Por la naturaleza de su función y uso, la vibración a grandes velocidades es muy baja.

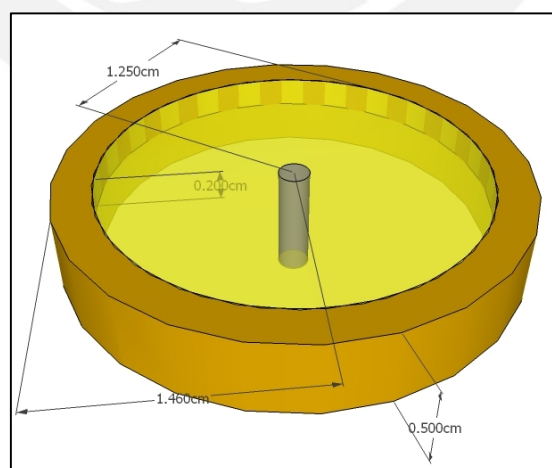


Figura 16.-Geometría típica del rotor de un motor de lectora de DVD de computadora portátil.

Las características de estos motores trifásicos sin escobillas de alimentación DC son:

- Voltaje de operación de 12Vdc.
- Conmutación por sensores de efecto Hall.
- Consumo de 250mA.
- Temperatura de operación entre 0°C y 60°C.
- Eficiencia sobre 80%.

Estos motores necesitan un controlador específico que a partir de una alimentación DC genere las señales trifásicas necesarias para el funcionamiento del motor.

Los tres sensores de efecto Hall montados cerca al rotor del motor cumplen la función de encoder ya que el rotor es un imán de 9 polos así que estos sensores dan información precisa al controlador acerca de la velocidad y ubicación del motor.

Controlador de motores L6293

Es un controlador especialmente diseñado para manejar los motores trifásicos sin escobillas de las lectoras de DVD.

Este controlador posee un inversor trifásico con 6 transistores mosfet (figura 17). Este inversor usando una lógica de decodificación de los 3 sensores hall montados en desfase de 120° en el motor que funcionan como encoder, generan las tres ondas que moverán el motor [10].

Este controlador es capaz de manejar la velocidad del motor por voltaje analógico en el pin VREF (0 a $I_{\text{pico-motor}} \times R_{\text{sense}} \text{ Vdc.}$), los controles de dirección,

freno y habilitación son compatibles con los niveles lógicos del microcontrolador MSP430.

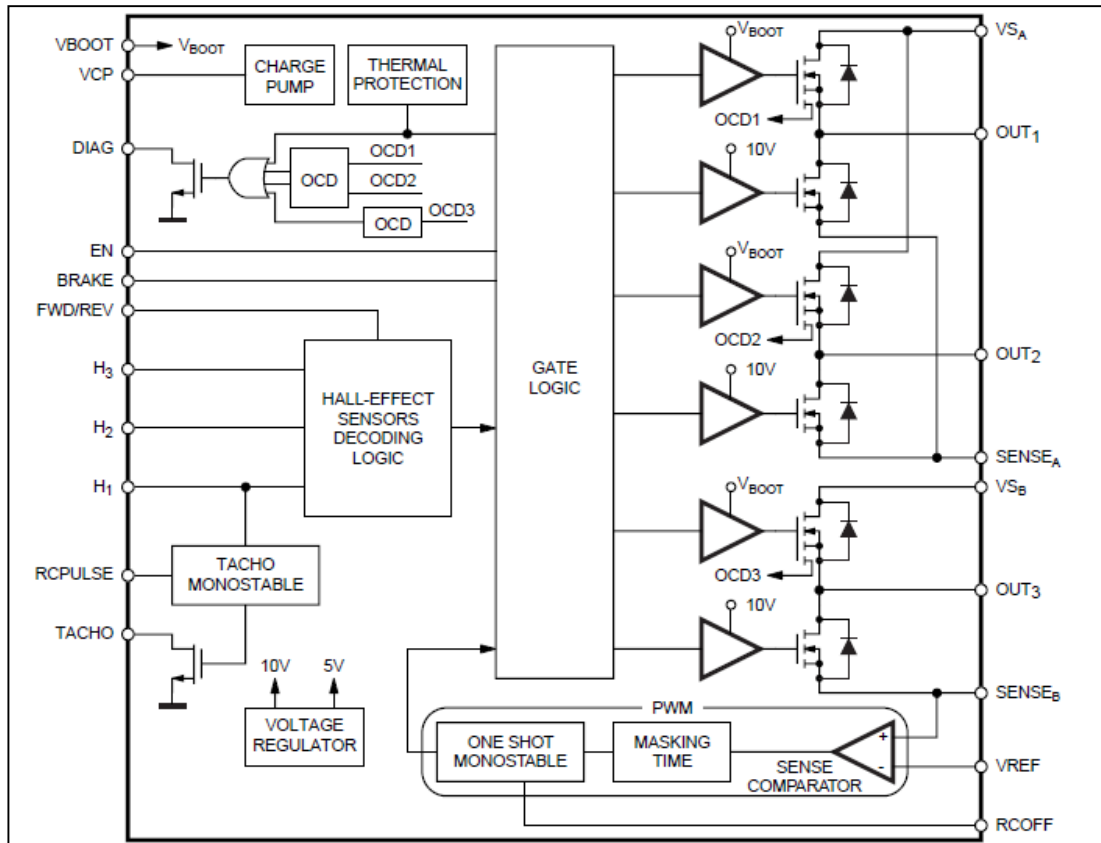


Figura 17.- Diagrama de bloques del controlador L6235.

Sus principales características del controlador son:

- Voltaje de operación de 8 a 52 voltios.
- Corriente pico de 5.6A.
- Frecuencia de operación de 100KHz.
- Lógica de decodificación de sensores de efecto Hall de 60° y 120°.
- Función de freno, control de dirección.
- Tacómetro para control de velocidad.
- Apagado por sobre temperatura.
- Control de velocidad por voltaje.

El mismo fabricante provee de un esquemático típico para la implementación del circuito con algunos cálculos necesarios para obtener los componentes apropiados [10].

Entradas de sensores de efecto Hall (Pines 1, 23 y 24)

Son las entradas para los tres sensores de efecto Hall que sirven para que el controlador sepa cuál es la ubicación exacta del rotor del motor en cada instante, de esta forma se podrá activar apropiadamente el inversor trifásico.

Sin embargo, las señales que salen del motor no están en niveles lógicos así que es necesario el uso de un comparador cuyas entradas estén conectadas a las salidas “high” y “low” de cada sensor generan la señal cuadrada necesaria. El comparador elegido es el LM224 ya que su manejo es simple, su consumo es bajo y las tolerancias de temperaturas son ideales ($-40^{\circ}\text{C}\sim 105^{\circ}\text{C}$).

DIAG y EN (Pines 2 y 12)

Estos pines sirven para proteger el circuito integrado de cortocircuitos y habilitarlo respectivamente, al cortocircuitarlos se logra que la señal de DIAG pueda inhabilitar completamente al integrado durante un tiempo determinado hasta que se vuelva a activar.

En el caso de motores para DVD y lectora de CD recomienda poner una resistencia de $10\text{K}\Omega$ con un condensador de 33nF [10].

SenseA, SenseB y Vref (Pines 3, 10 y 13)

Estos terminales sirven para controlar la corriente que pasa por el inversor y de esta forma, también generará un nivel de voltaje al pasar por la resistencia R_{sense}

y este voltaje puede ser comparado con el de V_{ref} para, por la lógica interna, controlar la velocidad del motor

Los valores recomendados para un motor de DVD, considerando la corriente pico del motor y usando la fórmula dada en la hoja de datos.

$$R_{sense} = \frac{0.5V}{I_{pico-motor}} = \frac{0.5V}{1.5A} = 0.33\Omega$$

RCOFF (Pin 4)

La resistencia (R_{off}) y el condensador (C_{off}) que en paralelo van conectados a este pin, definen el tiempo en baja del control de corriente PWM del inversor encargado de generar las ondas trifásicas.

La hoja de datos proporciona una gráfica con un rango de valores entre los que se puede elegir los componentes para un apropiado funcionamiento (Figura 18).

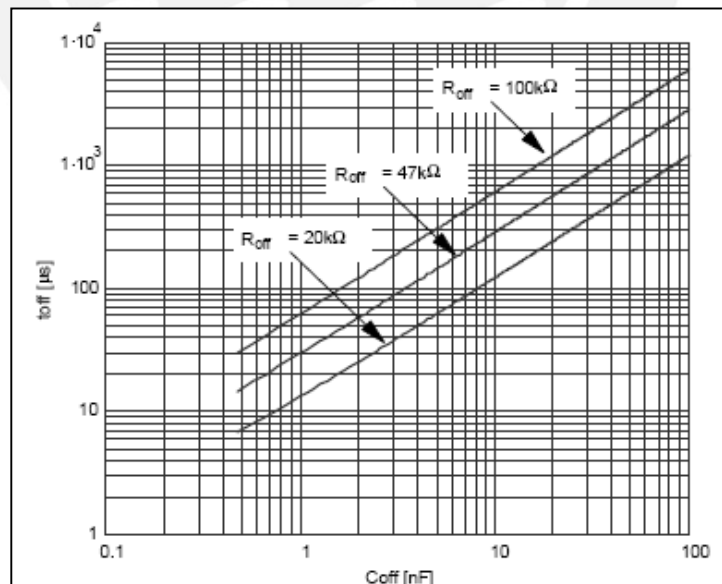


Figura 18.- Gráfico de selección de R_{off} y C_{off} .

Con el fin de mantener un tiempo en baja promedio donde el fabricante garantiza el funcionamiento óptimo del controlador y tomando por referencia el gráfico se eligieron los valores de $R_{off} = 20k\Omega$ y $C_{off} = 1nF$ para un tiempo en baja de $t_{off} = 15\mu s$.

VBOOT, VCP, VS_A y VS_B (Pines 15, 17, 20 y 22)

Los componentes conectados a estos pines se encargan de alimentar el circuito y de generar el voltaje de saturación adecuado para los MOSFET del inversor a pesar de que el voltaje de alimentación del circuito sea menor.

El fabricante proporciona los valores adecuados de componentes (figura 19).

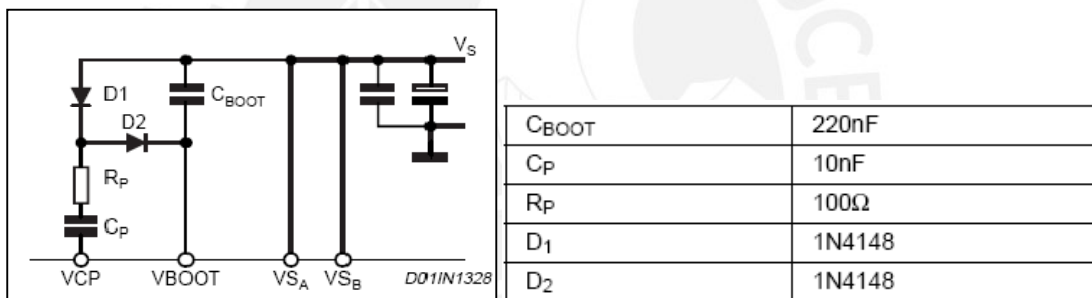


Figura 19.- Diagrama esquemático de VBOOT y VCP con los componentes indicados por el fabricante.

FWD/REV, EN, BRAKE (Pines 11,12 y 14)

Estos pines controlan la dirección del giro del motor, habilitan el controlador, y activan el freno del motor respectivamente.

Usan los siguientes niveles de alta y baja: $V_{th(ON)} = 1,8V$ y $V_{th(off)} = 1,3V$.

3.2.3 Diseño del software.

El algoritmo de control debe implementarse en el microcontrolador MSP430, con ese fin, se seguirán los siguientes pasos para desarrollar el software que llevará a cabo la estabilización del sistema.

En primer lugar, se desarrollará una rutina principal encargada de configurar los periféricos y puertos del microcontrolador para que espere una orden de tierra o del sistema operativo del satélite que dará inicio a la estabilización eje por eje.

Una vez estabilizado el satélite en sus tres ejes, el sistema esperará por otra orden que finalice la estabilización, todo el algoritmo se llevará a cabo en un tiempo corto (no más de 1 o 2 minutos) debido al considerable consumo de corriente de las microruedas.

El algoritmo de estabilización, por eje se inicia con la lectura de los sensores de giro por medio del ADC del microcontrolador. Éste valor digitalizado es comparado con una referencia u offset que es el valor del sensor de giro cuando está quieto, de esta forma se obtiene la dirección con la que debe girar la microrueda.

Luego, por operaciones matemáticas se obtiene la velocidad angular del satélite en radianes por segundo y como se sabe que el momento de inercia del satélite es constante (1.667×10^{-3}) se puede calcular la cantidad de movimiento angular del satélite. Esta debe ser igualada por la microrueda por lo que debe activarse a unas rpm correspondientes, esto se hace generando un voltaje analógico con el DAC.

Para corregir los errores que existiesen, sea por falta o exceso de rpm, se implementará una subrutina de ajuste fino que irá sensando si el satélite ya está

estable en el eje correspondiente y luego aumenta o disminuye el valor de la salida del DAC que modificará las rpm de la microrueda.

3.3 Elección del sistema de simulación de condiciones en órbita.

Simular las condiciones de una órbita baja terrestre no es una tarea fácil, en especial, simular las condiciones de microgravedad y vacío que permite el libre movimiento del satélite [12],[17].

Prácticamente, no existe un dispositivo al que se tenga acceso en el cual se pueda probar el sistema emulando al 100% las condiciones en una órbita baja terrestre y por eso que fue necesario buscar otros sistemas que fueran fáciles y rápidos de fabricar. Por esta razón se optó por el uso de un cojín de aire o colchón de aire (figura 20) que es una técnica de sustentación utilizada en vehículos y en la levitación de cargas, con el objetivo de que no tengan contacto con el suelo o con ninguna otra superficie.

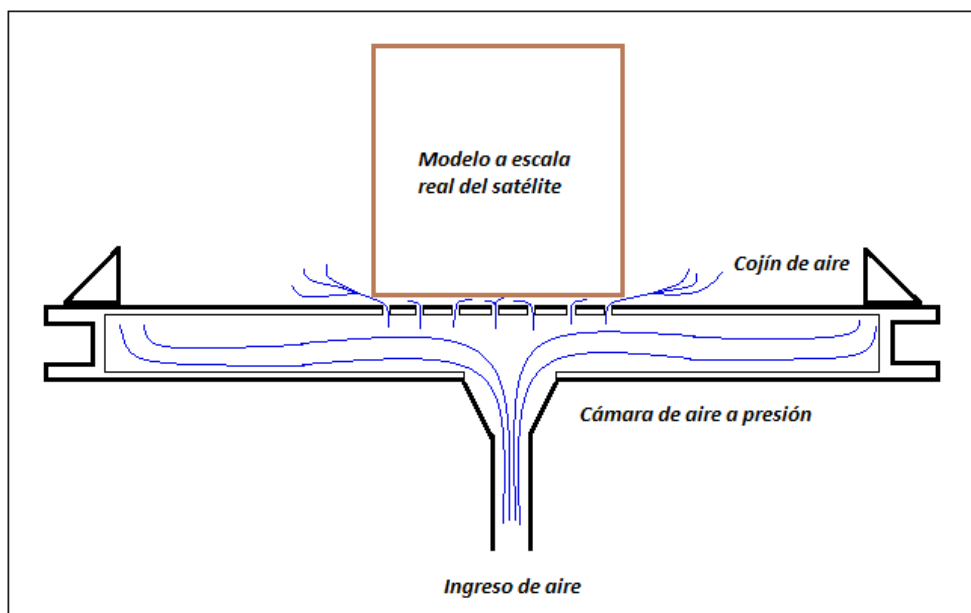


Figura 20.- Esquema del cojín de aire.

Es así que se procedió a la fabricación de un pequeño cojín de aire (figura 21) utilizando una cámara de aluminio cerrada herméticamente con silicona, con un acceso para el aire comprimido y una serie de agujeros de 1mm separados por dos centímetros perforados en la parte superior para la salida del aire que dará sustentación a un cuerpo plano de 10 x 10 cm. con superficie regular que se coloque sobre ella.

Para obtener el aire comprimido se usó una compresora de aire convencional de medio HP.

Al hacer las primeras pruebas en este dispositivo se obtuvo por resultado que éste era capaz de dar sustento a cargas de hasta 300 gramos y que sería necesario usar un eje para que el modelo del satélite a utilizar se mantuviera en el medio del dispositivo.

En términos de la velocidad angular de la rotación con una carga de 300 gramos el tiempo que demoraba en detenerse al aplicarle una velocidad angular inicial de aproximadamente 180 °/s era de 3 minuto y 40 segundos lo que lo hace apropiado para probar el sistema ya que la prueba en cuestión no demorará más de 30 segundos.

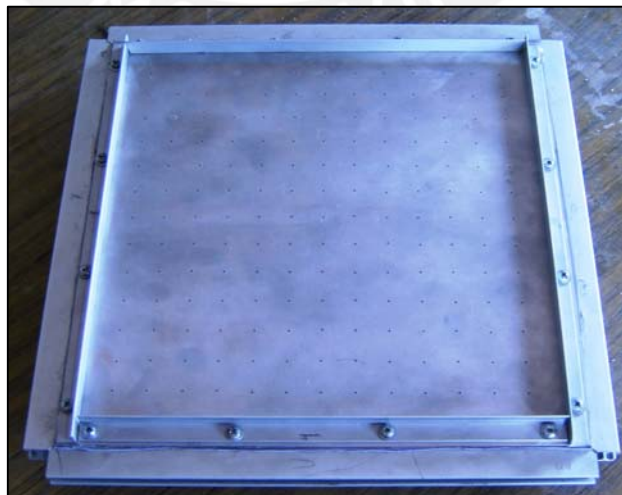


Figura 21.- Cojín de aire construido para las pruebas del sistema.

CAPÍTULO 4

PRUEBAS Y RESULTADOS DEL SISTEMA DE ESTABILIZACIÓN EN EL ESPACIO PARA PICOSATÉLITES

4.1 Consideraciones previas.

4.1.1 Alcance del prototipo.

Al usar un sistema de simulación como el cojín de aire, se elimina la posibilidad de probar el sistema completo en los 3 ejes espaciales. Sin embargo, al aplicar los conceptos físicos de los ángulos y rotaciones de Euler se llega a la conclusión de que el desarrollo del sistema que estabilice un eje es válido también para los dos ejes restantes.

Según el principio de las rotaciones de Euler el movimiento de rotación en un espacio tridimensional se puede describir como un conjunto de rotaciones en los 3 planos espaciales ortogonales [2].

Una forma muy práctica de entender físicamente este principio es con un dispositivo conocido como “Suspensión Cardán” (figura 22) que es un sistema mecánico en el cual tres aros concéntricos están unidos por ejes y al girar en sus tres ejes definen la rotación en el espacio, vale decir en los 3 planos ortogonales “XY”, “YZ” y “ZX”[2].

Es por el principio antes expuesto que se podrá desarrollar y probar el sistema de estabilización para funcionar en un solo eje o, lo que es lo mismo, para la rotación en un solo plano y luego se podrá extrapolar este sistema a los 2 ejes o planos ortogonales restantes.

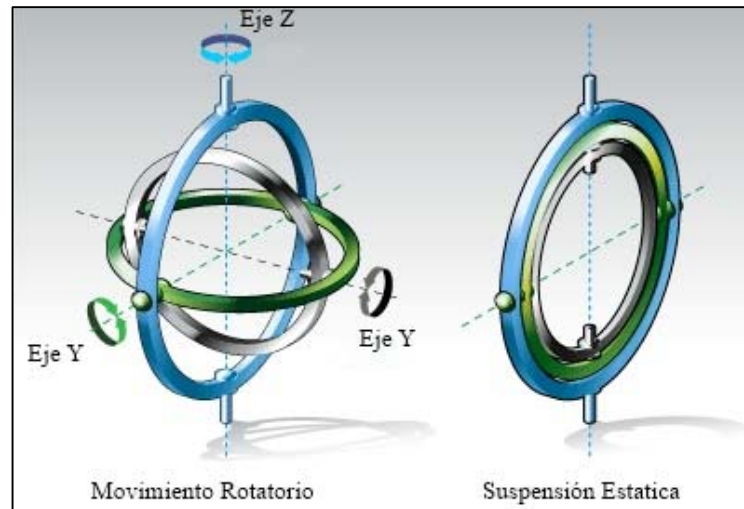


Figura 22.- Ilustración de una Suspensión Cardán donde son claramente notables los movimientos rotatorios en cada eje.

Fuente: <http://science.howstuffworks.com/gimbal.htm/printable>

4.1.2 Microruedas.

Como ya se expresó en el capítulo anterior, las microruedas son básicamente motores de lectoras de DVD de laptops. Debido a que la única forma de conseguir estos motores es extraerlos directamente de alguna lectora en desuso.

Es así que gracias a una donación de la empresa IBM, se obtuvo un motor de una lectora de una laptop Thinkpad IBM T200 (figura 23). Con el fin de obtener las características de estos motores, se consultó la página web del fabricante (NIDEC), en la cual solo se expone características de motores parecidos, asimismo se requirió al fabricante dicha información pero, no se recibió ninguna respuesta como es común en componentes producidos a pedido de fabricantes de laptops.

Dada esta situación se tomó como referencia los datos de motores parecidos que el fabricante ofrecía.

- Voltaje de operación de 12 Vdc.
- Consumo de corriente de 250 mA.
- Velocidad máxima de 11000 rpm.



Figura 23.- Motor trifásico de lectora de DVD de laptop.

4.1.3 Programación del algoritmo de control.

Como ya se mencionó anteriormente, el desarrollo primario del algoritmo de control se desarrollará en el microcontrolador de ultrabajo consumo MSP430F2618 y con este fin se han obtenido: un entorno de trabajo llamado CrossStudio for MSP430 (figura 24) que permite compilar, depurar y simular en tiempo real por medio de una interface llamada JTAG y un sistema de desarrollo (figura 25) que permite tener acceso y probar todos los periféricos del microcontrolador[9].

Todo el desarrollo se llevará a cabo en lenguaje de programación C y el compilador facilita el manejo de definiciones, constantes y configuración de periféricos gracias a sus librerías.

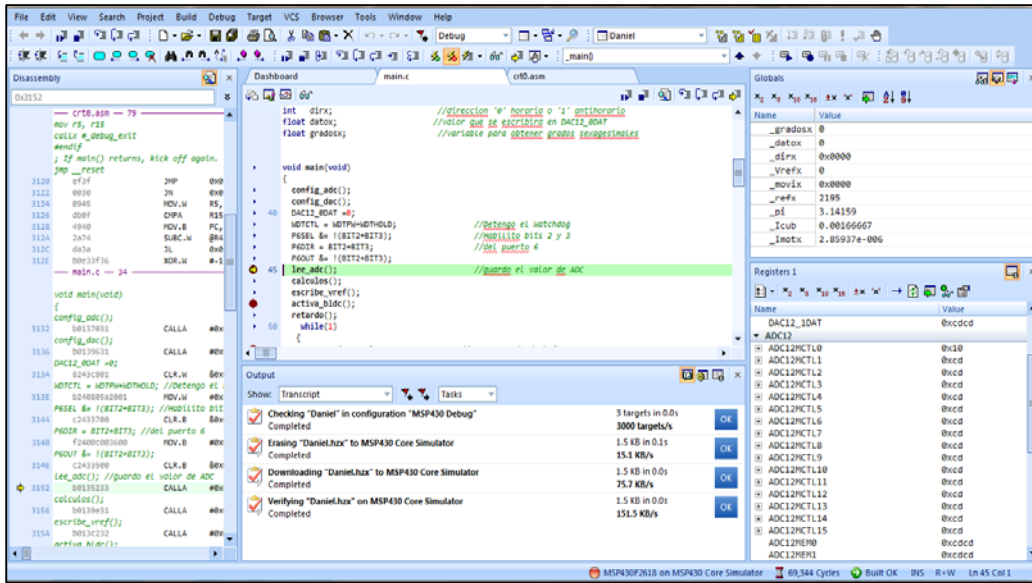


Figura 24.- Entorno CrossStudio for MSP430.

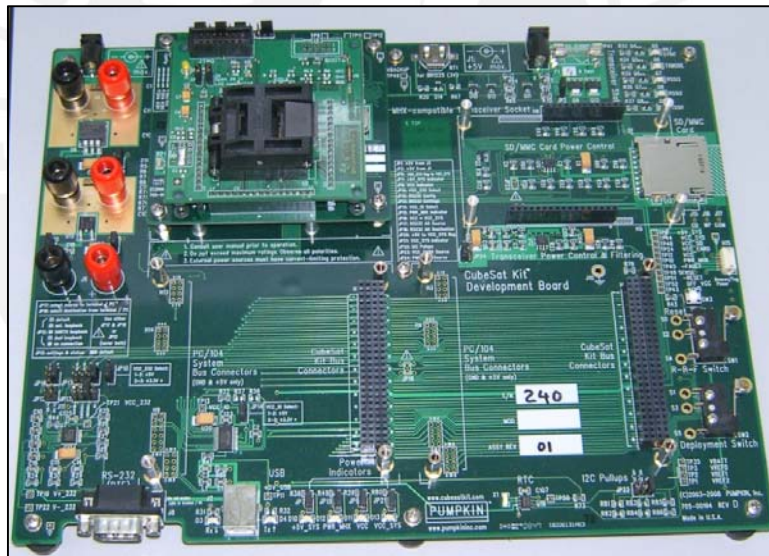


Figura 25.- Sistema de desarrollo adquirido de la empresa Pumpkin[4].

4.2 Implementación del sistema de estabilización en un eje.

4.2.1 Montaje y pruebas de componentes en partes por separado.

Debido al limitado espacio del que se dispone en el satélite, el sistema debe ser desarrollado de tal modo que ocupe el menor volumen y peso posible. Es por

esto que todo el desarrollo del sistema se deberá llevar a cabo con componentes de montaje superficial.

Dentro de los componentes usados para el montaje de cada parte del sistema todas las resistencias y condensadores han sido usados en tamaño 1206 (3.2 mm × 1.6 mm) y 0805 (2.0 mm × 1.25 mm).

4.2.1.1 Sensor de giro.

Como se mencionó en el capítulo 3, el fabricante de este sensor provee de un circuito esquemático típico para ponerlo a funcionar (figura 26).

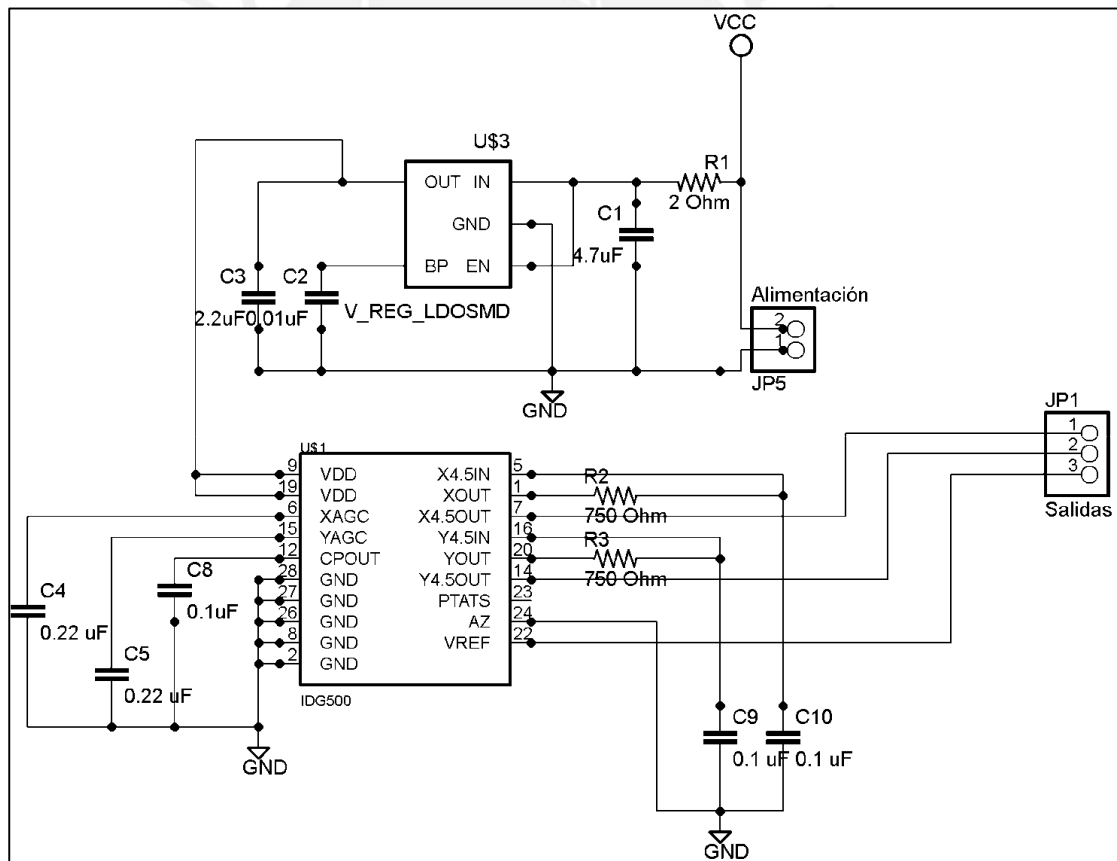


Figura 26.- Diagrama esquemático del sensor de giro IDG-500

Por las características de los sistemas microelectromecánicos (MEMS), este sensor necesita un tipo de alimentación particular conocido como LDO con el fin de obtener una alimentación con el mínimo ruido posible y con buena estabilidad ante variaciones de voltaje de la fuente [3].

Debido al montaje superficial, consumo de corriente, tamaño y tolerancia a las condiciones de órbita se eligió el LDO LP2985 de National Semiconductor que otorga hasta 150mA.

Fuera del LDO los demás componentes el resto de resistencias y condensadores son valores típicos y recomendados por el fabricante.

El circuito impreso en doble capa para poner a funcionar el sensor de giro IDG-500 de empaque QFN (4x5x1.15mm) se presenta a continuación.

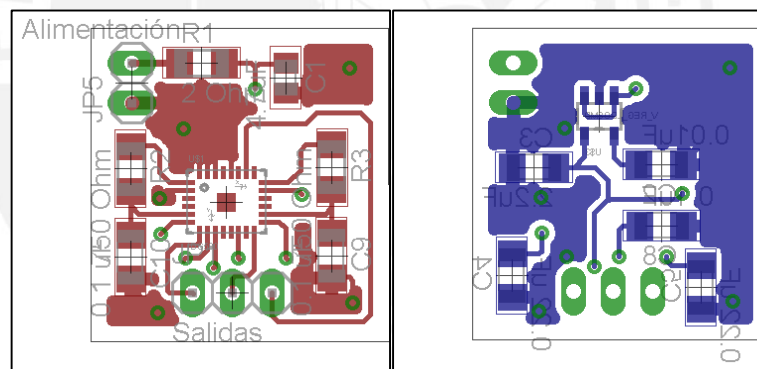


Figura 27.- Circuito impreso en doble capa del sensor de giro.

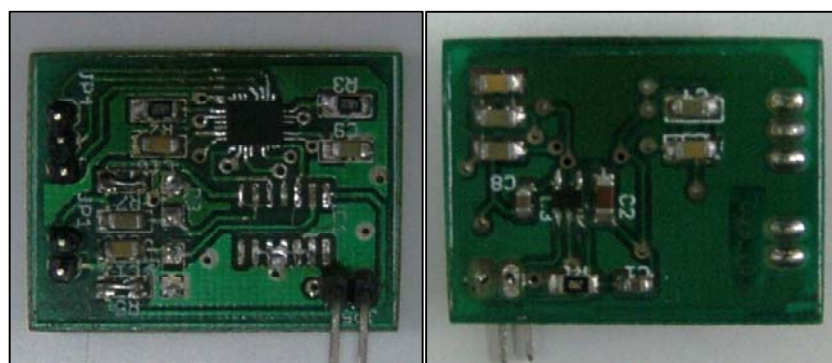


Figura 28.- Sensor montado para realizar pruebas.

Las primeras pruebas consistieron en colocar el sensor junto con el microcontrolador MSP430 en una superficie giratoria, así se fue leyendo los datos que genera el sensor por medio del ADC y se hicieron las pruebas para verificar su correcto funcionamiento obteniendo los resultados mostrados en las figuras 29 y 30.

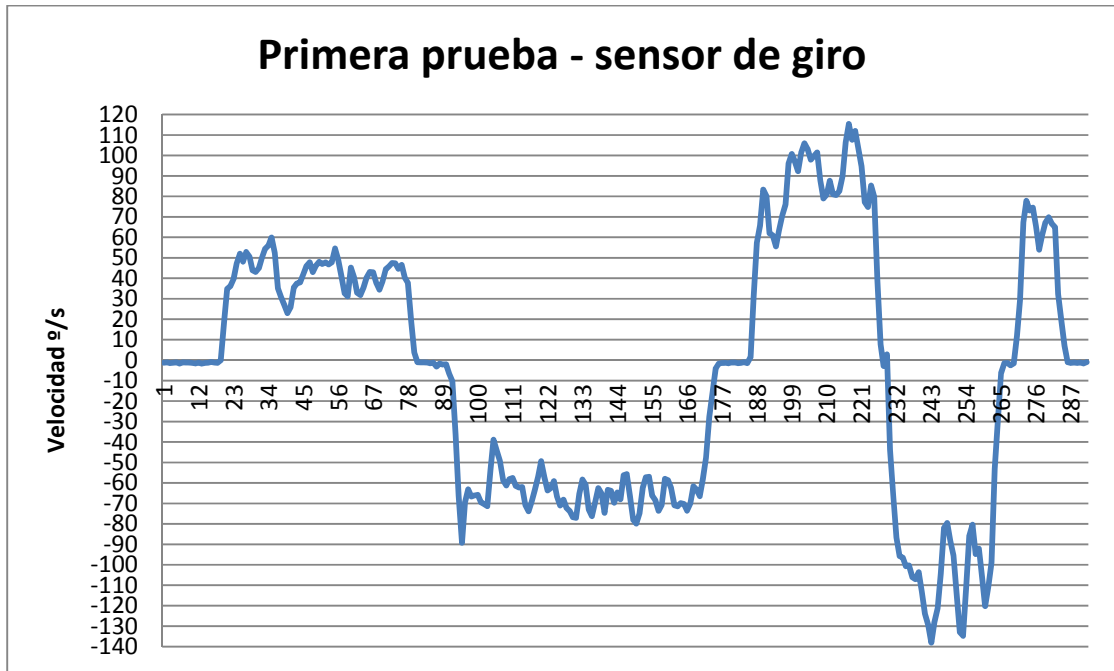


Figura 29.- Resultado de la primera prueba del sensor de giro siendo leído por el ADC del MSP430f2618.

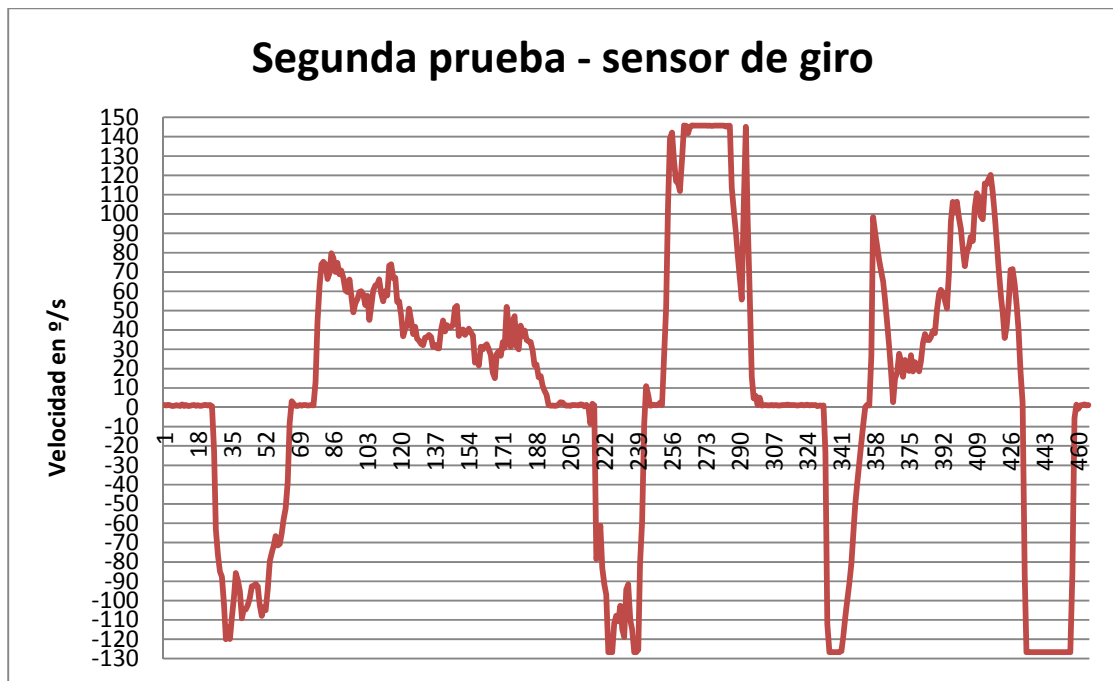


Figura 30.- Resultado de la segunda prueba del sensor de giro siendo leído por el ADC del MSP430f2618.

De las pruebas realizadas, se concluyó que, el sensor está funcionando con un nivel significativo de ruido en la señal de salida es significativo. Considerando que la sensibilidad del sensor es de 9.1 mV, el ruido presente generará errores de lectura.

Para solucionar este problema se implementó por medio de software una rutina que permita la lectura del sensor varias veces y luego saque el promedio de estos valores. Esto aproximará la lectura al valor real.

Por otro lado según, la hoja de datos, el valor máximo de lectura es de 110 %/s lo cual no se corresponde con los datos obtenidos experimentalmente que van desde los -126 %/s hasta los 139 %/s. Sin embargo, ya que el sistema está siendo desarrollado para trabajar sin problemas hasta los 60 %/s este factor no es significativo.

Finalmente el uso del valor de la referencia medida u offset medido en el sensor cuando estaba inmóvil (1340 mV) es muy útil al momento de interpretar los valores de voltaje del sensor como velocidad angular.

4.2.1.2 Microcontrolador MSP430.

De la hoja de datos del fabricante de este microcontrolador se obtuvo el circuito esquemático necesario para ponerlo a funcionar (figura 31) [9].

Se diseñó éste en el software Eagle para luego realizar el respectivo circuito impreso (figura 32) y finalizar con el dispositivo físico (figura 33).

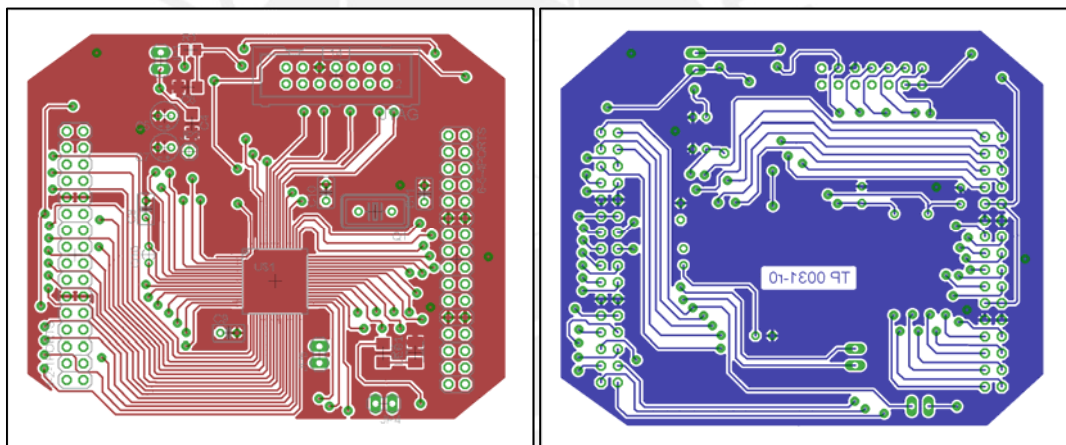


Figura 32.- Circuito impreso del microcontrolador MSP430F2618.

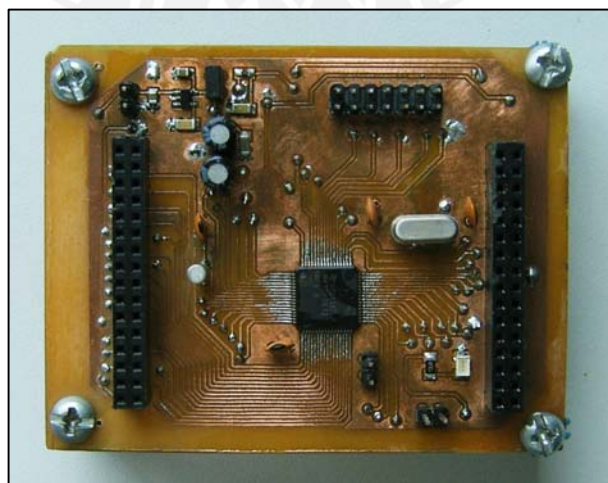


Figura 33.- Circuito montado del MSP430F2618 listo para ser usado.

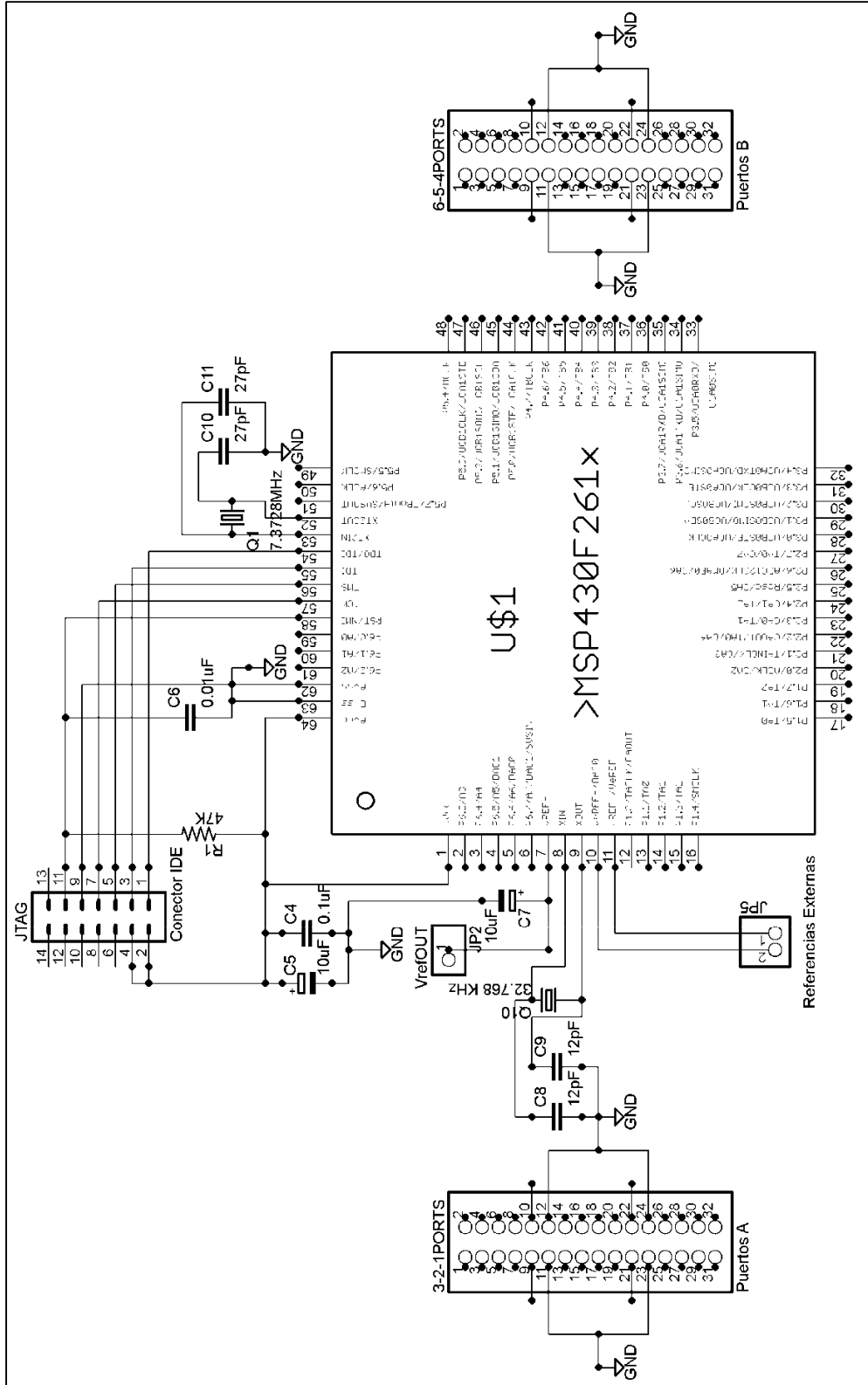


Figura 31.- Diagrama esquemático del microcontrolador MSP430F2618.

4.2.1.3 Microrueda y controlador.

Utilizando los criterios expuestos en las consideraciones previas de este capítulo para definir los parámetros de funcionamiento de las microruedas, se procedió a implementar el respectivo controlador L6235.

En primer lugar, se diseñó el circuito esquemático del controlador con los parámetros definidos en el capítulo 3 de este documento (figura 34).

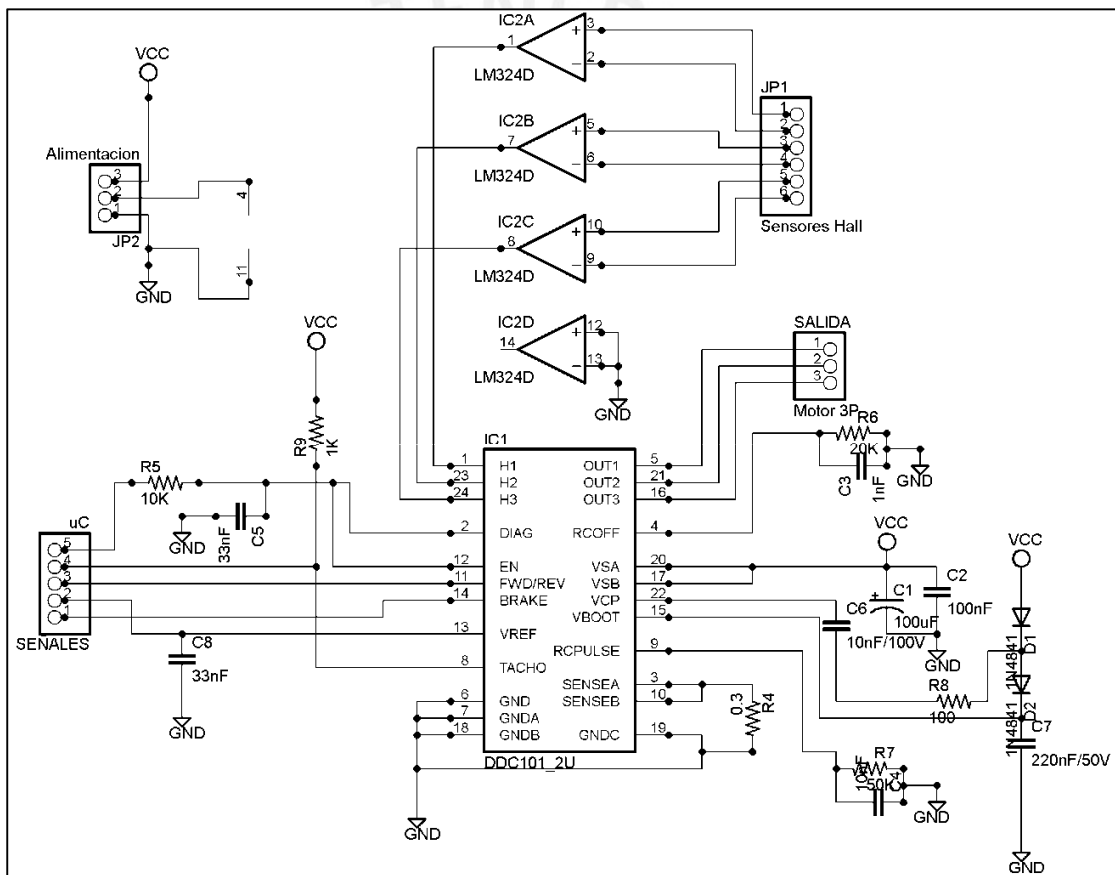


Figura 34.- Diagrama esquemático del controlador L6235.

El diseño del circuito impreso se realizó en el menor espacio posible con pistas más anchas para que pueda soportar la corriente que manejará (250 mA aprox.) (figura 35).

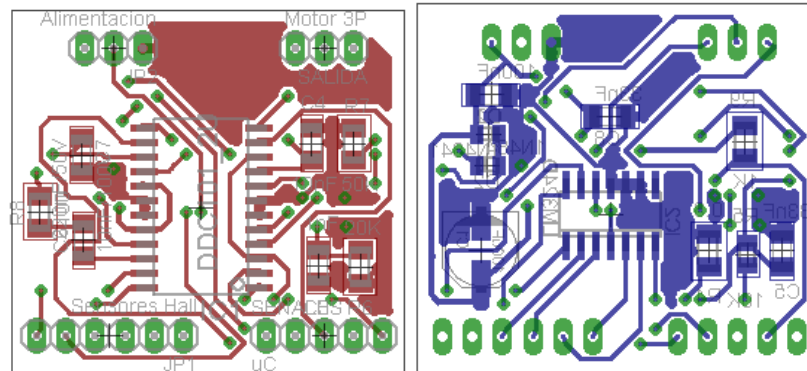


Figura 35.- Circuito impreso del controlador L6235.

Finalmente se decapo y se soldó los correspondientes componentes en el circuito impreso terminado (figura 36).

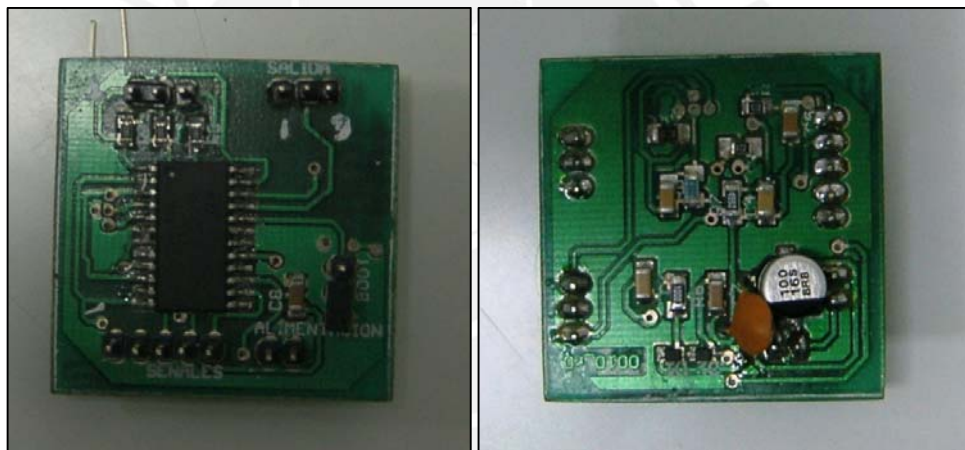


Figura 36.- Circuito impreso del controlador L6235.

Las primeras pruebas del controlador se hicieron conectando al motor con una alimentación de 12 Vdc y activando las demás señales como EN, FWD/REV, BRAKE y VREF en un nivel alto de 3.3 Vdc.

En esta primera prueba se esperó que el motor iniciara su marcha a su velocidad máxima ya que el pin VREF estaba al máximo de su escala. La lectura de un tacómetro digital arrojó la cifra de 18760 rpm

Con este valor se puede calcular la cantidad de movimiento angular máxima que puede generar la microrueda. Si se sabe que el momento de inercia de la microrueda es aproximadamente $2.85938 \times 10^{-6} \text{ kg}\cdot\text{m}^2$, considerando las dimensiones de la microrueda mostradas en el capítulo 3 con una masa de 15g.

Por lo tanto para llevar a cabo la estabilización, es necesario que la cantidad de movimiento angular de la microrueda sea igual a la cantidad de movimiento angular del satélite.

$$\vec{L}_{Total} = I_{microrueda} \cdot \vec{\omega}_{microrueda} = I_{satélite} \cdot \vec{\omega}_{satélite}$$

Tomando la cantidad de movimiento angular que el satélite obtendrá girando a $60^\circ/\text{s}$.

$$1.75 \times 10^{-3} = I_{microrueda} \cdot \vec{\omega}_{microrueda}$$

$$1.75 \times 10^{-3} = 2.85938 \times 10^{-6} \cdot \vec{\omega}_{microrueda}$$

$$\vec{\omega}_{microrueda} = 612.02 \text{ rad/s}$$

$$\omega_{microrueda} = 35066.16^\circ/\text{s}$$

$$RPM_{microrueda} = 5844.36 \text{ rpm}$$

Por lo que se observa, la microrueda será capaz de estabilizar el satélite fácilmente.

Sin embargo, para lograr obtener un algoritmo de control, es necesario obtener una curva que relacione el voltaje de control de velocidad V_{REF} y la velocidad del motor. Es así que se hizo varias pruebas y se obtuvo una gráfica como la que se muestra en la figura 37.

Para obtener una ecuación que relacione el voltaje de control de velocidad V_{REF} con las rpm del motor y que pueda ayudar a obtener un algoritmo de control se hizo un ajuste lineal con los datos obtenidos y finalmente se dedujo la siguiente ecuación:

$$rpm = 63017,86V_{REF} + 281.25$$

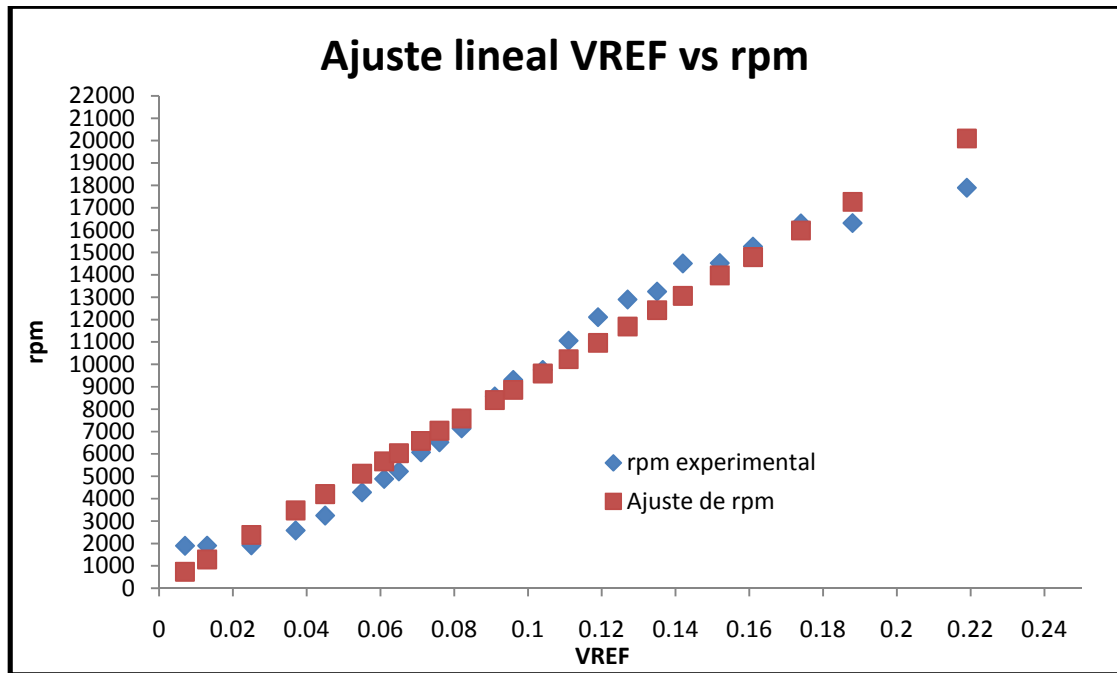


Figura 37.- Resultado del ajuste lineal hecho para obtener la ecuación que relacione VREF y rpm.

4.2.2 Implementación de la parte de software.

4.2.2.1 Programación del algoritmo de control.

Con los datos del motor anteriormente adquiridos se completa los datos necesarios para programar el algoritmo de control el cual está expresado en los siguientes diagramas de flujo.

El programa principal se muestra en la figura 38; éste es el cuerpo del algoritmo de control que inicializa los periféricos y puertos para luego esperar una orden de inicio, luego estabilizará eje por eje y esperará una orden de finalización del proceso de estabilización.

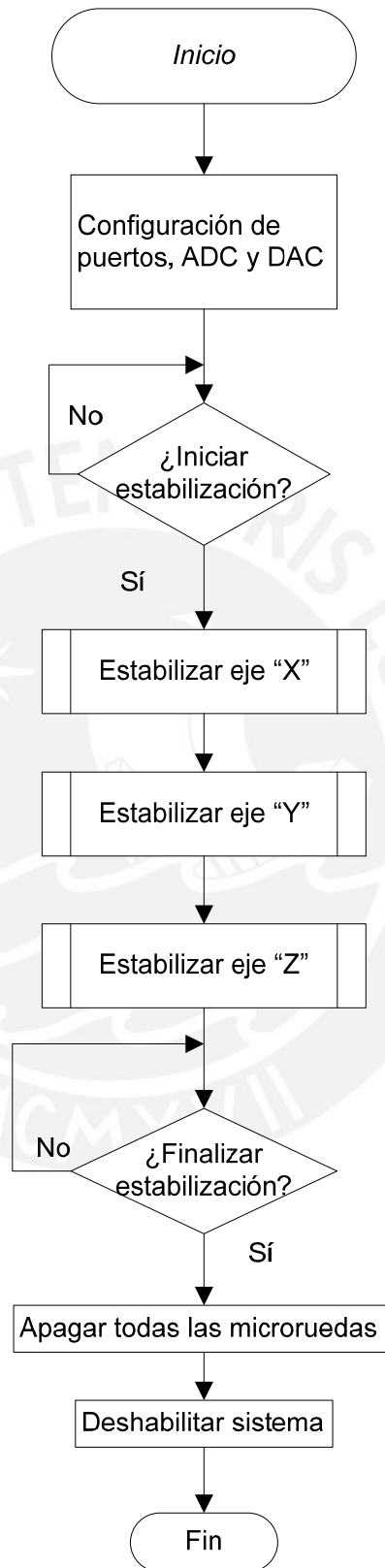


Figura 38.- Diagrama de flujo del programa principal.

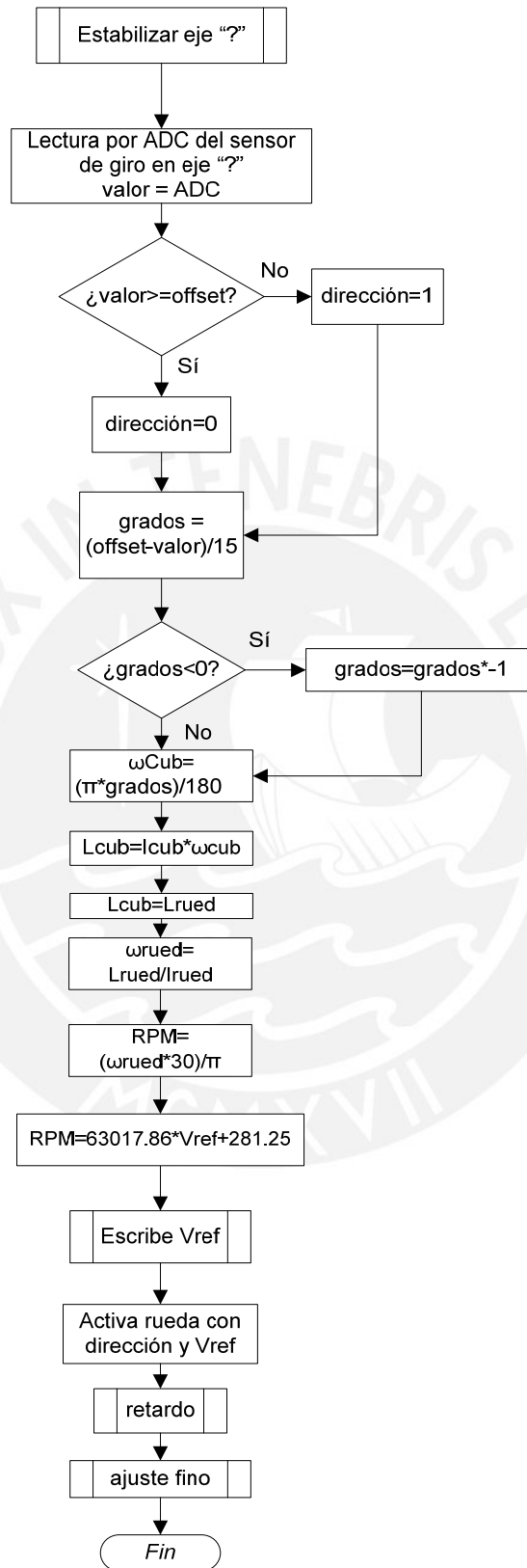


Figura 39.- Diagrama de flujo del proceso estabilización por eje.

La rutina de estabilización por eje (figura 39) utiliza los datos de entrada que son: velocidad, dirección y eje del giro. Por medio de operaciones matemáticas y usando la ecuación obtenida en las pruebas que relaciona las rpm del motor con el VREF o voltaje que controla la velocidad.

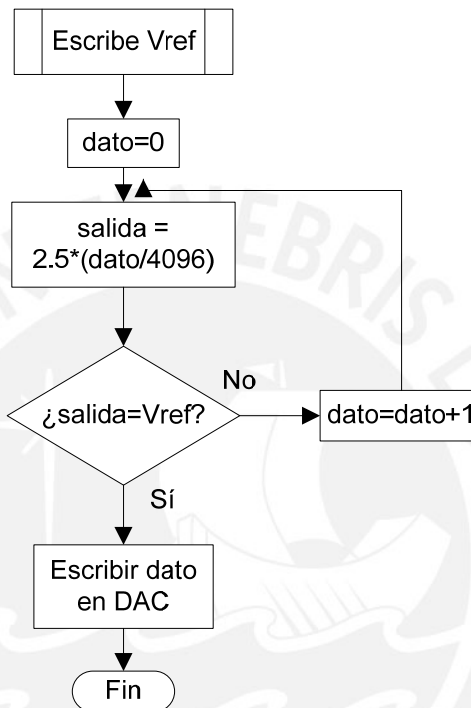


Figura 40.- Diagrama de flujo del proceso de obtención de voltaje proporcional a la velocidad.

Escribe Vref es una rutina (figura 40) que se basa en la ecuación que el fabricante proporciona para obtener la salida del conversor digital-analógico del MSP430.

$$V_{out} = V_{ref} \cdot \frac{DAC12_xDAT}{4096}$$

La rutina llevará a cabo un sondeo para calcular el valor que debe ser escrito en el registro de salida del DAC para generar el voltaje que fijará la velocidad del motor a las rpm deseadas.

El ajuste fino (figura 41) se ejecutará después de un retardo que servirá para estabilizar el sistema. Ya que inicialmente se calculó las rpm desde una ecuación proveniente de un ajuste lineal, es muy probable la aparición de un pequeño error, esta rutina se encargará de ir ajustando la velocidad del motor hasta lograr detener el giro del satélite completamente.

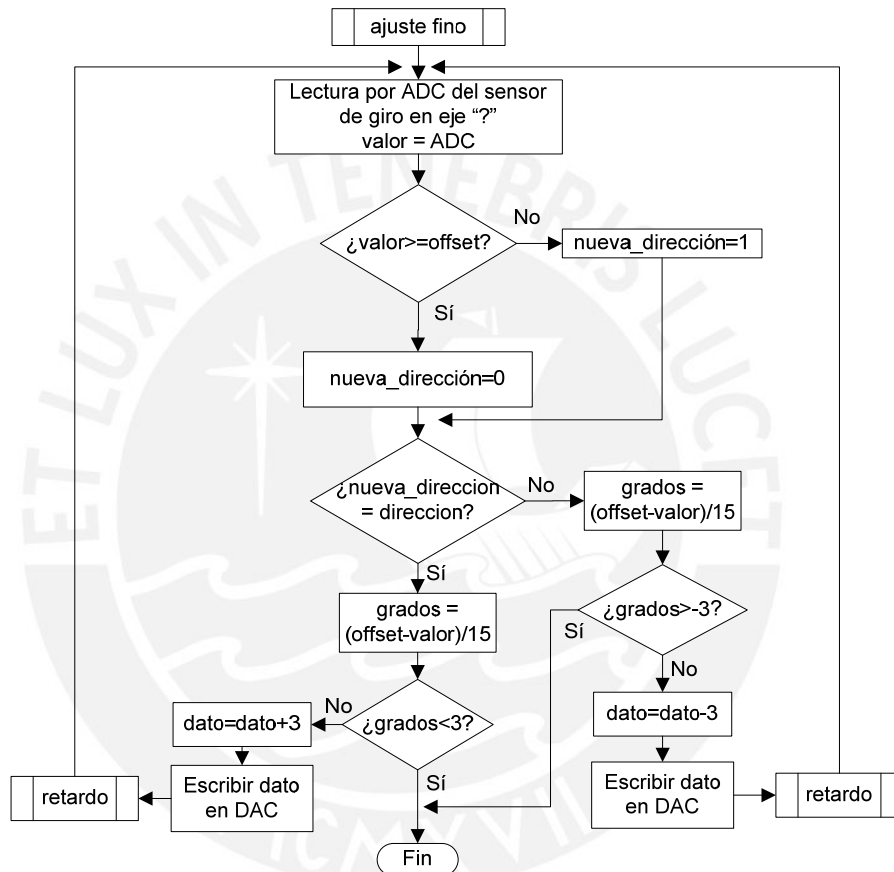


Figura 41.- Diagrama de flujo del proceso de ajuste fino de la estabilización.

Estos diagramas de flujo fueron codificados en lenguaje C para ser compilado en el entorno Crossworks for MSP430 (ver anexo 7) y como ya se mencionó, en primer lugar, se usó el sistema de desarrollo colocado en un cuarto limpio y las pruebas llevadas a cabo en este ambiente resultaron satisfactorias tanto en la lectura por medio del ADC del sensor de giro como en la generación por medio del DAC del voltaje de referencia necesario para mover la microrueda a las rpm necesarias.

Ya que las primeras pruebas en un sistema estático y en situaciones controladas fueron positivas se procedió a la construcción del sistema físico en el que llevar a cabo las pruebas finales del prototipo.

4.3 Implementación conjunta y pruebas del sistema en un eje.

Con el fin de tener una estructura donde montar el sistema se construyó un paralelepípedo de acrílico de base de 10x10 cm y de 5 cm de altura con los compartimientos necesarios para poder colocar todos los circuitos que componen el sistema.

Para el montaje del sistema se tuvo en cuenta que la distribución de la masa de este debe ser lo más uniformemente posible para mantener el momento de inercia y por consiguiente la cantidad de movimiento angular lo más cerca posible al valor calculado.

Otro problema que se presentó durante la implementación fue el de poder obtener una fuente de energía que suministrará la corriente necesaria de 290 mA a 12 Vdc. Se dió solución a este problema utilizando un arreglo en serie de 3 baterías, una de 9 voltios con una capacidad de 250 mAh y 2 de 1.3 Vdc con una capacidad de 1000 mAh, con lo que se obtiene 11,6 Vdc que sirven para el correcto funcionamiento de las microruedas.

La microrueda para las pruebas fue pegada a la base inferior del modelo para mantener lo mejor posible la ortogonalidad del vector cantidad de movimiento angular generado por esta. Las baterías fueron colocadas en los extremos de la base para equilibrar la distribución de la masa y el circuito impreso del sensor tuvo que ser montado perpendicularmente al plano de la base ya que el sensor mide la velocidad en sus lados laterales.

Finalmente se obtuvo un modelo de pruebas (figura 42) el cual tiene un peso total de 262 g, lo que lo pone dentro del límite permitido por el sistema de prueba, y con el cual se realizó las pruebas en el cojín de aire fabricado anteriormente.

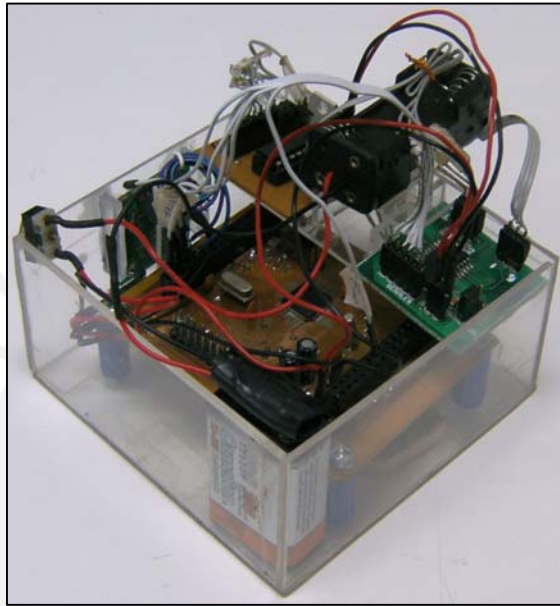


Figura 42.- Prototipo del sistema de estabilización listo para las pruebas .

4.3.1 Pruebas

En primer lugar se hizo pruebas colocando el modelo sin aplicarle ninguna velocidad inicial para averiguar qué tan estable era el cojín de aire ya que si bien este sistema reduce el rozamiento, también hay un disturbio generado por el aire a presión que sale de los agujeros de 1 mm.

Después de varias pruebas, se llegó a la conclusión de que este disturbio da origen un torque que genera una velocidad de dirección aleatoria y de magnitud que va creciendo muy lentamente hasta un límite casi constante de aproximadamente $10^\circ/s$.

Al analizar el efecto de este disturbio y que, en determinado momento la velocidad que genera se mantiene constante se llegó a la conclusión de que el mismo sistema de estabilización es capaz de manejar este disturbio ya que está constantemente compensando la cantidad de movimiento angular.

Es así que se llevó a cabo las pruebas aplicándole diversas velocidades comenzando desde las más bajas como 5 o 10 °/s hasta los 60 o 70 °/s y se observó que el sistema sobrecompensaba la cantidad de movimiento angular. Esto era notable ya que el modelo no solo se detenía, sino que cambiaba su dirección de giro y alcanzaba velocidades relativamente altas en sentido contrario del giro inicial (entre 20°/s y 40°/s).

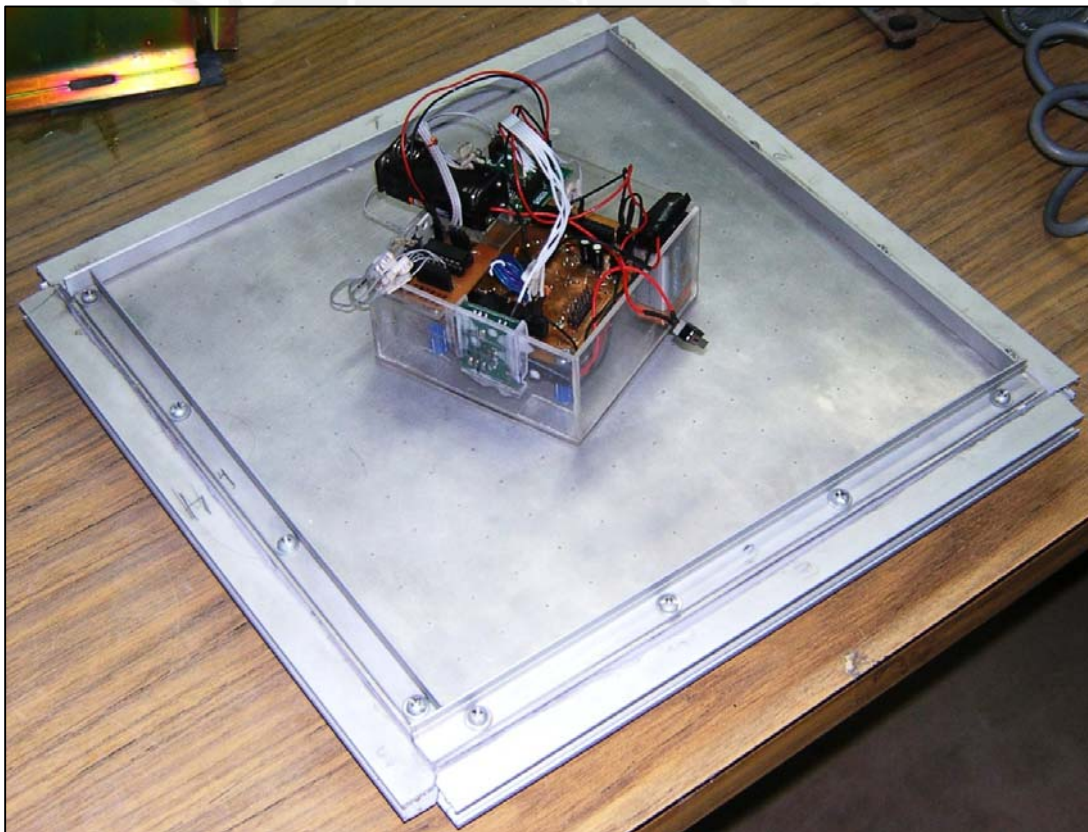


Figura 43.- Prototipo sometido a pruebas en el cojín de aire.

Luego de reevaluar el sistema y el algoritmo de control se llegó a la conclusión de que el error por sobrecompensación se debía a que el algoritmo de control

contemplaba el cálculo de la cantidad de movimiento angular para un cubo de 10X10X10 cm con una masa de 1 kg.

Sin embargo, el modelo es un paralelepípedo de 10x10x5 cm y con una masa de 262 g, por lo tanto se recalculó el momento de inercia, que es una constante muy importante en el algoritmo, con el resultado de $4.36667 \times 10^{-4} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ y con este dato se llevó a cabo las modificaciones en el algoritmo de control.

Para hacer más notable el efecto del sistema sobre el modelo del satélite y evitar que el disturbio generado por el cojín de aire influya de manera determinante en éste. Se llevaron a cabo pruebas con velocidades angulares más altas.

Debido a que no se cuenta con los equipos necesarios que permitan tomar datos exactos de velocidad angular y tiempo de establecimiento se filmó una serie de tres pruebas a velocidades angulares iniciales distintas y del video obtenido se llevaron a cabo mediciones aproximadas de velocidades y tiempos.

Estas velocidades a pesar de ser superiores a las diseñadas por cálculos para el sistema, están dentro del límite operacional de los sensores y actuadores del sistema (el sensor puede medir hasta los 150°/s y las microruedas pueden generar cantidad de movimiento angular suficiente para estabilizar al modelo del satélite girando a 360 °/s).

Otros datos como el torque del motor o su velocidad en cada momento no han podido ser medidos ya que había un limitado acceso al sistema, no es posible colocar algún instrumento de medición sin afectar el entorno o las condiciones de la prueba.

Los resultados de las pruebas realizadas se muestran en las siguientes tablas:

Prueba	Velocidad inicial (°/s)	Tiempo de frenado hasta el 10 % de la velocidad inicial (s)	Sobrecompensación (Cambio de giro)	Máxima velocidad en sentido contrario (°/s)
1	140	4.3	Si	5
2	125	2.7	Si	17
3	85	2.6	No	0

Tabla 3: Primera parte de los resultados de las pruebas realizadas.

Tiempo de giro en sentido contrario (s)	Tiempo total de velocidad angular gual a 0 °/s (s)	Duración total del proceso (s)	Velocidad al terminar la estabilización (°/s)
11.7	0.5	37	134
12	8	39	116
0	5.3	27.5	78

Tabla 4: Segunda parte de los resultados de las pruebas realizadas.

Como se puede observar en los cuadros, con esta modificación el sistema mejora mucho su funcionamiento llegando a mantener el prototipo totalmente quieto durante aproximadamente 7 segundos antes de que el disturbio propio del cojín de aire lo haga tener pequeñas oscilaciones, las cuales también fueron compensadas por el algoritmo de control.

También es notable que mientras se tenga velocidades iniciales más bajas el prototipo se estabilizará de forma más eficiente, vale decir que no se sobrecompensará y el tiempo de estabilidad total será mayor.

Cabe mencionar que en el caso de una órbita baja terrestre no existiría el disturbio del cojín de aire. Por las condiciones de vacío presentes a la altura de 500 km, el sistema tendría un mejor desempeño.

Sin embargo, si tomamos como válidos los 7 segundos de estabilidad, en órbita son suficientes para llevar a cabo la toma de imágenes por medio de una cámara que es uno de los objetivos para el cual este sistema fue concebido.

4.4 Extrapolación del sistema a los tres ejes.

Como ya fue expuesto en las consideraciones previas de este capítulo donde se explica el principio por el cual el sistema puede ser dividido en un subsistema independiente para cada eje y dado que el sistema ha sido implementado y probado exitosamente, entonces se puede llevar a cabo la implementación del sistema para tres ejes (figura 44).

Las consideraciones a tener en cuenta en la implementación de este sistema para tres ejes serían:

- Montar las microruedas lo más paralelo posible a los planos definidos por los lados del satélite.
- Tener en consideración el tiempo necesario para estabilizar y mantener estable el satélite ya que entre las tres microruedas pueden alcanzar a consumir 750 mA y podrían descargar rápidamente las baterías del satélite.
- Si bien el sistema ya ha sido reducido, se debe buscar una mayor miniaturización en para el ahorro de espacio.

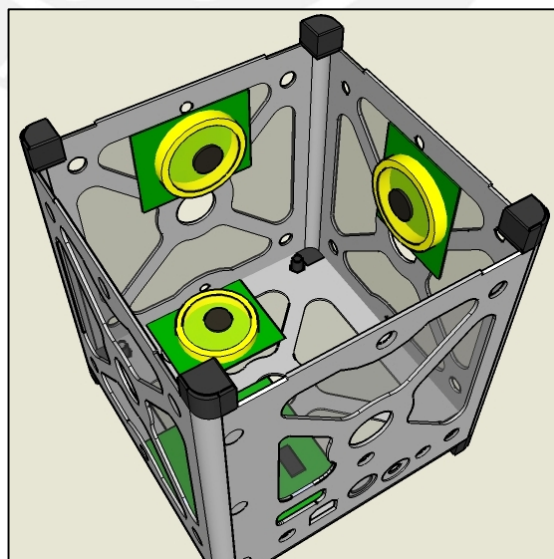


Figura 44.- Configuración de las microruedas en el satélite.

Conclusiones

- Se ha logrado diseñar e implementar un sistema de estabilización para picosatélites en el espacio, siempre tomando en cuenta las limitaciones de peso, volumen y energía que impone el estándar CubeSat.
- Se ha logrado demostrar que la aplicación del principio de conservación de la cantidad de movimiento angular por medio de microruedas es un sistema viable para picosatélites aunque este sistema sea más difundido en satélites de grandes dimensiones.
- A pesar que el consumo de las 3 microruedas puede llegar a los 750 mA en total, el sistema no funcionará más de 2 o 3 minutos y las baterías tienen una capacidad de 1800 mAh, por lo tanto la energía necesaria para el funcionamiento del sistema está asegurada.
- Se demostró que tanto las microruedas como los sensores necesarios para la implementación del sistema pueden ser obtenidos con relativa facilidad y su manejo es de una complejidad manejable.

Recomendaciones

- El fin de este sistema es el de ser el primer paso en el desarrollo de sistemas de estabilización, direccionamiento y orientación para picosatélites siendo el proyecto PUCP-SAT-1 un trabajo de vanguardia, será necesario llevar a cabo una adaptación del sistema para futuros proyectos.
- Si bien se desarrolló un sistema miniaturizado hay posibilidad de una reducción aun mayor en las microruedas y en los sensores. Existen en el mercado micromotores más pequeños y de velocidades mucho más altas. Por otro lado, la empresa que fabrica los sensores usados en el sistema está pronto a sacar al mercado un sensor que ya tiene integrado la medición en tres ejes lo que reduciría el espacio que ocupa a la mitad.

Bibliografía

- [1] Surrey Space Centre. Small satellites homepage. Webpage, February 2004. <http://centaur.sstl.co.uk/SSHPI/index.html> Consultado Julio 2009.
- [2] Herbert Goldstein. *Mecánica Clásica*, volume 1. Addison-Wesley Publishing Company, 2006.
- [3] Henry Helvajian. *Microengineering Aerospace Systems*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1999.
- [4] Pumpkin Incorporated. *CubeSat Kit Development Board (DB)*. Pumpkin Incorporated, 744 Naples Street San Francisco, CA 94112 USA, 2009.
- [5] Inc. IntelliTech Microsystems. Miniature 3-axis reaction wheel & attitude determination and control system for cubesat kit™ nanosatellites. Technical report, Pumpkin Inc., 2008.
- [6] Invensense. *IDG-500 Dual Axis Gyro Evaluation Board*. Invensense, InvenSense, Inc., 1197 Borregas Ave., Sunnyvale, Ca 94089, USA, 1st edition, 2009.
- [7] Gunter Krebs. Gunter's space page. Webpage, May 2008. <http://space.skyrocket.de/> Consultado Agosto 2009.
- [8] The Radio Amateur's Library. *The Satellite Experimenter's Hand-book*. The American Radio Relay, Inc., 1984.
- [9] Rowley Associates Limited. *CrossWorks for MSP430 User Guide*. Rowley Associates Limited, 2009.

- [10] Vincenzo Marano. *L6235 Three Phase Brushless dc Motor Driver*. ST Microelectronics, 1ra edition, 2003.
- [11] Texas Instruments Microcontrollers. *MSP430x2xx Family - User's Guide*. Texas Instruments Incorporated, Dallas, Texas, 1st edition, 2007.
- [12] Mark Moldwin. *An Introduction to Space Weather*. Cambridge University Press, 1 edition, 2008.
- [13] Stanford University School of Engineering. (ASCEND) advance system for communication & education in national development. Final report, Stanford University, June 1967.
- [14] CubeSat Project. Cubesat design specification. Web Page, 2004.
<http://cubesat.atl.calpoly.edu/> Consultado Enero 2010.
- [15] Kenneth S. Krane Robert Resnick, David Halliday. *Física*, volumen 1. Grupo Patria Cultural, 5th edition, 2002.
- [16] Eugene Skelton. Mixed control moment gyro and momentum wheel attitude control strategies. Master's thesis, Virginia Polytechnic Institute and State University, 2003.
- [17] James Richard Wertz. *Spacecraft Attitude Determination and Control*. Springer, 1978.