



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO

FACULTAD DE INGENIERÍA

**SIMULADOR PARA PRUEBAS DE CONTROL DE
ORIENTACIÓN PARA NANOSATÉLITES**

T E S I S

QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE:
INGENIERO ELÉCTRICO - ELECTRÓNICO

PRESENTA:

ESCOBEDO LUGO LUIS

DIRECTOR DE TESIS:

Dr. en I. JORGE PRADO MOLINA



CD. UNIVERSITARIA MÉXICO D.F.

MAYO 2012

Dedicatoria

A mi madre, Luisa Lugo, que con su cariño y trabajo ha velado para nunca dejarnos sin orientación.

A mi padre, Vicente Escobedo, que siempre me ha querido llevar por el mejor camino y ha trabajado exhaustivamente para que no nos faltara nada.

A mis hermanos César y Alejandro, que han sido cómplices y compañeros de mi vida, aunque no en un plano completo, pero siempre han estado (como nos enseñaron nuestros padres) cuando nos hemos necesitado. Mención para Adriana y Alelí que también considero mis hermanas.

A mi familia, porque han estado siempre al pie del cañón y, desde que yo tengo conciencia, nos ayudan en las buenas y en las malas.

A mi Lauris, que me ha ayudado mucho para la realización de este trabajo y es mi gran compañera en este camino hacia una nueva etapa.

A mis compañeros y amigos, porque nos fuimos ayudando para salir airoso de nuestros primeros obstáculos en la universidad y que sé que cuento con ellos para continuar en la vida: Omar Jiménez, David, Jazmín, Gloria, Jonathan Razo, Carlos Flores, Francisco Suárez, Beto Pérez Millán, Ricardo Santiago, Juan Paco Hernández, Lucero, Sandra Jiménez, Miriam, Julio Díaz, y los que me faltó mencionar.

A mis compañeros en el Instituto de Geografía, con los que se generó una camaradería y muy buena vibra: Sahel Iskander, Rigoberto Reyes y especial mención a Ismael Rodea quién me ayudó a realizar mi trabajo de tesis en los inicios.

RECONOCIMIENTOS

Agradezco a mi mamá y mi papá, porque siempre me enseñaron el significado de unión y me mostraron el camino a seguir con sus consejos, amor y la dedicación hacia mis hermanos y a mí.

La Universidad Nacional Autónoma de México recibe mi gratitud por dejar que me uniera a sus filas y ser parte de ella.

Enorme mención a la Facultad de Ingeniería de la UNAM por prepararme académica y profesionalmente para lo que venga en el futuro.

Quiero agradecer al Doctor Jorge Prado Molina, quien me dirigió en el trabajo de tesis presentado y además, me hizo ver otra cara de lo que es la profesión y la vida.

ÍNDICE

	Página
Dedicatoria	i
Reconocimientos	ii
Índice	iii
Resumen	v
1. INTRODUCCIÓN	1
Antecedentes.	1
SIMUSAT_3.0.	1
1.1. Sistema de Simulación SIMUSAT_2.1.	2
1.1.1. Características de SIMUSAT_2.1.	3
2. DISEÑO DEL NUEVO SIMULADOR	7
2.1. Características de diseño del nuevo simulador.	7
2.2.1. Dimensiones, masa, energía, etc.	8
2.2.2. Cojinete neumático esférico.	9
2.2.3. Plataforma.	9
2.2. Actuadores.	10
2.2.1. Masas deslizantes.	10
2.2.2. Bobinas magnéticas.	12
2.2.3. Ruedas Inerciales.	13
2.3. Rediseño de circuitos.	15
2.4. Integración y pruebas de funcionamiento.	15
3. CONSTRUCCIÓN DE LA PLATAFORMA DE SIMULACIÓN.	16
3.1. Cojinetes neumáticos esféricos.	16
3.1.1. Cojinete neumático esférico monoflujo.	17
3.1.2. Cojinete neumático esférico multiflujo.	17
3.2. Diseño del nuevo cojinete neumático esférico multiflujo.	18
3.2.1. Distribuciones de presión.	19
3.2.2. Carga Máxima que puede sustentar el cojinete.	20
3.2.3. Coeficiente de fricción.	22
3.3. Plataforma de fibras de carbono-epóxy.	26

4. REDISEÑO DE ACTUADORES Y PRUEBAS DE MÓDULOS.	30
4.1. Bobinas magnéticas.	30
4.1.1. Geometría de las bobinas utilizadas.	30
4.1.2. Cálculos necesarios para el diseño de bobinas.	31
4.2. Diseño de tarjetas impresas para los puentes H.	34
4.2.1. Cálculos necesarios para el nuevo puente H.	35
4.2.2. Diseño de tarjetas impresas.	37
4.3. Ruedas inerciales.	39
4.4. Masas Deslizantes.	40
4.5. Sistema eléctrico.	42
4.5.1. Baterías de NiMH.	44
5. INTEGRACIÓN Y PRUEBAS DE FUNCIONAMIENTO.	46
5.1. Comparación entre ambos sistemas.	46
5.2. Estrategia de reducción de masa y dimensiones.	48
5.2.1. Utilizar un solo juego de tarjetas de potencia.	48
5.2.2. El uso de un servomotor y la supresión del PIC.	49
5.2.3. Reducción del número de cajas de electrónica, de dos a una.	49
5.3. Diagrama general del sistema.	51
5.4. Pruebas de Balanceo automático	52
5.4.1. Código del programa de balanceo.	57
6. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES	58
6.1. Conclusiones	58
6.2. Recomendaciones	59
APÉNDICE A. Programa utilizado en el balanceo de la plataforma por medio de dos masas deslizantes.	60
REFERENCIAS.	68
BIBLIOGRAFÍA	68
MESOGRAFÍA	69

SIMULADOR PARA PRUEBAS DE CONTROL DE ORIENTACIÓN PARA NANOSATÉLITES.

Resumen

Se presenta el diseño y la construcción de un sistema de simulación utilizado para efectuar pruebas de algoritmos de control de orientación de satélites (SIMUSAT_3.0). Este equipo representa una nueva versión de simuladores satelitales que ha sido especialmente diseñada y construida para probar subsistemas de detección de orientación y control de estabilización para satélites, con una masa de prueba de hasta 10 [kg].

El sistema ha sido totalmente rediseñado y validado, considerando los parámetros de funcionamiento de su antecesor (SIMUSAT 2.1), siendo ésta una versión más compacta y económica, aunque prácticamente realiza las mismas tareas que su antecesor.

Se describen los detalles de fabricación de la plataforma de fibras de carbono, el cojinete neumático esférico, las masas deslizantes, así como la actualización en la programación y la circuitería, y las pruebas de funcionamiento efectuadas en este nuevo sistema de simulación.

Capítulo

1

INTRODUCCIÓN

1. Antecedentes

En el Laboratorio de Percepción Remota Alternativa y Tecnología Avanzada del Instituto de Geografía de la UNAM, se han desarrollado diferentes versiones de simuladores satelitales, siendo la última de éstas la 2.1, donde se cuenta con un sistema completamente renovado en el que se implementaron rutinas de programación en lenguaje de alto nivel ([Méndez, Huante, 2009](#)). Estos simuladores permiten llevar a cabo pruebas experimentales de muchos conceptos fundamentales de control de orientación, que serán implementados posteriormente en satélites artificiales. Los simuladores satelitales desarrollados hasta ahora, están adaptados para satélites del orden de 50 [kg] de masa, porque estos eran los requisitos de diferentes proyectos para los que fueron diseñados y construidos estos aparatos.

Actualmente, se tiene la necesidad de construir equipos espaciales de menor masa, principalmente para poder tener un acceso más fácil a la órbita terrestre, debido a las restricciones de costos que se tienen en este tipo de proyectos. Por esta razón se propuso el diseño y la construcción de un simulador satelital de tamaño reducido, adaptado especialmente para poder llevar a cabo pruebas de control de orientación con nanosatélites; equipos cuya masa no excede los 10 [kg].

SIMUSAT_3.0

El sistema de simulación que aquí se presenta, en su nueva versión 3.0, fue desarrollado a partir de su predecesor inmediato (SIMUSAT 2.1), y lo que se logró fue optimizarlo, de manera tal, que ahora se pueda utilizar en la prueba de sistemas de control de orientación de nanosatélites, reduciendo significativamente tanto sus dimensiones, como su masa.

El nuevo equipo cuenta con los mismos subsistemas de la plataforma anterior, solamente que ahora están escalados, y en el caso de las masas deslizantes, han sido completamente cambiadas en su forma y en utilización y por tanto, se han modificado ciertos parámetros de funcionamiento. A medida que se rediseñaron y construyeron los subsistemas que conforman nuestra nueva plataforma, también se efectuaron cambios en la programación de los algoritmos.

La nueva versión de simulador, sirve a los mismos propósitos de probar de manera experimental el desempeño de componentes en desarrollo, como sensores, actuadores y algoritmos que serán incluidos posteriormente en equipos espaciales. Además hace las veces de plataforma estructural para la integración de sensores, actuadores, baterías, sistemas de comunicaciones y controladores, permitiendo así una evaluación de su desempeño global (Méndez, Huante, 2009).

1.1. Sistema de simulación SIMUSAT_2.1.

La plataforma SIMUSAT 2.1 nos permite realizar pruebas de control de orientación para satélites pequeños emulando una de las condiciones ambientales del espacio exterior, que es la falta de fricción. Dicha condición es la más importante desde el punto de vista de sistemas dinámicos. El diseño básico de este simulador, consiste de una plataforma móvil, donde se colocan los componentes de los sistemas de control, suspendida sobre un soporte que permite el movimiento con fricción despreciable. Para esta razón y para este fin, la plataforma tiene un movimiento angular en tres ejes y un medio con fricción prácticamente nula. Estas dos condiciones fueron satisfechas a través de un cojinete neumático esférico, que se describirá más adelante, como la solución más adecuada para soportar este tipo de plataformas (Prado J, 2007).

El simulador es totalmente autónomo, es decir, la energía para funcionar viene de él mismo, y la transmisión de información sólo es permisible a través de señales electromagnéticas, ya que el uso de cables excede el límite de desbalanceo permitido y rompe el medio sin fricción. Para facilitar la operación de este tipo de equipos, el satélite completo no debe colocarse en la plataforma, solamente el sistema de control de orientación con las características inerciales del satélite reproducidas o escaladas.

SIMUSAT 2.1, también cuenta con un sistema de balanceo automático que se encarga de ejecutar esta función, debido a que si este proceso se efectúa de forma manual, puede llegar a ser demasiado tedioso y tardado y no siempre con resultados satisfactorios (Prado J, 2007).

1.1.1. Características de SIMUSAT_2.1.

Este sistema está integrado por: a) una plataforma circular suspendida sobre un balero de aire esférico que es donde se genera un medio con fricción despreciable, b) tres ruedas inerciales que constituyen el grupo de actuadores para control de orientación de la plataforma, c) tres bobinas magnéticas, localizadas en ejes mutuamente perpendiculares, que de-saturan las ruedas inerciales y además proporcionan un sistema de control de respaldo, d) dos inclinómetros y un magnetómetro para determinar cualquier desviación angular en los tres ejes de la plataforma, e) dos masas deslizantes para el balanceo automático, f) computadora de abordo y tarjetas de potencia, contenidos en 2 diferentes cajas y g) baterías de ácido de plomo para alimentar el sistema. (figura 1.1)

También cuenta con un sistema de monitoreo inalámbrico que transmite la orientación de los tres ejes, durante las pruebas. Estos datos son desplegados y almacenados, permitiendo así la evaluación de sensores, actuadores y algoritmos en un post-proceso (Prado J, 2007).

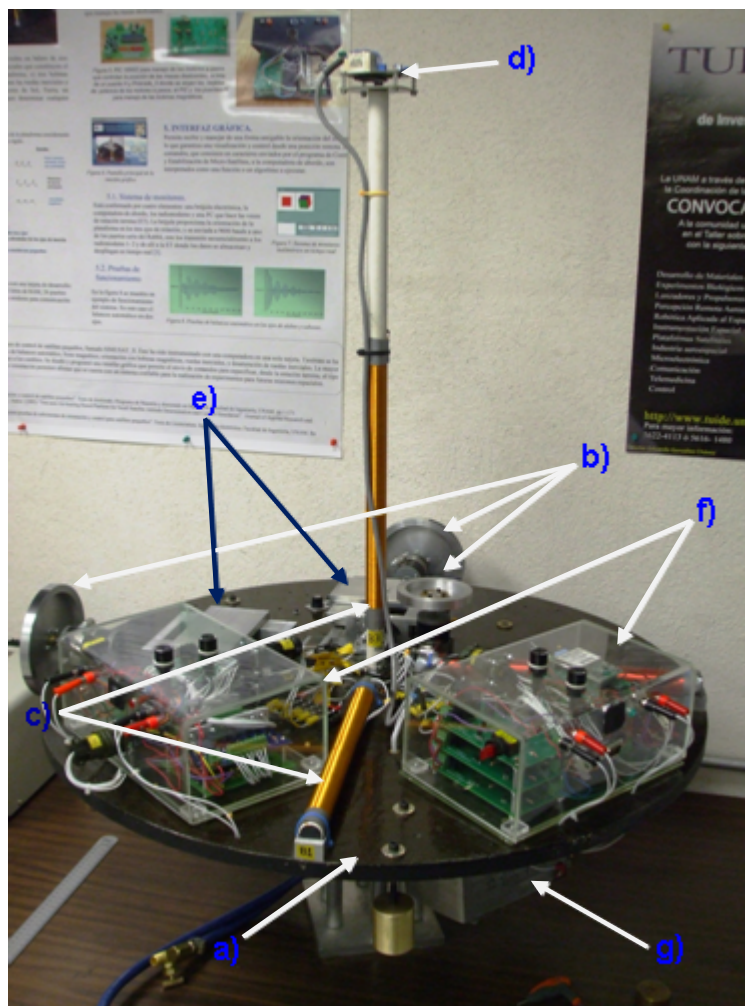


Figura 1.1. Fotografía del simulador satelital SIMUSAT_2.1

La pantalla del programa que lleva a cabo el monitoreo de la orientación se muestra en la [figura 1.2](#), mientras que en la [figura 1.3](#) se muestra el diagrama esquemático de este sistema.



Figura 1.2. Pantalla principal del programa de monitoreo inalámbrico de la plataforma de simulación.

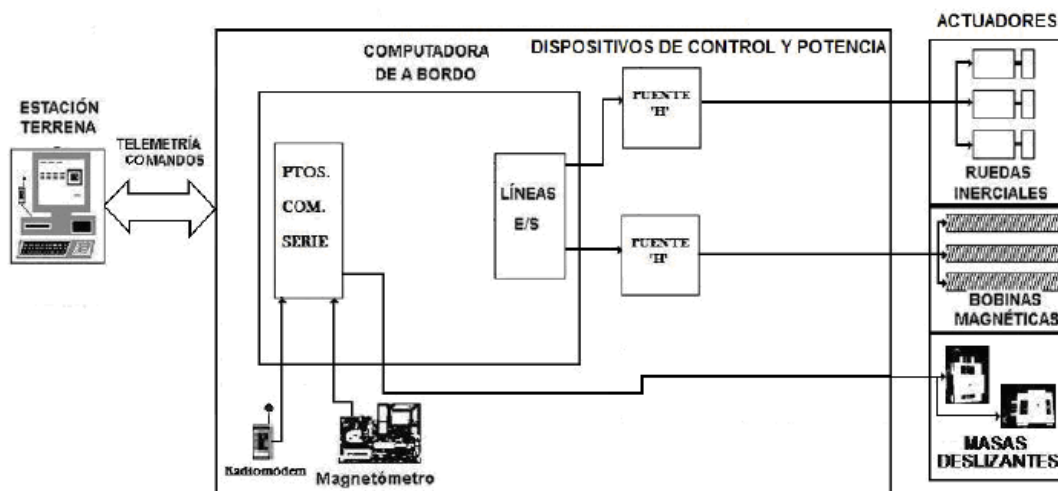


Figura 1.3. Diagrama de bloques del sistema de simulación para prueba de algoritmos de control de orientación para satélites pequeños.

El SIMUSAT_2.1 cuenta con un cojinete neumático esférico que es capaz de generar las condiciones de un medio sin fricción, de una forma semejante a lo que ocurre en el espacio exterior. Por esta razón ha sido la tecnología preferida para la investigación en Tierra, sobre la dinámica y el control de naves espaciales. Estos son dispositivos auxiliares muy utilizados para el desarrollo de la programación y la instrumentación de sistemas para determinar la orientación de naves espaciales. Aunque existen otras posibilidades de simular la falta de fricción, éstas presentan inconvenientes como el bloqueo que ocurre con los sistemas basculantes y no presentan fricción despreciable (Méndez, Huante, 2009). En la figura 1.4 se muestra el cojinete neumático esférico, ya integrado en la base del simulador, elemento principal de la plataforma de simulación de un medio sin fricción que sirve para probar algoritmos de control de orientación.



Figura 1.4. Cojinete neumático esférico.

El cojinete del SIMUSAT 2.1 forma un colchón de aire de 0.0254 [mm] entre la semiesfera y la copa. Es de tipo multiflujo, con seis perforaciones capilares con diámetro de 0.55 [mm] proporcionalmente espaciadas. Las dimensiones finales de la semiesfera son de 99.9348 ± 0.0414 [mm], mientras que la copa tiene un diámetro de 100.4727 ± 0.0235 [mm]. Este permite el movimiento de 360° o en el eje de guiñada y de $\pm 50^\circ$ en los ejes de rotación y cabeceo. La presión de trabajo del aire suministrado del exterior, depende de la carga; teniendo un valor de 3.2 [$\text{kg}_F / \text{cm}^2$] con una masa de 35 [kg] (Méndez, Huante, 2009).

La capacidad de carga máxima nominal del cojinete neumático esférico del SIMUSAT_2.1 es de 76 [kg_F]. Esto no implica un tamaño máximo de satélite que se puede simular, ya que es posible hacer un escalamiento tanto del tensor de inercia del satélite bajo prueba, como de los actuadores, y de esta manera hacer las pruebas experimentales para un equipo de mayores dimensiones. Solamente hay que ser muy cuidadosos en no incurrir en errores de escalamiento ([Prado J, 2007](#)). No obstante, se puede diseñar y construir un nuevo simulador para una masa mayor si es necesario, aunque la tendencia general es la de desarrollar satélites cada vez más pequeños, motivo por el cual se llevó a cabo este proyecto de tesis.

DISEÑO DEL NUEVO SIMULADOR

2.1. Características de diseño del nuevo simulador.

El nuevo sistema de simulación que se presenta le denominamos como los anteriores siguiendo una seriación SIMUSAT_3.0, fiel a la forma de su antecesor en su versión_2.1, conserva su forma circular en la plataforma, donde se montarán todos los subsistemas: computadora de abordó, dispositivos de comunicación y actuadores, siendo la geometría que mejor se adapta a las necesidades de trabajo y que se sustenta por un cojinete neumático esférico.

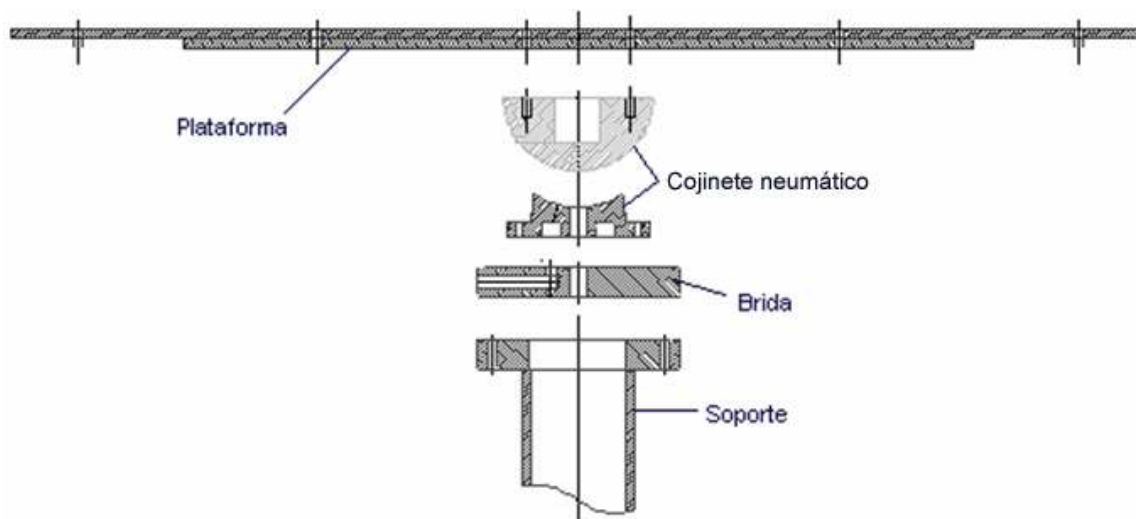


Figura 2.1 Tipo de plataforma de simulación diseñada y construida para este proyecto

La plataforma está fabricada con materiales compuestos, para obtener una superficie con un coeficiente de expansión térmica cercano a cero, y una rigidez mecánica suficientemente grande para evitar deformaciones con la máxima carga. El cojinete neumático esférico, es de tipo multifujo, con diámetro de 7 [cm] y fue maquinado en aluminio con una capacidad nominal de carga de 25 [kg_F].

La filosofía de diseño se mantiene (Prado J, 2007), es decir, este equipo es una mesa de pruebas, donde se pueden ver rápidamente algunos resultados, además que provee de un medio práctico para la integración de los componentes del sistema de control de orientación. La figura 2.1 muestra el diseño básico de la plataforma de simulación y en el capítulo 3 se presentan los diseños mecánicos y los cálculos del nuevo cojinete neumático esférico, además de la manufactura de la plataforma con materiales compuestos: fibra de carbono-epoxy.

2.1.1. Dimensiones, masa, energía, etc.

El SIMUSAT_3.0 es una versión en la que la masa y sus dimensiones se han reducido significativamente. Por estos motivos, los actuadores se han escalado y rediseñado y se ha aprovechado el espacio de su superficie circular para reacomodar los actuadores, la computadora de abordo y las demás tarjetas de electrónica.

La primera comparativa que se tiene, es el espacio donde se montarán todos los componentes del simulador; ya que la plataforma se ha disminuido en 16 [cm] de diámetro, con respecto a la anterior. Se reduce el balero, por especificaciones del peso a manejar; teniendo una capacidad de 25 [kg_F] por el material utilizado. Se muestra en la siguiente tabla:

Tabla 1. Algunos parámetros de comparación entre las dos plataformas

		SIMUSAT 2.1	SIMUSAT 3.0
Diámetro Plataforma	[cm]	76	58
Diámetro Balero	[cm]	10	7
Masa semiesfera	[kg]	2.136	0.197
Carga nominal	[kg _F]	76	25
Materiales		Bronce SAE 62	Aluminio 6061
Masa mínima semiesfera + plataforma	[kg]	4.65	1.3
Masa total de la plataforma	[kg]	35	10

2.1.2. Cojinete neumático esférico

Un cojinete neumático esférico, consiste básicamente de una semiesfera y una copa. Es la unión de estos dos componentes lo que produce el colchón de aire que provee el medio sin fricción (figura 2.2). El aire es introducido por la parte baja de la copa y sale por la periferia, es decir, por su parte superior. La semiesfera se sujeta firmemente a la plataforma y se completa el sistema que simula un medio sin fricción (Prado J, 2007).

Debemos subrayar que una característica importante de los cojinetes neumáticos, es el hecho de necesitar pequeñas presiones y gastos de aire para soportar una carga dada, aunque es necesario colocar filtros para impedir el paso del agua y el aceite ya que estos últimos pueden romper fácilmente el delgado colchón de aire. Es necesario mantener en condiciones adecuadas el medio sin fricción, es decir, tener una superficie de contacto limpia y bien pulida entre las partes que conforman el balero de aire (Prado J, 2007).



Figura 2.2. Semiesfera y copa, partes fundamentales de un balero de aire esférico

2.2.3. Plataforma

La plataforma se fabricó nuevamente con fibra de carbono y epoxi, esto proporciona buenas características de rigidez y un coeficiente de expansión térmico reducido, que es de $0.028 \times 10^{-6} / ^\circ\text{C}$ (Prado J, 2007). El aluminio es un metal fácilmente maquinable, sin embargo, dado que se pretende mantener la masa al mínimo, no es una buena opción, ya que una plataforma equivalente de aluminio tiene una masa de 4.550 [kg], mientras que la de fibras de carbono solo pesa 1.1 [kg]. El espesor de la última plataforma también se redujo de 18.9 a 11.3

[mm]. En la [figura 2.3](#) se muestra una imagen de la nueva plataforma, durante el proceso de fabricación.



Figura 2.3 Plataforma construida con fibras de carbono.

2.2. Actuadores

Los actuadores son elementos indispensables para llevar a cabo un control activo en una nave en órbita. Algunos ofrecen ventajas de rapidez y precisión a costa de un gasto considerable de energía, este es el caso de las ruedas inerciales y las toberas de reacción. Las bobinas magnéticas en cambio, consumen poca energía pero tienen la desventaja de proporcionar pares comparativamente menores, siendo su respuesta muy lenta ([Prado J, 2007](#)). Los actuadores del sistema SIMUSAT_3.0 fueron completamente rediseñados para cumplir con las restricciones de masa, como se explica a continuación.

2.2.1. Masas deslizantes.

Es pertinente aclarar que estos componentes no son propiamente actuadores de un sistema de control de orientación. El simulador permite llevar a cabo una amplia gama de pruebas de detección de orientación y control de estabilización para satélites pequeños. Sin embargo, para poder efectuar pruebas confiables es necesario que este se encuentre balanceado, lo que ayuda a minimizar los efectos causados por los pares gravitacionales. Un conjunto de masas deslizantes es utilizado para efectuar un balanceo en el simulador. Para mantener el control de la masa total del sistema y sus propiedades inerciales, las masas utilizadas deben ser

móviles y totalmente controlables (Olsen T., 1995). Dichas masas pueden cumplir la doble función de servir como lastre y para llevar a cabo el ajuste fino de localización del centro de masa de la plataforma de simulación.

La superficie de nuestro simulador conforma un plano de referencia que hemos establecido como XY, donde en cada uno de estos ejes hay una masa deslizante (además de bobinas magnéticas y ruedas inerciales). Cada masa deslizante está conformada por una platina móvil, que se desplaza sobre dos ángulos de aluminio, accionada por un servomotor. Cuando éste recibe una señal desde la computadora de abordó, provoca un movimiento para que la plataforma se balancee en cada uno de los ejes del plano (Méndez, Huante, 2009). En la figura 2.4 se muestran las masas deslizantes que sirven para re-localizar el centro de masa de la plataforma y la localización de éstas en la plataforma.

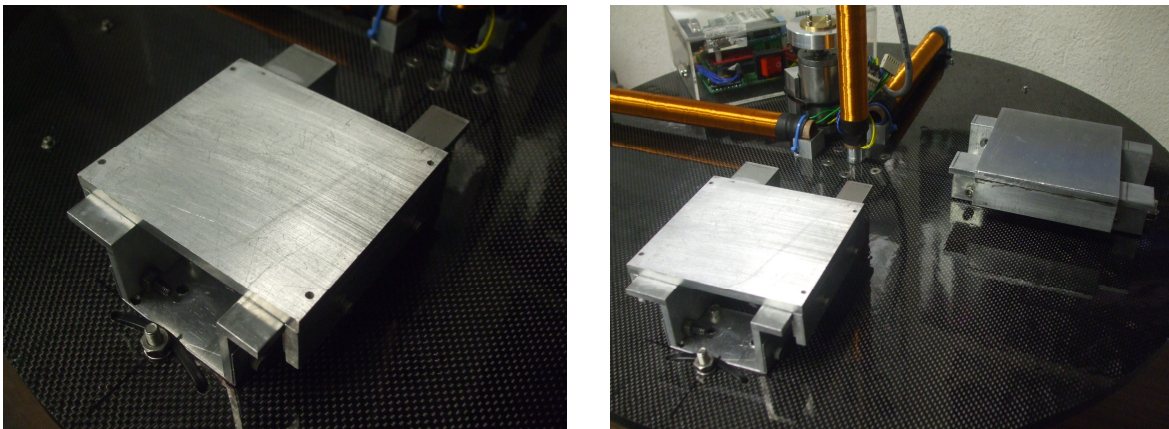


Figura 2.4. Masas deslizantes.

Al usar las masas deslizantes para balancear nuestra plataforma estamos aprovechando las siguientes características:

- Desplazan una masa siguiendo un movimiento rectilíneo.
- Para su construcción se emplearon en la medida de lo posible materiales no magnéticos.
- La longitud de desplazamiento es de hasta 8.8 centímetros.
- Tiene un torque de 7.7 [kg_F-cm]. Más que suficiente para mover la platina que tiene una masa de 300 gramos (Manual especificaciones HS-645MG).

2.2.2. Bobinas magnéticas.

Los sistemas de control con bobinas magnéticas, se utilizan de manera efectiva para llevar a cabo maniobras de apuntamiento y de control de estabilización en órbita. Son relativamente sencillos, de bajo peso, no requieren de partes móviles, ni de consumibles a bordo. Proporcionan pares poco significativos, lo que restringe la cantidad y la rapidez de las maniobras, ya que su operación depende del valor de las componentes vectoriales del campo magnético en el lugar de la órbita donde se realiza la maniobra (Prado J, 2007).

Las dos tendencias principales de utilización de bobinas magnéticas en satélites pequeños son aquellas enrolladas alrededor de la superficie del cuerpo del satélite, que podemos considerar como bobinas de núcleo de “aire” y una segunda opción de bobinas con núcleo ferromagnético de forma tubular. Las primeras proporcionan un dipolo relativamente grande debido a la gran dimensión de su área transversal, mientras que las segundas lo logran con el núcleo ferromagnético; éstas además son compactas y proporcionan un par suficiente para realizar maniobras de orientación y de desaturación de las ruedas inerciales (Prado J, 2007).

En la [figura 2.5](#) se muestra una bobina magnética colocada en la nueva plataforma, los cálculos se muestran en el [capítulo 3](#). Las bobinas magnéticas imponen pares externos al satélite, y también son utilizadas para evitar la saturación de las ruedas inerciales.

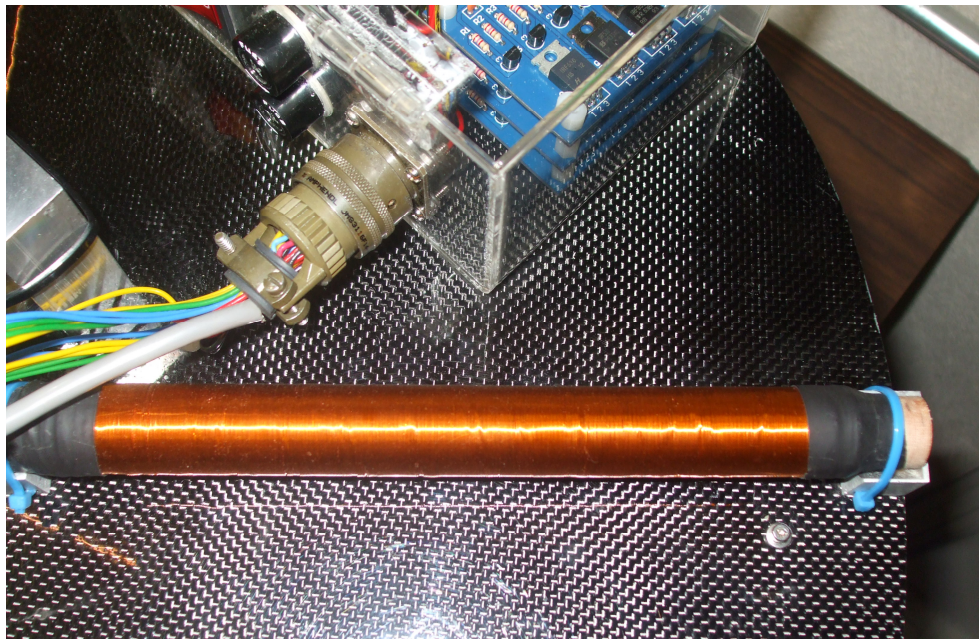


Figura 2.5. Bobinas magnéticas.

2.2.3. Ruedas inerciales.

La utilización de ruedas inerciales como actuadores en un satélite pequeño, posibilita un apuntamiento muy fino hacia la Tierra o algún otro lugar del espacio y permite disponer de pares correctivos importantes. Son dispositivos indispensables cuando es necesario contar con una capacidad de apuntamiento del orden de una décima de grado o menos, como es el caso de los satélites de percepción remota (Prado J. et. al. 1998).

Durante la operación normal de las ruedas inerciales, éstas van incrementando la cantidad de momentum angular, por lo que es necesario un sistema que disipe esta energía acumulada. Un conjunto de bobinas magnéticas puede efectuar el trabajo de desaturación, además de que en sí mismo constituye un sistema de control de orientación de respaldo (Rizos I, et. al., 1971). Los sistemas de estabilización con ruedas inerciales son usados para mantener la orientación por intercambio de momentum entre la nave y las ruedas. Cuando un par perturbador actúa en la nave a lo largo de uno de sus ejes, la rueda reacciona, absorbiendo el par y manteniendo la orientación.

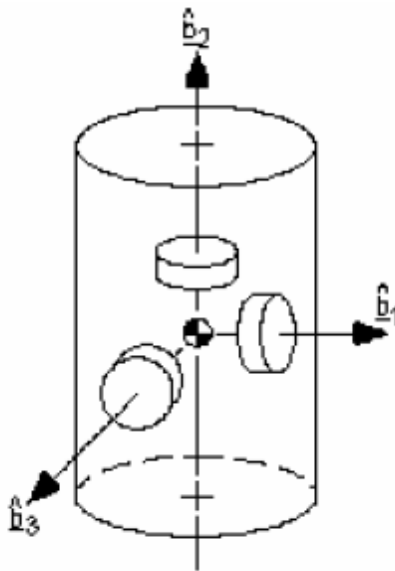


Figura 2.6 Ruedas de reacción en un satélite estabilizado en tres ejes.

En la actualidad se cuenta con ruedas inerciales disponibles en el mercado, que pueden ser usadas de manera ventajosa en satélites pequeños. Mientras que en 1998 se podía contar con una rueda inercial de 3.2 [kg] con un consumo de 5 watts (Prado J, Miranda V. M., 1998) hoy en día se ofrecen ruedas inerciales con una masa entre 0.77 y 0.93 [kg], un consumo entre 1 y 3.2 watts a una velocidad máxima de $\pm 10,000$ RPM, con la opción de integrar en el mismo módulo un giróscopo de estado sólido (Dynacon).

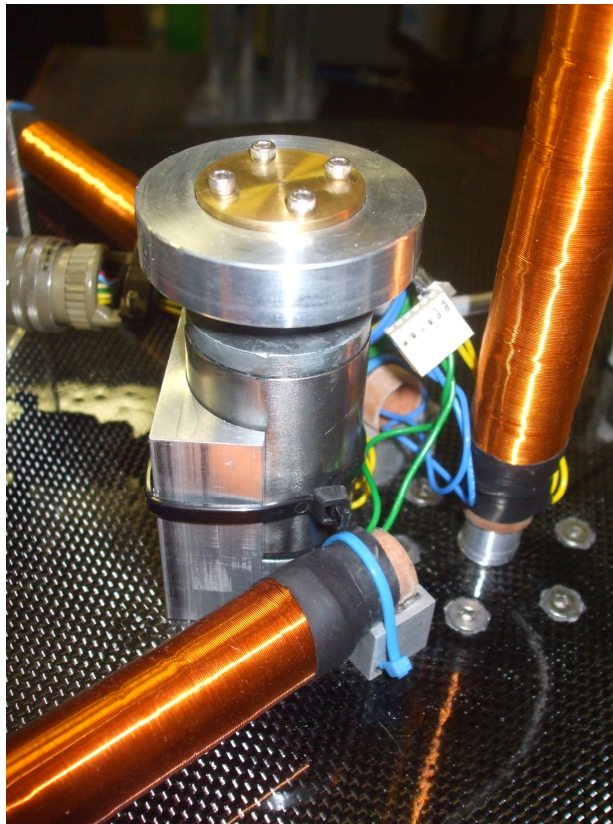


Figura 2.7. Rueda de reacción colocada lo más cerca del eje Z.

Algunos micro-satélites con requisitos de apuntamiento de moderados a estrictos y que han hecho uso de ruedas inerciales como actuadores primarios con éxito son: CHIPSat (Cosmic Hot Interstellar Plasma Spectrometer) diseñado y construido por Spacedev (<http://www.spacedev.com/>). Es un microsatélite de 40 kg y 60 watts estabilizado en tres ejes que utiliza 4 ruedas inerciales y tiene una precisión de $\pm 0.5^\circ$ y $\leq 3^\circ$ durante eclipse. MOST (Microvariability and Oscillations of Stars) diseñado y construido por Dynacon y la Universidad de Columbia Británica, Canadá (<http://www.astro.ubc.ca/MOST/overview.html>). Este microsatélite tiene una masa de 60 [kg] utiliza un sensor de estrellas y cuatro ruedas de reacción para mantener un apuntamiento de 10 ang sec, una precisión dos órdenes de magnitud mejor que otros microsatélites. FedSat (Australian Federation Satellite) fue puesto en órbita en el 2001 con el propósito de llevar a cabo experimentos en comunicaciones, ciencia espacial y percepción remota. Con una masa de 50 [kg], 60 watts, cuatro ruedas inerciales y cuatro giróscopos, proporciona un apuntamiento de $\pm 1^\circ$ en los tres ejes. (<http://www.itr.unisa.edu.au/rd/crcss/fedsatlaunch.htm>).

2.3. Rediseño de circuitos.

Uno de los cambios más importantes llevados a cabo en el nuevo simulador, se refiere a la utilización del mismo conjunto de tarjetas de potencia para ambos juegos de actuadores. Esto significó un ahorro muy importante de espacio, como se puede apreciar en la [figura 2.8](#). Las tarjetas apiladas en la parte izquierda corresponden a los puentes H, que se conectan al juego de bobinas o a al juego de ruedas inerciales. Esta estrategia permitió el ahorro de espacio, pero tiene el inconveniente de que no se pueden emplear los actuadores de manera combinada; o se usan las bobinas o se hacen pruebas con las ruedas inerciales. La distribución de la caja se muestra en dicha figura, ahí se localizan: la computadora de abordo, el sistema de comunicación inalámbrico y las tarjetas de potencia para las bobinas y las ruedas inerciales.

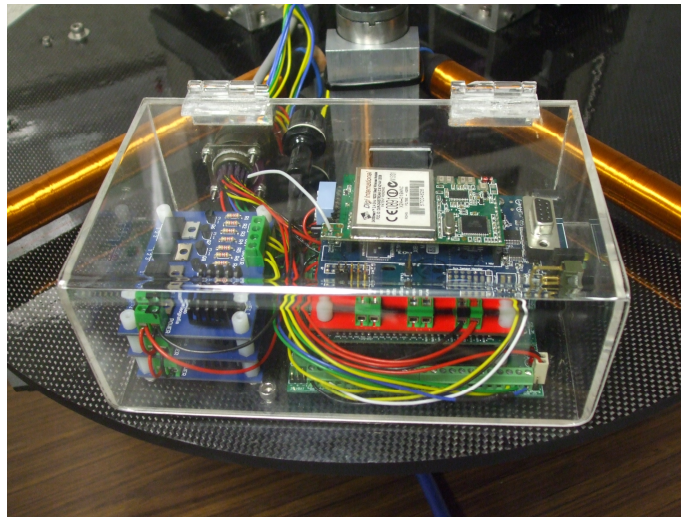


Figura 2.8. Tarjetas de electrónica.

2.4. Integración y pruebas de funcionamiento.

Cada uno de los subsistemas de la plataforma, antes de ser integrado a ésta, se sometió a pruebas individuales de funcionamiento; así, se verificó que no hubiera problemas con ninguno de ellos. Este proceso fue muy importante, debido a que todos los actuadores se rediseñaron, en especial las masas deslizantes. Se planeó la conexión de cada subsistema a los puertos de entrada y salida de la computadora de abordo y se tuvo que cambiar la programación para la nueva forma de funcionar del sistema, así que también la computadora de abordo ya cuenta con la programación necesaria para que los actuadores, sensores, dispositivos de comunicación e interfaces de potencia funcionen correctamente.

Más adelante ([capítulo 3](#)) se llevará a cabo el reporte de las pruebas de funcionamiento de cada módulo.

CONSTRUCCIÓN DE LA PLATAFORMA DE SIMULACIÓN.

En este capítulo se presentan las características y los métodos empleados para el diseño y la construcción de una plataforma de simulación, especialmente adaptada para llevar a cabo pruebas de funcionamientos de los subsistemas de control de orientación de nanosatélites. Para la construcción del nuevo simulador, se siguieron las especificaciones de diseño que vimos en el capítulo anterior. El simulador consiste de una plataforma sustentada sobre un cojinete neumático esférico. Ambos elementos básicos son descritos con detalle, a continuación.

3.1 Cojinetes neumáticos esféricos.

Los cojinetes neumáticos esféricos, consisten básicamente de una semiesfera, que sustenta a la plataforma de simulación, y una copa; que es donde se produce el colchón de aire que provee del medio sin fricción (Star K, 1962). Ambas piezas se muestran en la [figura 3.1](#), la semiesfera tiene 7 [cm] de diámetro.



Figura 3.1. Semiesfera y copa, las dos piezas principales de un cojinete neumático esférico.

3.1.1. Cojinete neumático esférico monoflujo.

La configuración básica de un cojinete neumático esférico mono-flujo, está sustentada en una sola perforación capilar que produce un colchón de aire donde se logra una capacidad de carga máxima, utilizando la periferia de la esfera para controlar el flujo de salida. En la [figura 3.2](#) se muestra un corte transversal de un cojinete monoflujo, así como su distribución de presión.

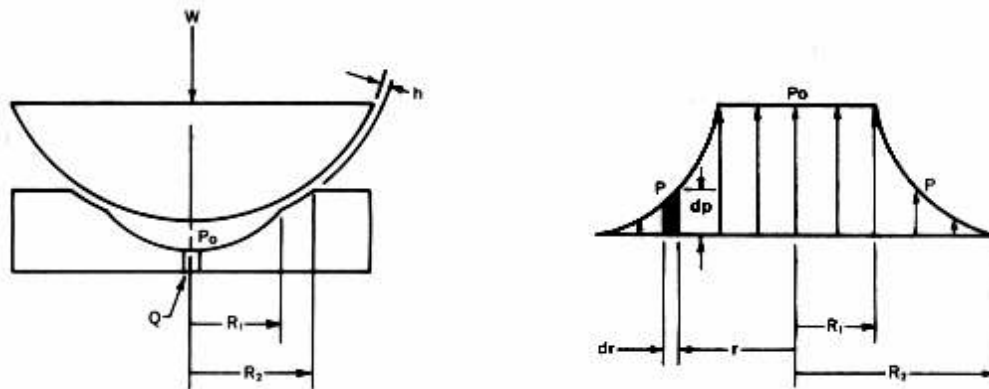


Figura 3.2. Corte transversal de un cojinete MONOFLUJO.

3.1.2. Cojinete neumático esférico multiflujo.

Este tipo de cojinete es el que se ha utilizado en nuestro simulador anterior y ahora en el nuevo. Los cojinetes neumáticos esféricos de flujo dual o multiflujo, son llamados de esa manera debido a que el aire fluye hacia el interior a través de varios orificios o tubos capilares, y sale por la periferia de la esfera y por la perforación ubicada en el centro de la copa. ([Figura 3.3](#))

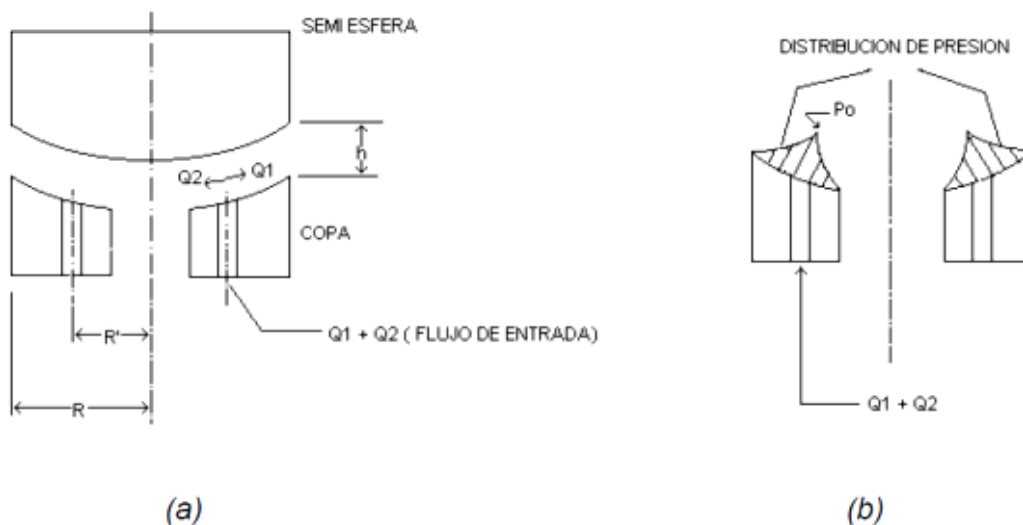


Figura 3.3. Esquema de un cojinete neumático multiflujo y perfil de distribución de presión.

Una de las principales ventajas de utilizar cojinetes esféricos de flujo dual, es el hecho de que el centro de gravedad del sistema, se encuentra a una distancia considerable por debajo del centro de curvatura del cojinete, lo que provee de mayor estabilidad al conjunto semiesfera-copa.

Los cálculos presentados a continuación están encaminados a ubicar a los tubos capilares de tal manera, que el flujo a través del centro de la copa, sea igual al flujo en la periferia de la esfera, para lograr un sistema más estable. La [figura 3.3 \(b\)](#) ilustra esta condición.

3.2. Diseño del nuevo cojinete neumático esférico multiflujo.

El primer paso para el diseño es establecer el radio o la distancia desde el centro de la copa, hasta el lugar en donde se ubicarán los orificios capilares. El flujo de aire a través de una ranura; en este caso entre la esfera y la copa, está dado por las [ecuaciones \(3.1 a 3.21\)](#), tomadas de ([Star K, 1962](#)).

$$Q = \frac{\Delta P b h^3}{12 \mu l} \quad (3.1)$$

donde tenemos:

ΔP = El gradiente de presión, causante del flujo. [kg_F/cm^2]

$b = 2\pi r$ = Ancho de la ranura circular (perímetro). [cm]

$h = h_o$ = Altura de la ranura. [cm]

$l = dr$ = La diferencial de longitud [cm]

μ = Viscosidad del aire [$\text{kg}_F\text{-s}/\text{cm}^2$]

Nótese que ΔP tiene el mismo valor en ambos sentidos, es decir, hacia la periferia de la esfera y hacia el centro de la copa y h es una constante geométrica. Los orificios capilares están igualmente espaciados entre ellos y colocados a una distancia R' del centro del cojinete; entonces los flujos son considerados radialmente simétricos. Y como lo que deseamos es que los flujos hacia la periferia y hacia el centro sean iguales, para que el dispositivo sea estable, entonces:

$$Q_1 = \frac{\Delta P b_1 h^3}{12 \mu l_1} = \frac{\Delta P b_2 h^3}{12 \mu l_2} \quad (3.2)$$

Haciendo las simplificaciones mencionadas, tenemos:

$$\frac{b_1}{l_1} = \frac{b_2}{l_2} \quad (3.3)$$

donde $b_1 = 2\pi r_1$ y $l_1 = dr_1$

obtenemos:

$$\frac{2\pi r_1}{dr_1} \equiv \frac{2\pi r_2}{dr_2}; \quad \frac{dr_1}{r_1} \equiv \frac{dr_2}{r_2} \quad (3.4)$$

Integrando la ecuación (3.4) en los intervalos desde los orificios capilares, hacia las dos salidas y tomando en cuenta que el radio del centro de la copa es de $\frac{1}{6}$ de pulgada. R es el radio de la copa (ver figura 3.3 a)

$$\int_{R'}^R \frac{dr_1}{r_1} = \int_{\frac{1}{6}}^{R'} \frac{dr_2}{r_2} \quad (3.5)$$

$$[\ln r_1]_{R'}^R = [\ln r_2]_{\frac{1}{6}}^{R'} \quad (3.6)$$

siendo

$$\frac{R}{R'} = 6R' \quad (3.7)$$

y

$$R' = \sqrt{\frac{R}{6}} \quad (3.8)$$

A esta distancia desde el centro de la copa deben perforarse los capilares, para que el flujo sea el mismo que sale por el centro de la copa y por la periferia de la misma, cuando existe un diámetro de $\frac{1}{6}$ de pulgada.

3.2.1. Distribuciones de presión.

Para el flujo que circula desde los capilares hacia el exterior del cojinete, la presión disminuye cuando se incrementa el radio; entonces, tomado de nuevo la ecuación (3.1), tenemos:

$$dp = \frac{-12Q\mu dr}{2\pi r h^3} \quad (3.9)$$

Integrando esta expresión obtenemos:

$$p_1 = -k \ln r + c_1 \quad (3.10)$$

Donde:

$$k = \frac{6Q\mu}{\pi h^3} \quad (3.11)$$

Determinamos c_1 a partir de los valores de los límites: Cuando $r = R$, entonces $p_1 = 0$ y

$$c_1 = \frac{6Q\mu}{\pi h^3} \ln R = k \ln R \quad (3.12)$$

Entonces, la ecuación (3.10) se puede escribir:

$$p_1 = k \ln \frac{R}{r} \quad (3.13)$$

Cuando el flujo va desde los capilares, hacia el orificio central de salida, podemos hacer un análisis similar y demostrar que:

$$p_2 = k \ln r + c_2 \quad (3.14)$$

Para determinar c_2 nuevamente aplicamos los límites de integración, en este caso:

$$r = \frac{1}{6}, \quad p_2 = 0$$

Por lo que

$$c_2 = -k \ln \frac{1}{6} \quad (3.15)$$

Y entonces:

$$p_2 = k \ln 6r \quad (3.16)$$

3.2.2. Carga máxima que puede sustentar el cojinete.

Para llevar a cabo el cálculo de la carga máxima que es posible sustentar con este dispositivo, hagamos en primera instancia una proyección plana de la superficie esférica de la copa, es decir:

$$A = 2\pi r dr \quad (3.20)$$

Y para calcular la carga utilizamos la expresión

$$dW = p dA \quad (3.21)$$

entonces:

$$W = \int_{R'}^R p_1 2\pi r dr + \int_{\frac{1}{6}}^{R'} p_2 2\pi r dr \quad (3.22)$$

Donde las presiones p_1 y p_2 están dadas por las ecuación (3.13) y (3.16), respectivamente.

Sustituyendo tenemos:

$$W = 2\pi \int_{R'}^R \frac{6Q\mu}{\pi h^3} \ln \frac{R}{r} r dr + 2\pi \int_{\frac{1}{6}}^{R'} \frac{6Q\mu}{\pi h^3} (\ln 6r) r dr \quad (3.23)$$

Ahora, se buscará una expresión para encontrar Q en función P_0 , siendo P_0 la presión de entrada al cojinete. De la ecuación (3.23) y considerando que $p_1 = P_0$ cuando $r = R$ tenemos:

$$Q = \frac{P_0 \pi h^3}{6\mu \ln \frac{R}{R'}} \quad (3.24)$$

Sustituyendo la ecuación (3.24) en la ecuación (3.23), tenemos:

$$W = \frac{2\pi P_0}{\ln \frac{R}{R'}} \left(\int_{R'}^R r \ln \frac{R}{r} dr + \int_{\frac{1}{6}}^{R'} r \ln 6r dr \right) \quad (3.25)$$

$$W = \frac{2\pi p_0}{\ln \frac{R}{R'}} \left(\int_{R'}^R r \ln R dr - \int_{R'}^R r \ln r dr + \int_{\frac{1}{6}}^{R'} r \ln 6 dr + \int_{\frac{1}{6}}^{R'} r \ln r dr \right) \quad (3.26)$$

Integrando, evaluando en los límites y sustituyendo valores, obtenemos la expresión:

$$W = 3.58 P_0 \quad (3.27)$$

De esta manera hemos obtenido una expresión que relaciona la carga máxima con la presión de entrada (Star K, 1962).

3.2.3. Coeficiente de fricción.

El coeficiente de fricción para el cojinete, se calculó dividiendo la fuerza F necesaria para hacerlo girar hasta obtener una velocidad dada, para una carga normal en el mismo (Prado J, 2007). La fuerza puede ser calculada mediante la siguiente ecuación:

$$F = \mu A \frac{\bar{v}}{h} \quad (3.28)$$

En donde:

A = área de contacto de la proyección de la esfera en la copa.

\bar{v} = velocidad lineal promedio de varios puntos al hacer girar la esfera.

μ = coeficiente de viscosidad, $\mu = 2.6 \times 10^{-9}$ [reyn] @ 70 [°F].

h = Espesor de la película de aire, $h = 0.001$ [in].

Sustituyendo los valores tenemos que: $F = [lb]$.

Entonces, con el valor de fuerza normal $n = w =$, tenemos:

$$f = \frac{F}{n} = 0.01 \quad (3.29)$$

Esto demuestra que si el arrastre externo de la plataforma con el aire circundante es omitido, el cojinete se acerca razonablemente a un medio sin fricción.

Una vez efectuados los nuevos cálculos, fue necesario hacer los dibujos para su fabricación. En las figuras 3.4 a) y b) se muestran ambas piezas del balero de aire, generados en Solid Edge™.

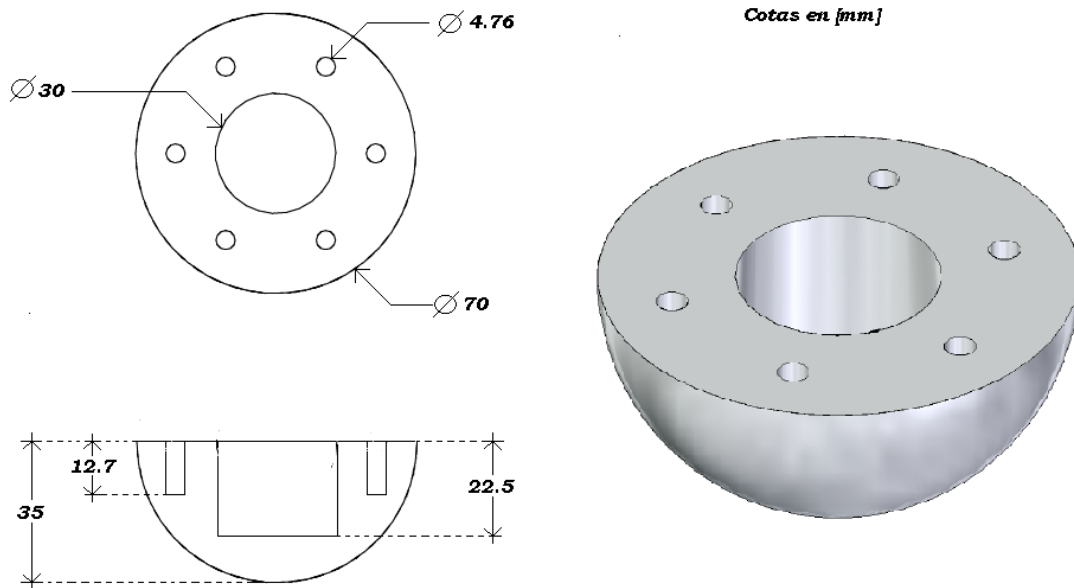


Figura 3.4.a) Semiesfera del balero de aire esférico, fabricado con aluminio 6061_T6.

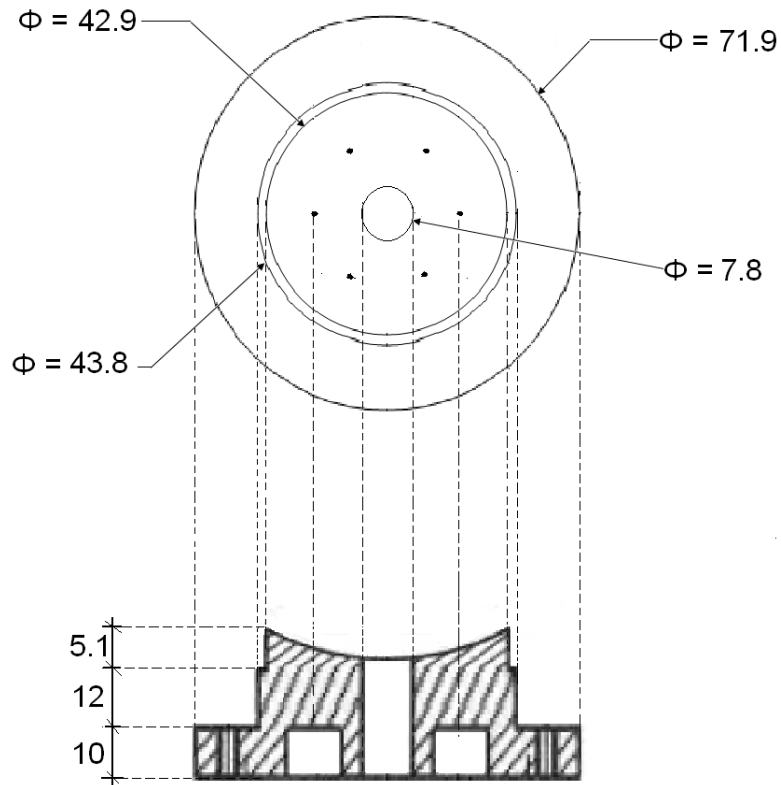


Figura 3.4.b) Copa. Elemento fundamental del cojinete neumático esférico. Los capilares se encuentran a un radio de 12.5 [mm], medido desde el eje.

Otra pieza importante en el funcionamiento del cojinete, es la brida para el suministro de aire hacia la copa. Dicha pieza sirve de base de nuestro balero, es la encargada de que el aire que se suministre no se fugue, por ese motivo cuenta con dos aro-sellos y debe cuidarse su ensamble al momento de montarla. Esta base, es una pieza por donde entra el aire que a su vez es suministrado por un compresor y de ahí saldrá a la copa para formar el colchón de aire que simulará nuestra fricción nula. En la [figura 3.5](#) se muestran los componentes que conforman nuestra base, y en la [figura 3.6](#) la base ya ensamblada.

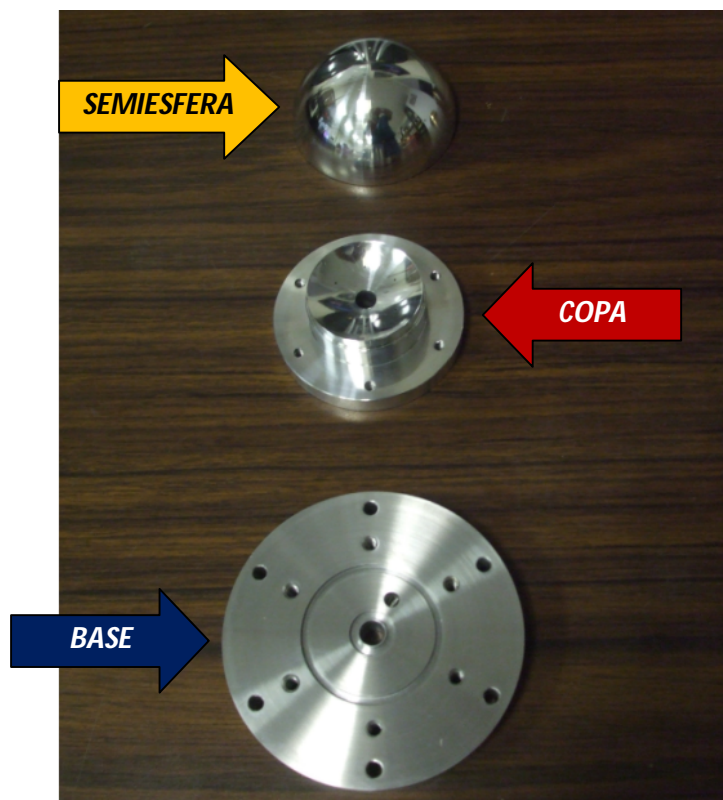


Figura 3.5. Componentes del balero de aire y la brida para suministro de aire a presión.

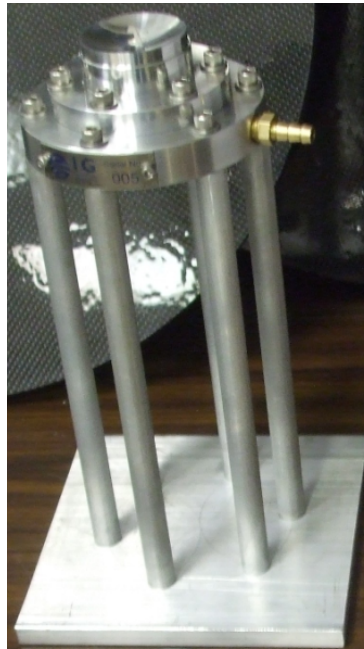


Figura 3.6. Todas las piezas que conforman el cojinete neumático esférico y la base de la plataforma.

Con todos los componentes ya mencionados, ahora los integramos y podemos ver el esquema completo de la plataforma, donde se ejemplifica gráficamente la manera en que fluye el aire:

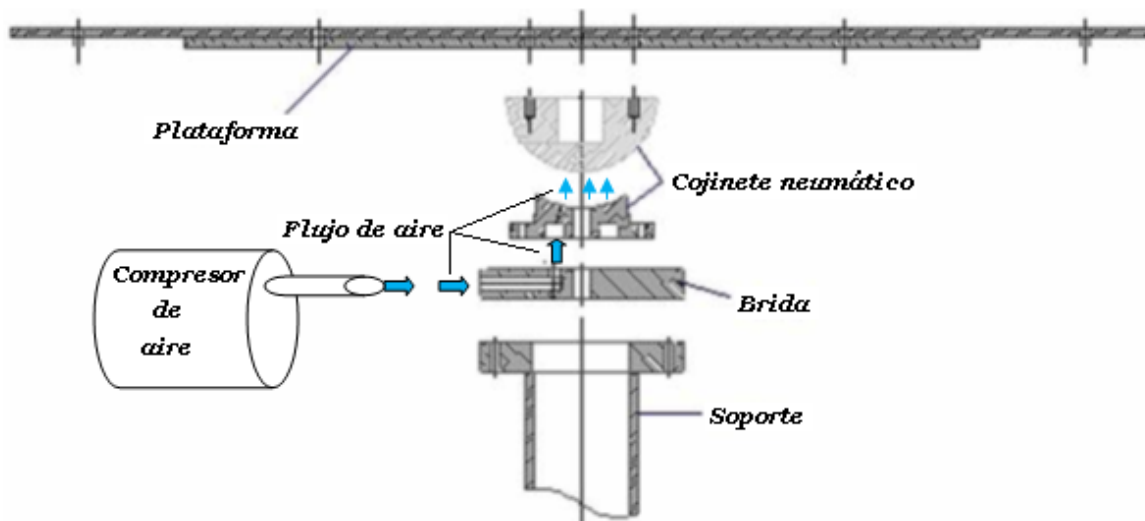


Figura 3.7. Esquema donde se muestra el flujo del aire.

La plataforma “flota” gracias al aire suministrado; la lectura de presión en la válvula de salida es de 40 [psi] y con eso es suficiente para simular un medio sin fricción.

3.3. Plataforma de fibras de carbono-epoxy.

En el capítulo anterior, se menciona sobre el diseño de la plataforma, que la característica principal concierne a su masa, por lo que se requieren utilizar materiales ligeros pero que no se deformen o alteren bajo condiciones de cambios de temperatura y humedad. Por esta característica, se hizo la elección de fabricarla con un panel, que consiste de un emparedado de fibra de carbono-epoxy con centro de espuma de PVC. Esto es a partir de una placa de espuma, con dimensiones de aproximadamente 60x60 [cm²]. Ésta fue sellada para evitar que se saturara de epoxy y que aumentara su masa demasiado. La espuma sellada se deja secar por un tiempo de 48 horas y una vez hecho esto, se empieza a trabajar en el refuerzo central del panel. Se procedió a reemplazar la parte central de la placa de espuma, aproximadamente 12 [cm] de diámetro, con resina epóxica reforzada con fibras cortas de carbono; que es donde se sujeta la plataforma al cojinete neumático y se necesita que haya una mejor unión e inclusive evitar un posible colapso de las capas de fibra contra la espuma. Esto se ilustra en la [figura 3.8](#).

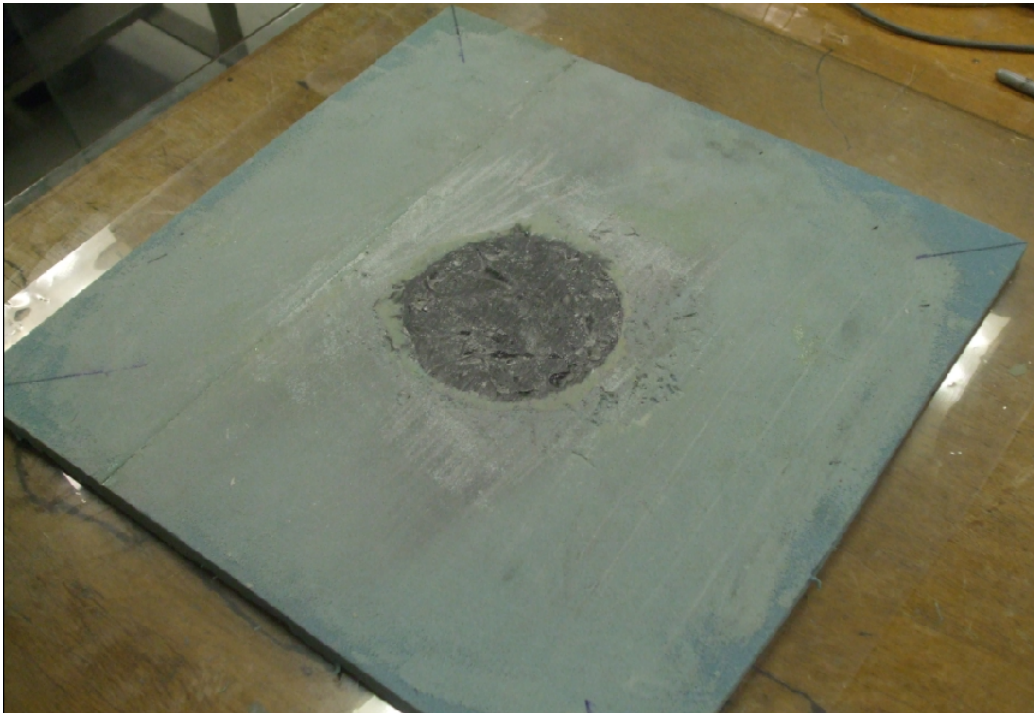


Figura 3.8. Lámina de espuma sellada y con el centro reforzado.

Una vez que se contó con la placa de espuma sellada y con el centro reforzado, se procedió a acomodar 2 capas de laminado de fibra de carbono en cada lado de la plataforma. Antes de esto, la espuma se cortó en un círculo de 63 [cm] de diámetro. Enseguida se colocaron los 2 primeros fragmentos de la fibra de carbono, también de forma circular y con un diámetro aproximado de 63 [cm]. Es

conveniente emplear una cinta adhesiva para evitar que se deshile la fibra, el masking tape es una buena opción, como se muestra en la parte izquierda de la [figura 3.9](#).

El emparedado comienza a fabricarse al aplicar pegamento epóxico sobre una de las caras de la espuma, distribuyéndolo uniformemente en toda la superficie y se coloca la primera capa de fibra de carbono. Enseguida se vuelve a aplicar resina epóxica y se coloca la segunda capa de fibra de carbono. Encima de estas dos capas, se coloca una hoja de material desmoldante de suficiente tamaño para cubrir sobradamente la plataforma y se procede a quitar todas las burbujas de aire que quedan en el compuesto, como se aprecia en la parte derecha de la [figura 3.9](#).



Figura 3.9. Dos etapas de construcción de la plataforma. Aplicación de las 2 capas de fibra de carbono y eliminación de burbujas.

El material desmoldante sirve para evitar que los vidrios que se colocarán a cada lado del panel, se peguen al mismo. Además nos permite trabajar las dos caras del panel, una enseguida de la otra ya que una vez colocado un vidrio encima de la primera cara de la plataforma, se puede voltear y fabricar la otra tapa del emparedado y así esperar a que endurezcan las dos caras al mismo tiempo, para proceder con el maquinado y terminación de la plataforma.

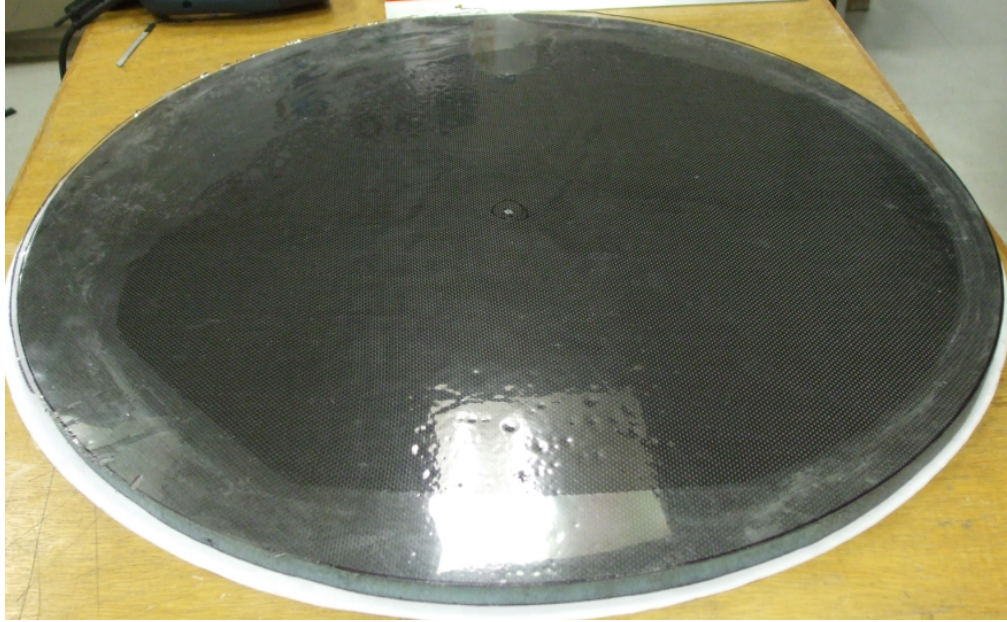


Figura 3.10. Panel de fibra de carbono y epoxy, después de la primera etapa de maquinado y sellado del borde.

Posteriormente, se dejó que terminara el primer periodo de cura del compuesto manteniéndolo entre dos placas de vidrio plano por 24 horas y después se retiraron y se continuó el proceso de secado por tres días. Una vez terminada esta etapa, se procedió a su maquinado para la confección de la plataforma circular. El procedimiento consistió en: hacer un corte circular de aproximación a la medida final, maquinado y conformado, sellado de la periferia, nuevo maquinado para eliminar sobrante del sellado y realización de las 6 perforaciones para fijar la semiesfera del cojinete neumático esférico.

Durante todo este proceso se mantuvo el material desmoldante en ambas caras de la plataforma para evitar dañar el acabado brillante del epoxy. Finalmente se obtuvo la pieza terminada con un diámetro de 58 [cm].

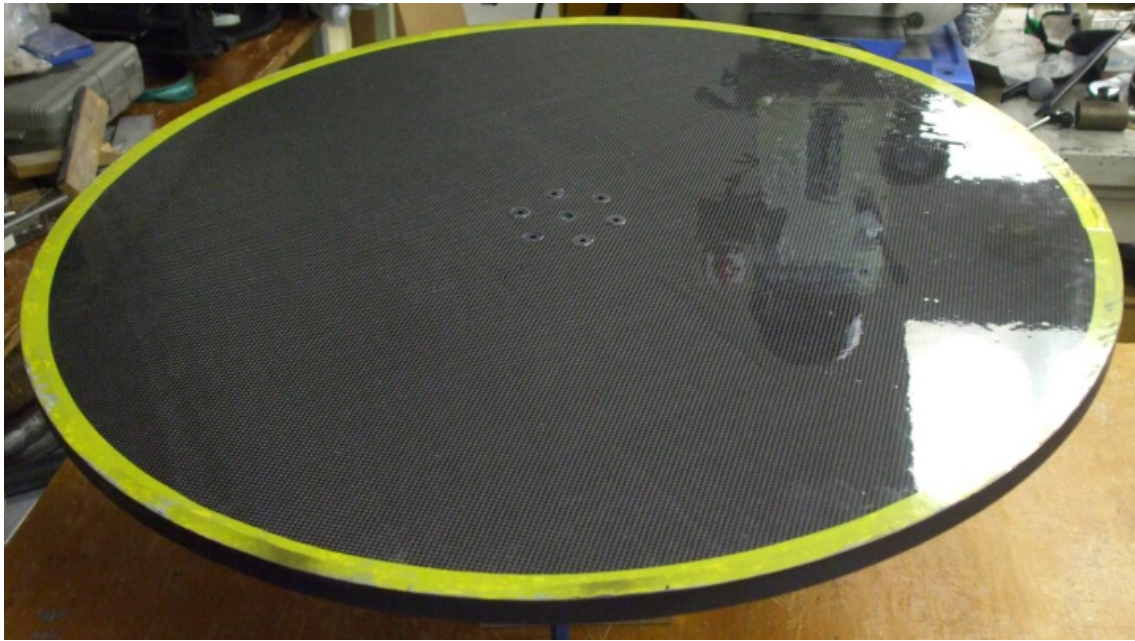


Figura 3.11. Plataforma terminada. Se aprecian los tornillos que la unen al cojinete neumático esférico.

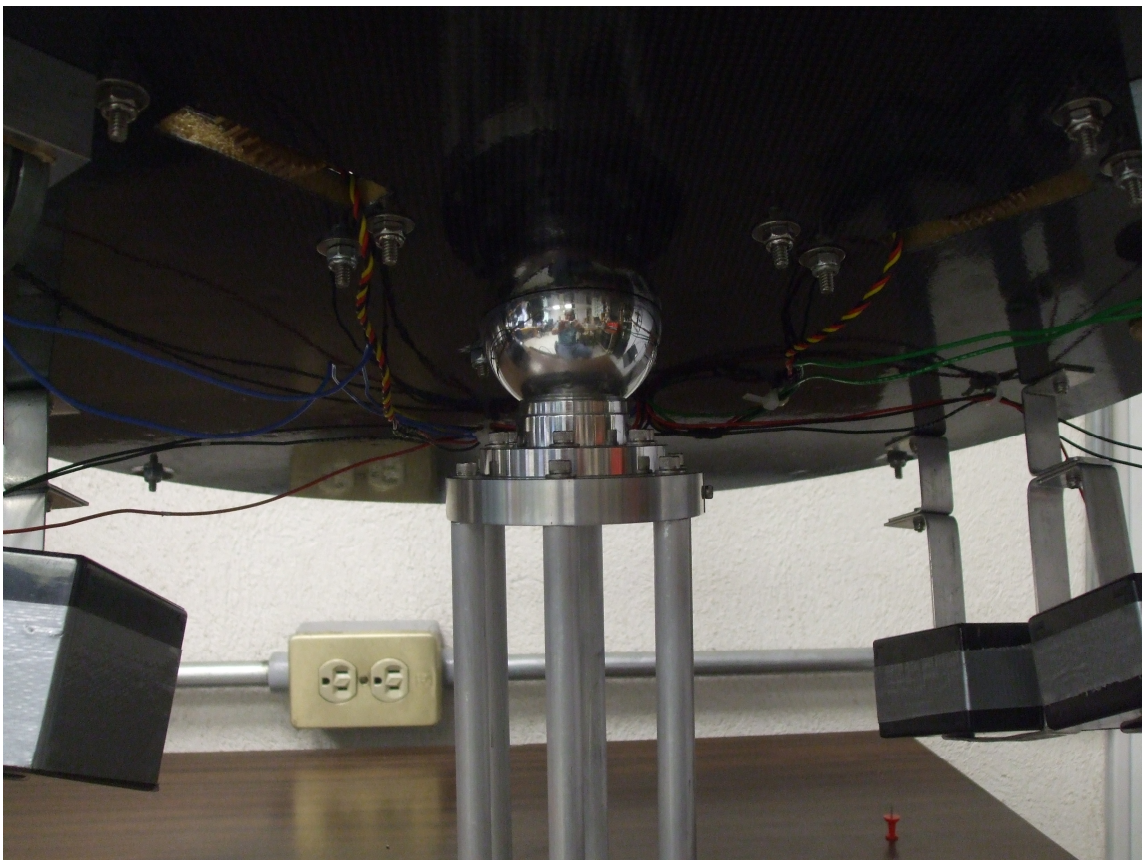


Figura 3.12. Plataforma SIMUSAT_3.0 vista desde abajo. El cojinete neumático se encuentra sobre una base que permite el movimiento en tres ejes de la plataforma.

Capítulo

4

REDISEÑO DE ACTUADORES Y PRUEBAS DE MÓDULOS

En este capítulo se describe el diseño de los actuadores de nuestra nueva plataforma, así como los criterios utilizados para la realización de los mismos y además, la parte correspondiente al cálculo de parámetros.

Debido a la similitud que existe con SIMUSAT_2.1, consideramos este proceso como un rediseño. Lo que se tiene que tomar en cuenta es la diferencia de masa, con respecto a la versión 2.1, ya que ahora trabajaremos con un simulador para nanosatélites, lo cual nos lleva a utilizar distintos tamaños y volúmenes de cada uno de nuestros componentes. La nueva plataforma de simulación deberá soportar cerca de 10 [kg_F], aunque como se vio en el capítulo anterior, el cojinete neumático esférico puede sustentar teóricamente una masa de hasta 25 [kg_F].

4.1. Bobinas magnéticas.

El principio de funcionamiento de las bobinas magnéticas que tienen forma tubular ([figura 4.1](#)) es que al circular una corriente a través de su enbobinado, se generan momentos dipolares que interactúan con el campo magnético de la Tierra. Este efecto produce una fuerza de rotación en la nave, que es proporcional a las magnitudes del dipolo generado y de las tres componentes vectoriales del campo geomagnético ([Méndez F, Huante D, 2009](#)).

4.1.1. Geometría de las bobinas utilizadas.

Hay dos tipos de bobinas que generalmente son apropiadas para estas aplicaciones, una de ellas es de forma tubular o de cilindro alargado y la otra es siguiendo el contorno perimetral del satélite.

Las primeras ofrecen ventajas en cuanto a sus dimensiones reducidas; ya que con un material adecuado en el núcleo, es posible obtener momentos dipolares relativamente grandes. Son fáciles de colocar aunque presentan histéresis y no linealidades. Las bobinas que siguen el contorno del satélite son otra opción

viable, ya que aun con las reducidas dimensiones de éste, se puede contar con mayor área en el núcleo y por tanto, con un mayor dipolo, en este trabajo por fines prácticos se decidió usar las de forma tubular (Méndez F, Huante D, 2009).



Figura 4.1. Imagen de la bobina de forma tubular, con núcleo de ferrita.

4.1.2. Cálculos necesarios para el rediseño de bobinas.

El dipolo magnético que proporcionan las bobinas está dado por la siguiente expresión:

$$d = \mu * (NI)A * n \quad (4.1)$$

Donde:

μ , es la permeabilidad del núcleo.

N, número de vueltas.

I, la corriente a través de la bobina.

A, Área transversal de la bobina.

n, es el vector unitario, normal al plano del enrollamiento.

Lo que obtenemos con esta bobina, es un dipolo que tenderá a alinearse con el campo magnético terrestre produciendo un par externo al satélite. En la [figura 4.2](#) se pueden ver el tipo de líneas de campo que se generan.

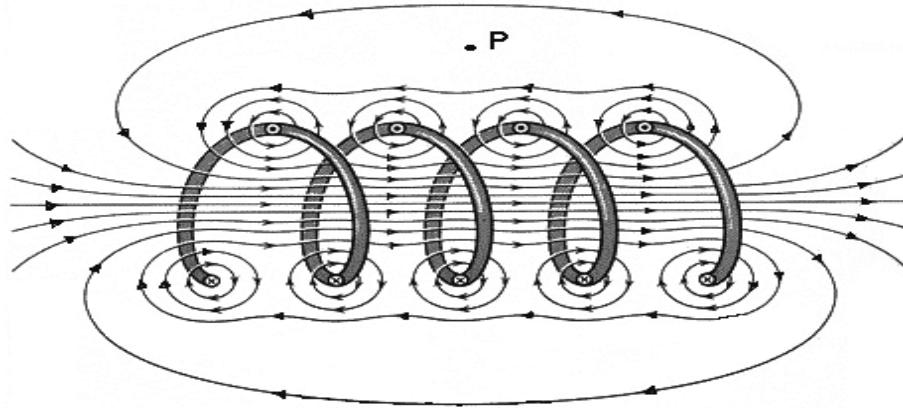


Figura 4.2 Líneas de campo magnético generadas por una bobina en forma tubular

Considerando el valor de la tensión que se suministrará a nuestra bobina y la impedancia que se tiene al dar 4000 vueltas a nuestro núcleo, podemos dar algunos valores que se tienen por datos y enseguida, realizar los cálculos pertinentes para obtener los demás parámetros:

Tabla 4.1. Algunas características de las bobinas magnéticas

Permeabilidad magnética del núcleo μ	1000 μ_0
Diámetro del núcleo ($\Phi_{\text{NÚCLEO}}$) [m]	0.014
Calibre de alambre magneto utilizado	28 AWG
Tensión aplicada a la bobina V_B [V]	18
Número de vueltas en el embobinado N	4000

Y ahora, ya podemos calcular el área transversal "A":

$$A = \pi r^2 = \pi \frac{D^2}{4} \quad (4.2)$$

$$A = \pi \left(\frac{(0.014)^2}{4} \right) [m^2] = 1.539384 \times 10^{-4} [m^2] \quad (4.3)$$

Por otra parte, necesitamos calcular la corriente que pasa por la bobina; y teniendo en consideración la medición de la impedancia y la tensión que llega a la misma, entonces se tiene:

$$V_B = R_B I_B$$

$$I_B = \frac{V_B}{R_B} = \left(\frac{18}{53.7} \right) \left[\frac{V}{\Omega} \right] = 0.3351955 [A] = 335.19 [mA] \quad (4.4)$$

Y ya teniendo la corriente, el número de vueltas y el área transversal, tenemos el dipolo generado a partir de dichos datos, sustituyendo las ecuaciones (4.3) y (4.4) en la ecuación (4.1), tenemos:

$$d = (1000)(4000)(335.18 \times 10^{-3})[A](1.539384 \times 10^{-4})[m^2] \quad (4.5)$$

$$d = 206.3978547[A * m^2]$$

Y con esto ya tenemos los datos completos de nuestras bobinas, mismos que se muestran a continuación:

Tabla 4.2. Parámetros de las bobinas.

Φ bobina [cm]	Cable AWG #	vueltas	R [Ω]	V [V]	I [A]	Potencia [W]	Masa del núcleo [g]	Masa de la bobina [g]	Masa total [g]	Dipolo [A m ²]
1.4	28	4000	53.7	18	0.335	6.033	61	228	289	206.3

Las medidas finales de nuestras bobinas para el simulador SIMUSAT 3.0 quedan mostradas en la figura 4.3, el diámetro del núcleo de ferrita es de 1.4 [cm] que es menor al diámetro del tubo que sirve de sustento al enrollamiento de cobre. El alambre de cobre fue arrollado sobre un tubo de material fenólico de 1.9 [cm] de diámetro exterior y 1.7 [cm] de diámetro interior. Los embobinados se mandaron fabricar en un torno especial para enrollar carretes de alambre, para que tuvieran un acabado profesional.

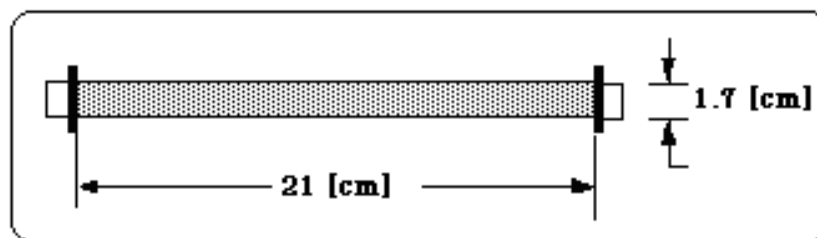


Figura 4.3. Dibujo de una bobina con sus actuales dimensiones.

4.2. Diseño de las tarjetas impresas para los puentes “H”.

Para acoplar las salidas lógicas de la computadora de abordaje con los motores de las ruedas inerciales (y también con las bobinas magnéticas), usamos como interfaz un circuito de potencia conocido como puente “H” (ver [figura 4.4](#)). Recibe este nombre ya que el circuito eléctrico tiene el perfil de la letra H y su función es tener dos formas de polarización acopladas a las salidas de potencia a partir de pulsos lógicos, de esta manera puede cambiar el sentido de la corriente y conmutarlo; además de proteger al microcontrolador evitando corrientes inversas hacia él. Este tipo de circuitos son necesarios ya que el microcontrolador aunque maneja salidas para soportar una corriente de hasta 200 miliamperes; no tiene protección contra flujos mayores de corriente y podría dañarse.

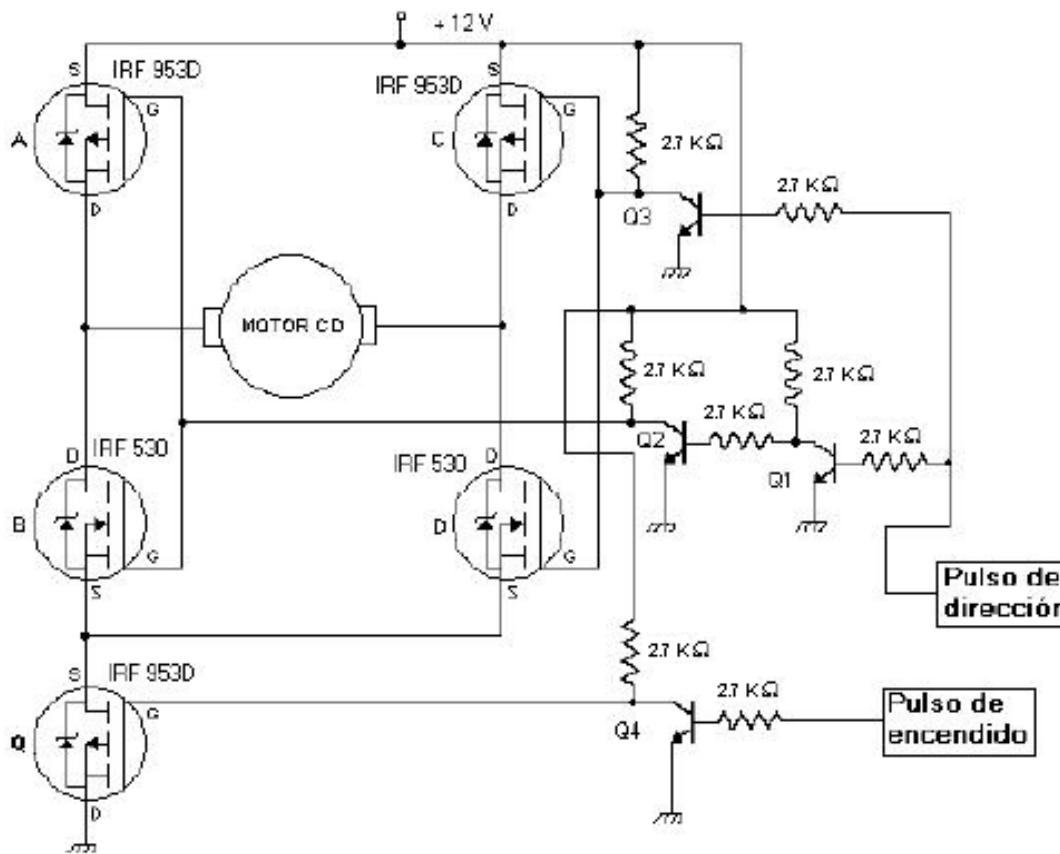


Figura 4.4. Diagrama electrónico del puente “H” implementado con MOSFETS

Un puente H es básicamente un arreglo de cuatro interruptores distribuidos como se muestra en la [figura 4.4](#). Estos interruptores (A, B, C y D) pueden ser transistores bipolares, mosfets, jfets, relevadores o cualquier combinación de elementos. El puente H sirve para que un motor de corriente directa funcione en

ambos sentidos, sin tener que manejar voltajes negativos. Este es el caso de las ruedas de reacción que necesitan girar de esta manera. Si se cierran solamente los contactos A y D, la corriente circulará en un sentido a través del motor, y si se cierran solamente los contactos B y C, la corriente circulará en sentido contrario. Resulta evidente que los contactos A y B o C y D no deben cerrarse al mismo tiempo para evitar un corto circuito.

Los transistores Q1, Q2, Q3 y Q4 son transistores NPN pequeños (2N3904) que se usan como convertidores de nivel. Estos transistores están conectados como inversores y en este caso convierten los niveles lógicos TTL a +12 y 0.0 V para controlar los FET's (Méndez F, Huante D, 2009).

En el SIMUSAT 2.1 se utilizan puentes H calculados para satisfacer la demanda de potencia de aquel sistema, pero como ahora se está haciendo un escalamiento, entonces es necesario recalcular los valores de los componentes electrónicos para manejar adecuadamente las nuevas bobinas y las nuevas ruedas inerciales. Al ser éstos de menor tamaño, necesitan menor energía para su operación. El resultado de este proceso fue que solamente se cambiaron los valores de los resistores, ya que los componentes de potencia utilizados fueron los mismos que en la versión anterior (IRF 953D e IRF530).

4.2.1. Cálculos necesarios para el nuevo puente H

Se utilizó el diagrama mostrado en la [figura 4.5](#) para determinar los valores de corriente y de los resistores en el nuevo puente "H".

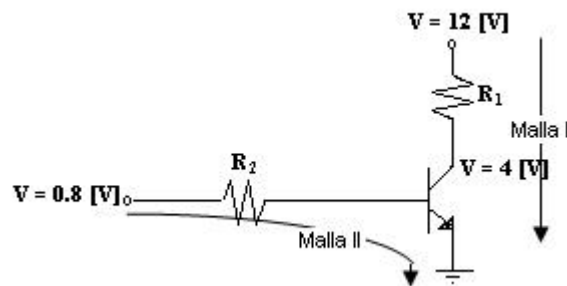


Figura 4.5. Mallas de corriente a través de los transistores convertidores de nivel (2N3904)

Los datos que tenemos son los valores que le llegan a cada punto marcado, además de la β de nuestro transistor ([Datasheet 2N3904](#)).

Tabla 4.3. Datos transistor 2N3904

Tensión base-emisor V_{BE}	0.7
β	1000

Ahora, formando un análisis de mallas:

$$\begin{aligned} V_{R1} + V_{CE} &= 12 \text{ [V]} && \text{(Malla I)} \\ V_{R2} + V_{BE} &= 0.8 \text{ [V]} && \text{(Malla II)} \end{aligned}$$

Despejando V_{R2} de [Malla II](#):

$$V_{R2} = 0.8 - V_{BE} \quad (4.6)$$

Sustituyendo $V_{BE} = 0.7 \text{ [V]}$ en la [ecuación \(4.6\)](#) tenemos:

$$\begin{aligned} V_{R2} &= 0.8 - 0.7 \\ V_{R2} &= 0.1 \text{ [V]} \end{aligned}$$

Si $V = RI$, entonces:

$$V_{R2} = R_2 I_B = 0.1 \text{ [V]} \quad (4.7)$$

$$I_B = \frac{0.1}{R_2} \quad (4.8)$$

Fijamos $R_2 = 3.3 \text{ [k}\Omega\text{]}$ (convenido por ser valor comercial).
De la [ecuación \(4.8\)](#)

$$I_B = \frac{0.1 \text{ [V]}}{3.3 \text{ [k}\Omega\text{]}} = 30.3 \text{ [}\mu\text{A]} \quad (4.9)$$

Si sabemos que $I_C = \beta I_B$

$$\begin{aligned} I_C &= (1000)(30.3) \text{ [}\mu\text{A]} \\ I_C &= 3 \text{ [mA]} \end{aligned} \quad (4.10)$$

Ahora, en la [Malla I](#):

$$V_{R1} + V_{CE} = 12 \text{ [V]} \quad (4.11)$$

$$V_{R1} = 12 - V_{CE} \quad (4.12)$$

$$V_{R1} = 12 - 4 = 8 \text{ [V]} \quad (4.13)$$

$$I_C R_1 = 8 \text{ [V]} \quad (4.14)$$

$$R_1 = \frac{8 \text{ [V]}}{I_C} = \frac{8 \text{ [V]}}{3 \text{ [mA]}} = 2.66667 \text{ [k}\Omega\text{]} \quad (4.15)$$

$$R_1 = 2.7 \text{ [k}\Omega\text{]}$$

De esta manera se obtuvieron los valores de los resistores y para mantener niveles de corriente adecuados, los transistores de potencia quedaron igual, los (IRF 953D e IRF530) que pueden manejar hasta 12 amperes ([Datasheet IRF9530](#)), ([Datasheet IRF530](#)). El diagrama final se muestra en la [Figura 4.6](#).

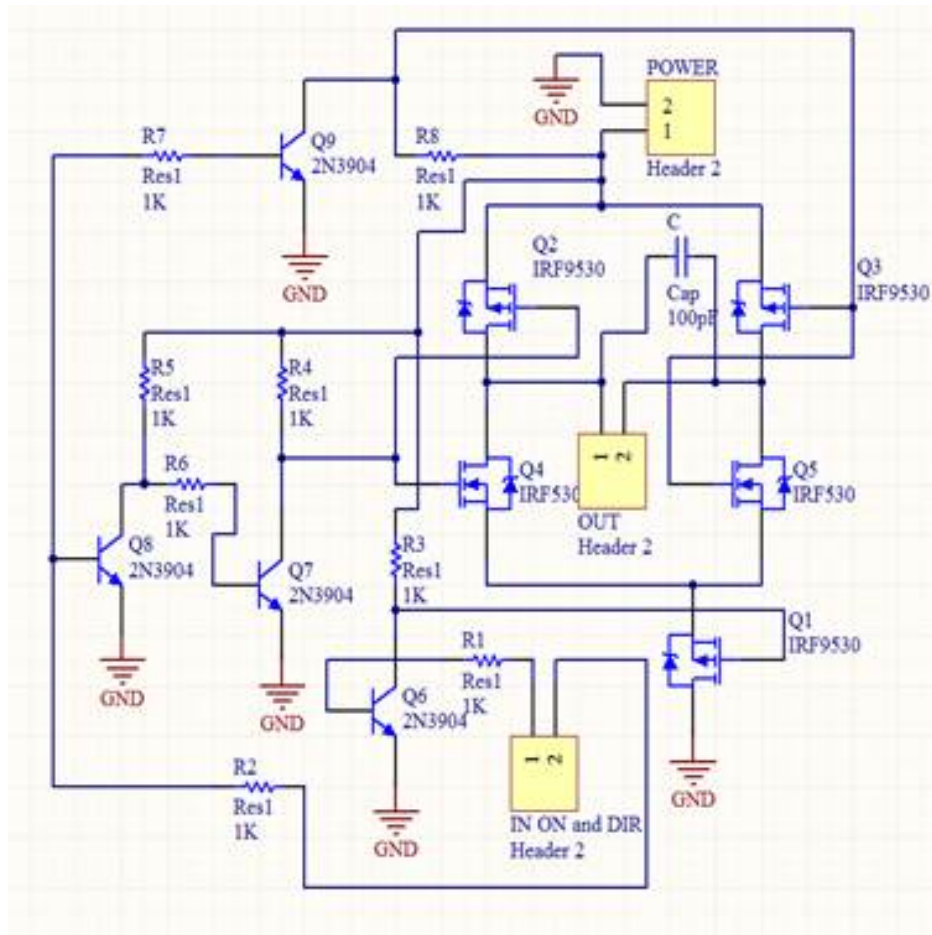


Figura 4.6. Diagrama esquemático realizado para generar la tarjeta en el programa Altium Designer.

4.2.2. Diseño de tarjetas impresas.

Una vez obtenido el diagrama electrónico, se procedió a generar un circuito impreso. Para este proceso se hizo uso del programa de diseño Altium Designer Winter 09 con el que se generaron las diferentes capas de la nueva tarjeta de puentes H. En la [figura 4.7](#) se muestra la cara del lado de los componentes y en la [figura 4.8](#) se muestra la tarjeta terminada y lista para integrarse al sistema.

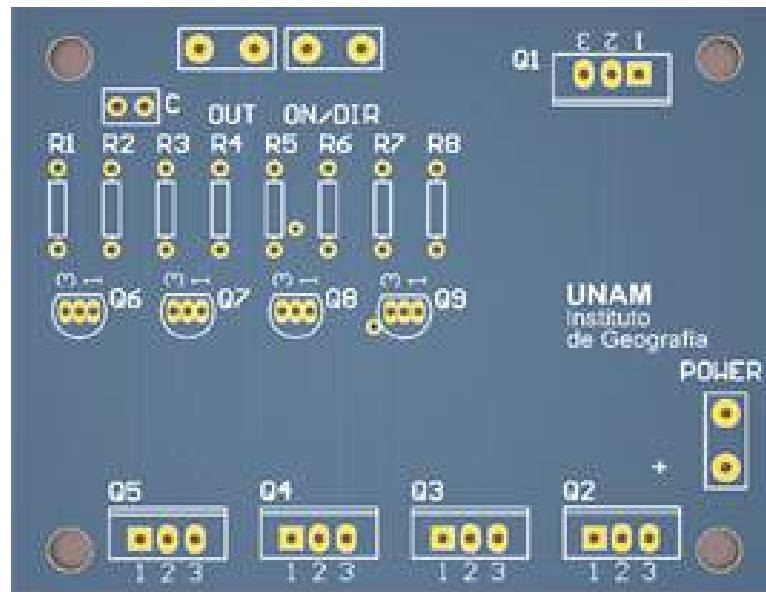


Figura 4.7. Tarjeta generada con el programa de diseño Altium Designer Winter 09.

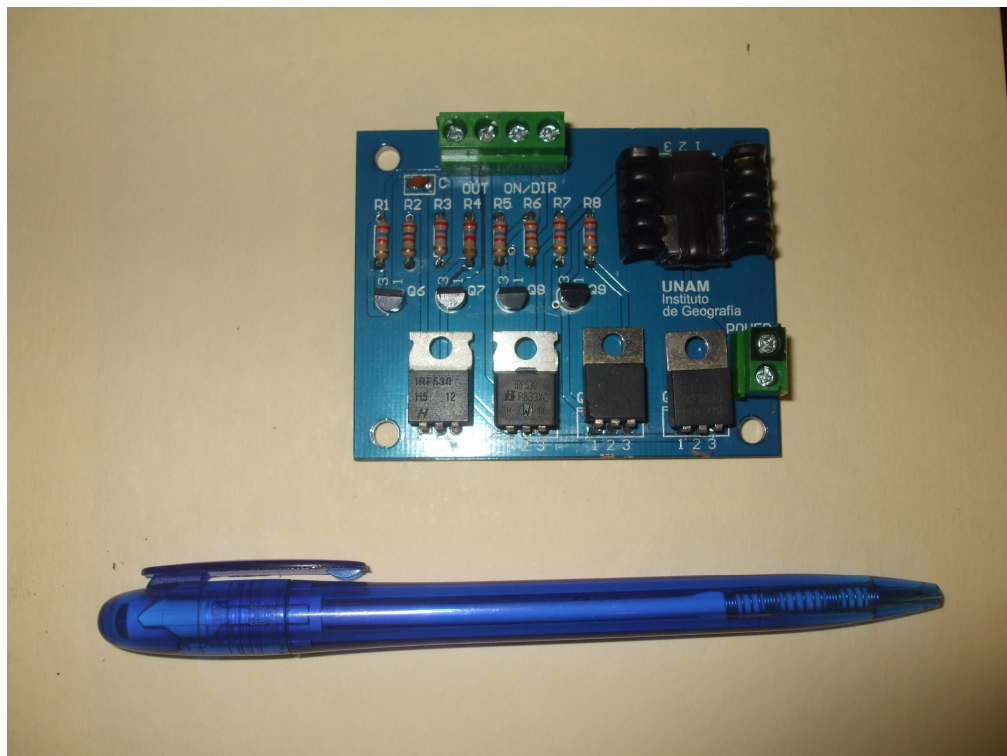


Figura 4.8. Tarjeta impresa del puente "H" con todos sus componentes.

4.3. Ruedas inerciales.

La utilización de ruedas inerciales como actuadores en un satélite pequeño, posibilita un apuntamiento muy fino y permite disponer de pares correctivos importantes. También son útiles cuando es necesario llevar a cabo maniobras de re-orientación sobre algún lugar específico. Son dispositivos indispensables cuando es necesario contar con una capacidad de apuntamiento del orden de una décima de grado o menos, como es el caso de los satélites de percepción remota (Prado J. y Miranda V.M. 1998). Durante la operación normal de las ruedas inerciales, éstas van incrementando la cantidad de momentum angular, por lo que es necesario un sistema que disipe esta energía acumulada. Un conjunto de bobinas magnéticas puede efectuar el trabajo de desaturación, además de que en sí mismo, constituye un sistema de control de orientación de respaldo (Prado J. et. al. 1998). Un motor eléctrico sujeto firmemente a la estructura de la nave, hace rotar a una rueda que gira libremente, cuando un par perturbador actúa en la nave a lo largo de uno de sus ejes, la rueda reacciona, absorbiendo el par y manteniendo la orientación.

Existen dos modos básicos de funcionamiento de las ruedas inerciales: en modo de reacción y con momentum diferente de cero. En el primer caso tenemos una rueda con velocidad inicial cero y que reacciona girando en un sentido o en otro para compensar una desviación en su eje. En el segundo caso, tenemos una rueda girando a una determinada velocidad; misma que se incrementa o disminuye respondiendo a una perturbación externa.

Se cuenta con tres ruedas inerciales, una para cada eje. El movimiento de rotación de la plataforma es contrario a la dirección de rotación de cada rueda. Éstas están constituidas por discos delgados con diámetro de 8.85 [cm], espesor de 3.1 [mm], y con un anillo exterior con 9.4 [mm] de ancho, estas dimensiones se manejan para los ejes X, Y; mientras que para el eje Z, la rueda tiene un diámetro de 5.63 [cm] con un espesor de 3.1 [mm] y también cuenta con un anillo exterior que tiene 8.1 [mm] de ancho. El disco en el eje Z es de menores dimensiones, debido a que no está expuesto a pares restauradores y la fuerza necesaria para re-orientar la plataforma es menor que en los otros ejes. En la figura 4.9 se aprecia la colocación y la diferencia de tamaño de las ruedas inerciales de los ejes X,Y con respecto al eje Z.

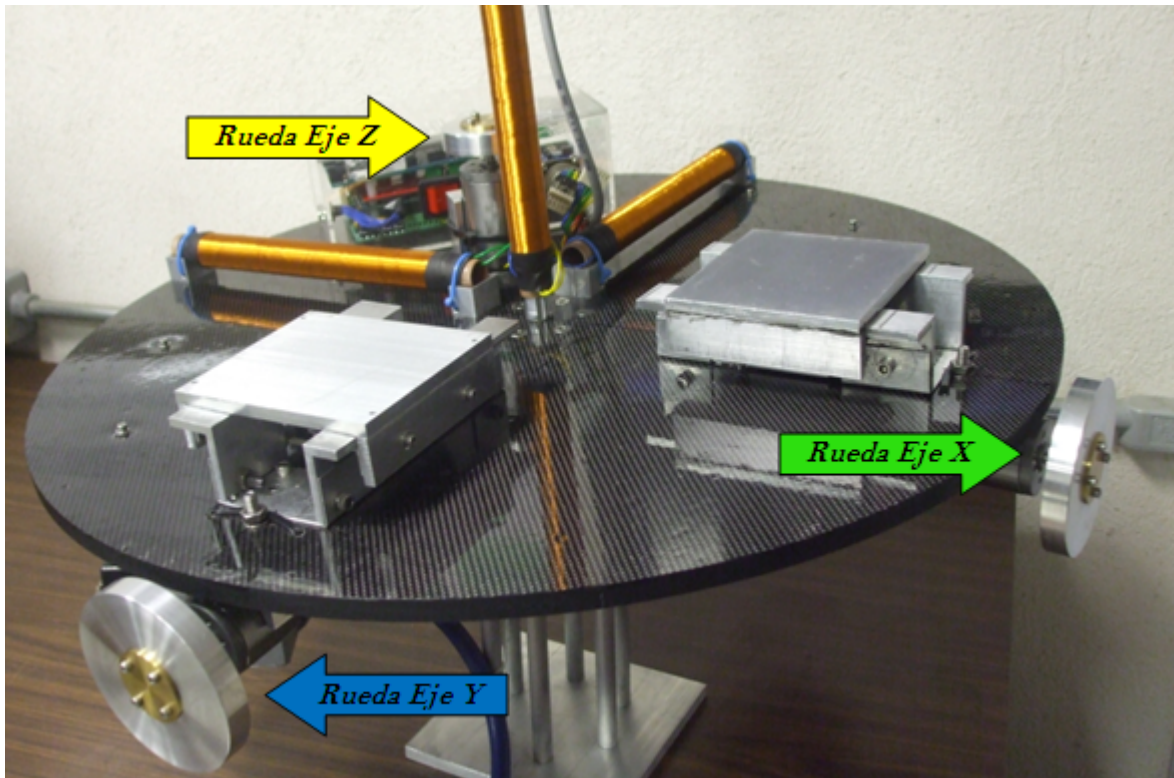


Figura 4.9. Localización de las ruedas inerciales en la plataforma de simulación.

4.4. Masas deslizantes

Los sistemas de masas deslizantes son los componentes más importantes en el balanceo de la plataforma, ya que de ellos depende que se logre un par residual de pequeñas proporciones (Juárez A. 2001). Las masas deslizantes para nuestro nuevo simulador, pesan 700 [g_F], incluyendo todos sus componentes, como los tornillos para sujetarla a la plataforma (ver figura 4.10). Sus componentes principales son los siguientes: base; que es donde se deslizará la platina y donde se montará el servomotor, platina deslizable; es la pieza que se moverá según se necesite en la etapa de balanceo y por último, el servomotor; que es el elemento que mueve a la platina por medio de un engrane.

cotas en [mm]

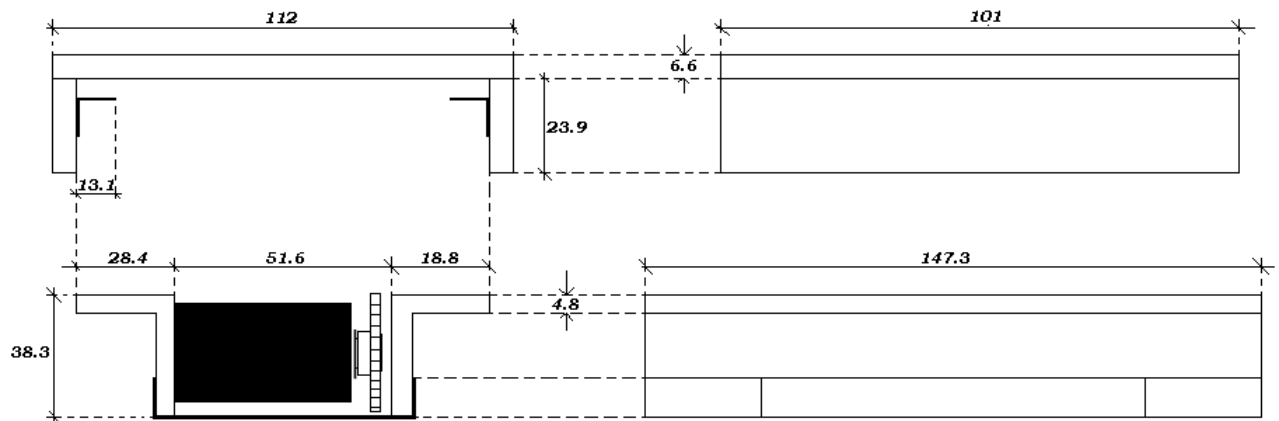


Figura 3.10. Base, servomotor y platina deslizante.

La distancia máxima de desplazamiento de la parte deslizable de la masa es de 5 [cm]; esto nos ayuda para hacer ajustes grandes, aun con balanceo manual inadecuado. En la [figura 4.11](#) se muestran los planos de un conjunto completo de la mesa deslizante con su platina.

Mediante una de las salidas de la computadora de abordo, se envía una señal PWM para que el servo mueva la masa, dependiendo de la posición de la plataforma, esto se explica en el siguiente capítulo.

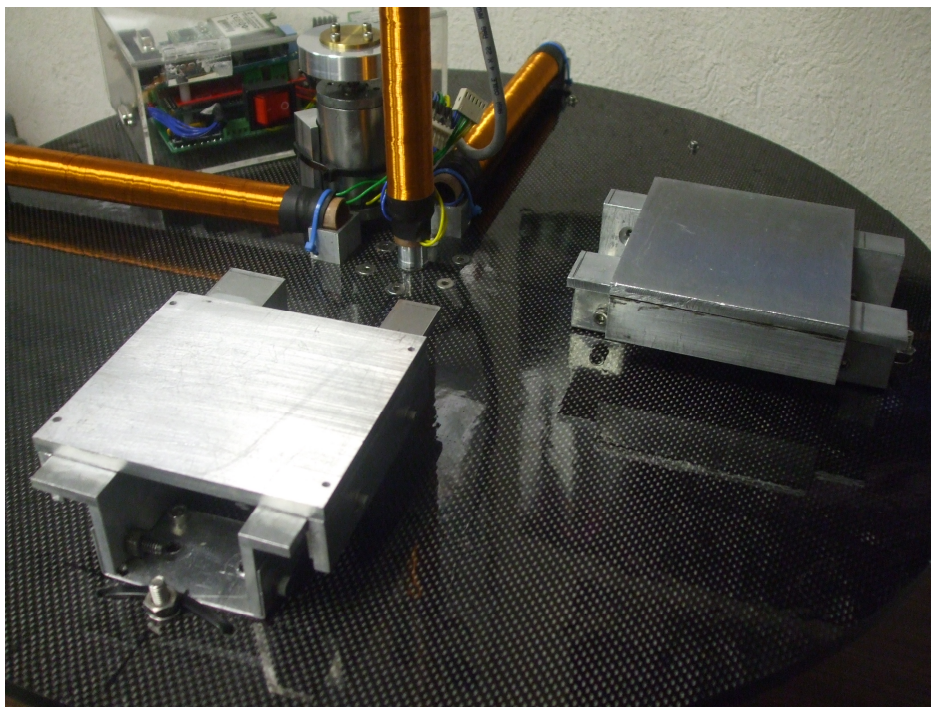


Figura 4.11. Masas deslizantes utilizadas para balancear la plataforma.

4.5. Sistema eléctrico

Para que nuestra plataforma funcione y trabaje como se ha diseñado, se necesita tener un subsistema eléctrico que le proporcione toda la energía que demande. Una de las fallas más comunes del simulador satelital, es por bajo voltaje. Esto se debe a que los actuadores consumen mucha energía y al llevar a cabo una serie de pruebas, las baterías se descargan y provocan el mal funcionamiento. Es por eso que debe hacerse una evaluación de los voltajes, así como de la energía que consume cada uno de los componentes. Cada subsistema necesita determinado voltaje para funcionar apropiadamente, [la tabla 4.4](#) muestra aquellos valores críticos necesarios para que la plataforma funcione óptimamente.

Tabla 4.4 Tensión necesaria para polarizar los circuitos en la plataforma.

Elemento de la plataforma	Alimentación [V]
Microprocesador Rabbit 3000	12
Módem inalámbrico	9
Puentes H	18
Brújula	9
Servomotor	5

Con base en estos datos, se puede elegir una batería para cada componente, pero si tenemos otros elementos que se pueden polarizar con tensiones que son menores o iguales, entonces se pueden utilizar reguladores para suministrar diferentes tensiones, como fue en este caso. La tarjeta de reguladores se muestra en la [figura 4.12](#).

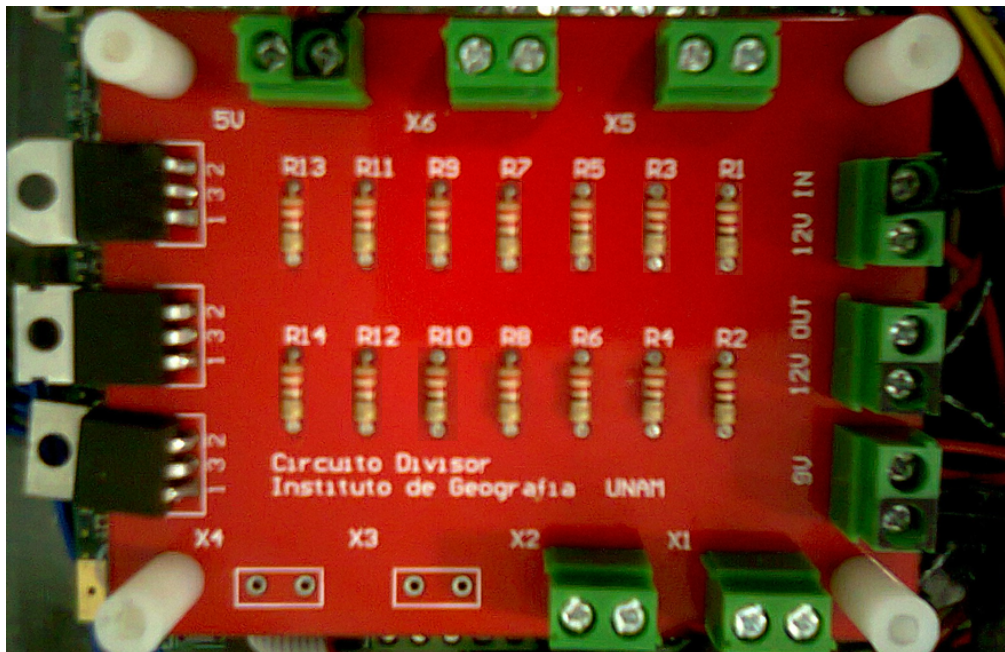


Figura 4.12. Tarjeta de circuitos de regulación de voltaje.

Pero como hay sistemas que requieren un mínimo de corriente para poder funcionar, se necesita que la batería cumpla con esa característica; por eso es necesario también hacer una estimación de la capacidad de cada una de ellas.

Tabla 4.5. Baterías y su capacidad en A*h

Batería	Componentes que alimenta	Capacidad en [A*h]
1 ---- 6 [V]	Servomotores, Microprocesador Rabbit, Módem inalámbrico.	4
2 ---- 6 [V]	Microprocesador Rabbit, Brújula, Puentes H	4
3 --- 12[V]	Puentes H (ruedas y bobinas)	4

En la [Tabla 4.5](#), se muestran las baterías que se utilizan para alimentar nuestro simulador, donde podemos ver que para alimentar más de un componente de la misma hay que conectarlas en serie para que proporcionen una diferencia de potencial suficiente para un funcionamiento adecuado de los componentes electrónicos.

4.5.1. Baterías de NiMH

Debido a sus características de densidad de carga y masa reducida, es deseable utilizar baterías de Ni-MH. A causa de restricciones económicas no ha sido posible dotar al simulador satelital con estos componentes. Estas baterías tienen alrededor del 100 % más de densidad de energía comparadas con las de plomo-ácido, utilizadas hasta el momento en nuestra plataforma (<http://www.avele.org>). En este momento, las baterías de plomo-ácido representan una masa de 3.208 [kg], mientras que las de Ni-MH equivalentes tendrían una de 1.24 [kg]. Esto es muy importante cuando tratamos de optimizar la masa en simuladores satelitales especialmente diseñados para nano-satélites.

Las baterías de Ni-MH están formadas por un electrodo positivo de Hidróxido de Níquel y aleaciones absorbentes de hidrógeno en el electrodo negativo. Estas aleaciones pueden absorber rápidamente hidrógeno durante la carga y liberarlo durante la descarga. Las principales características y ventajas que ofrecen son:

- Alta densidad de energía.
- Más de 500 ciclos de carga y descarga.
- Excelentes características de descarga debido a su baja resistencia interna. Durante la mayor parte de la descarga se obtiene una línea plana de voltaje.
- Admiten cargas después de un largo tiempo de almacenamiento.
- Si se requiere, pueden ser cargadas rápidamente en 1-2 horas.
- Tienen un rango de temperatura de trabajo muy amplio ([Ukai, 2012](#)).

Para cargar la pila, se consideran los siguientes aspectos:

- La intensidad, tiempo, temperatura y otros factores modifican la curva característica de carga de las baterías de Ni-MH.
- Las baterías se deben cargar en un rango de temperatura de 0° a 45°C siendo más eficaz el intervalo de 0° a 30°C.
- Las sobrecargas de manera reiterada pueden deteriorar severamente el rendimiento de la batería.
- Se pueden cargar con el método denominado “Trickle charge” con unos valores de intensidad comprendidos entre 0,05C y 0,1C. Donde C es la capacidad de la batería en [A*h].

- Se debe limitar el tiempo de carga entre 12 y 13 horas, ya que a partir de allí, la batería ya se encuentra cargada totalmente (figura 3.14).
- Para hacer cargas rápidas es imprescindible utilizar un sistema electrónico que detecte el incremento negativo de voltaje de la batería (- V). Por ningún motivo se deben usar intensidades superiores a 1C.

El incremento negativo de voltaje (- V) es una peculiaridad de las baterías de Ni-MH que indica que la batería se encuentra cargada. La explicación de este fenómeno es la siguiente: si aplicamos una corriente a una batería descargada, ésta va incrementando lentamente su tensión durante todo el tiempo que esté almacenando energía. Sin embargo, cuando la batería se encuentra completamente cargada la tensión comienza a descender a la vez que la temperatura aumenta. Es en este punto cuando se debe detener la corriente aplicada ya que la batería se encuentra cargada.

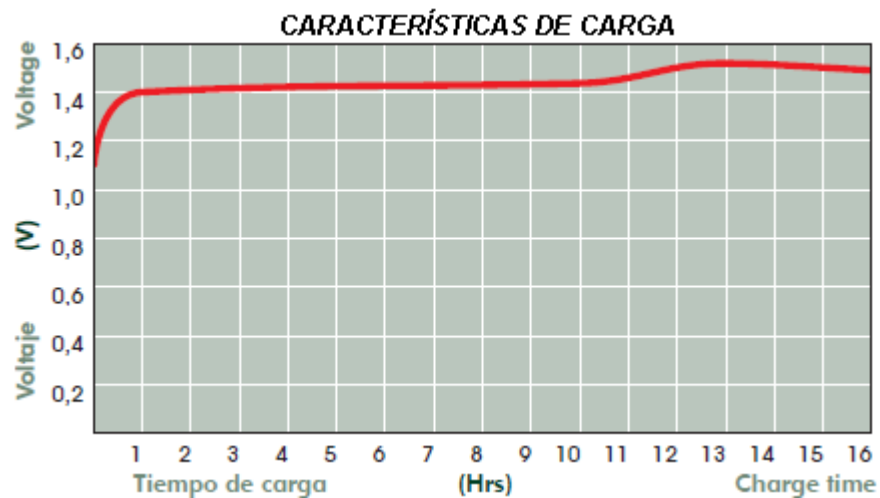


Figura 4.13. Tiempo de carga de una batería de Ni-MH

Y para su descarga se deben tener las siguientes consideraciones:

- Las baterías se deben descargar en un rango de temperatura de 10°C a 50°C.
- El nivel de intensidad de descarga puede afectar a la capacidad de la batería. Los mejores niveles de capacidad se obtienen descargando la batería entre 0,1C y 0,2C. Una descarga con intensidad elevada puede hacer que aumente de forma importante la temperatura en la batería (Ukai, 2012).

INTEGRACIÓN Y PRUEBAS DE FUNCIONAMIENTO.

En este capítulo veremos algunas estrategias que se utilizaron para poder llevar a cabo el diseño y la construcción del simulador satelital SIMUSAT_3.0 logrando una reducción significativa de masa, comparándolo con la versión anterior. También revisaremos la nueva rutina de balanceo en la computadora de abordo, el diagrama general de la nueva plataforma y las pruebas de funcionamiento.

5. 1 Comparación entre ambos sistemas.

El parecido entre la versión nueva y la anterior de nuestro simulador sigue latente (figura 4.1), tanto por la forma como por el acomodo de subsistemas. Pero hay que destacar que nuestro objetivo principal es la reducción de masa, porque necesitamos que ésta sea menor o igual a 10 [kg].



Figura 5.1. Plataformas SIMUSAT 2.1 y SIMUSAT 3.0

En la [figura 5.2](#) se muestra un diagrama de bloques de SIMUSAT 2.1. Los cambios principales en la nueva versión consistieron en eliminar un juego de tres tarjetas de puentes H, mientras que las tres restantes fueron reducidas en dimensiones y masa. Las ruedas inerciales y las bobinas magnéticas también fueron escaladas, como se mostró en el capítulo anterior.

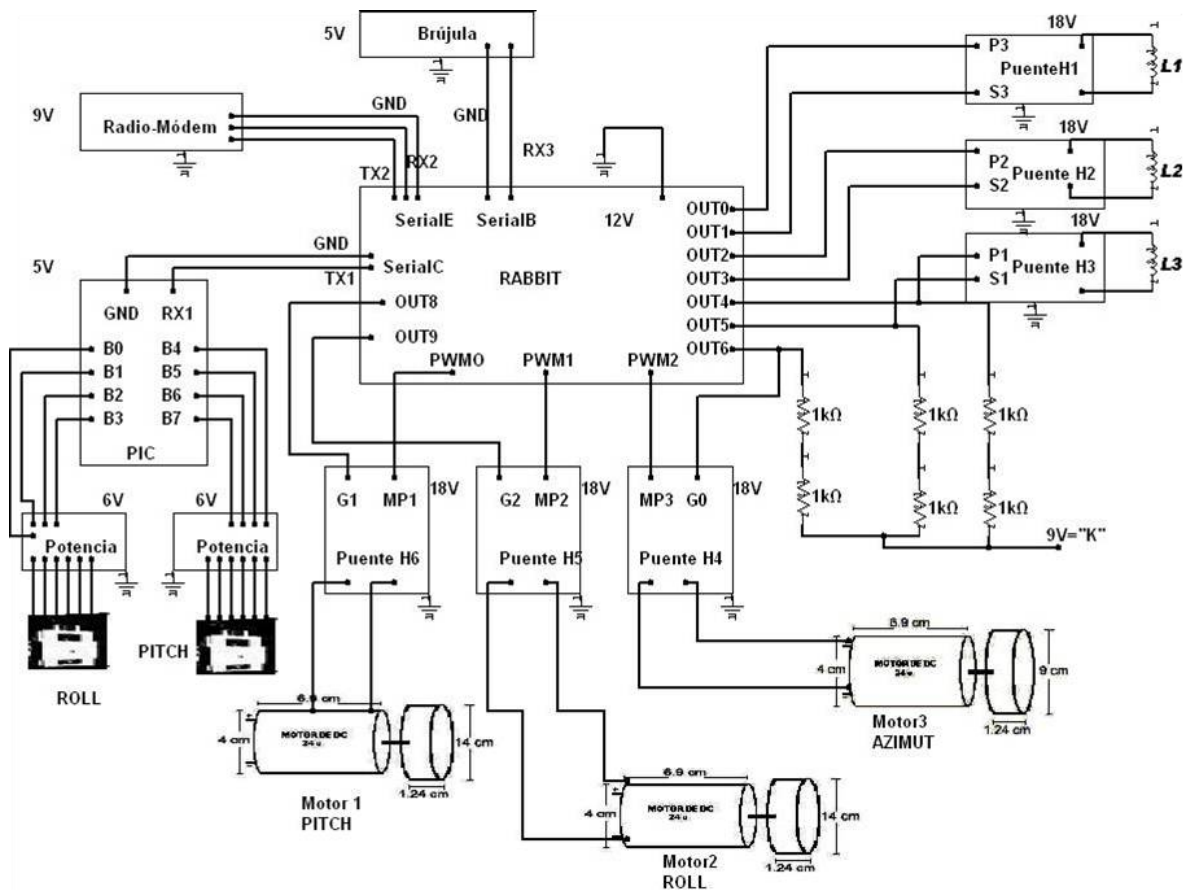


Figura 5.2. Diagrama esquemático del sistema de simulación para prueba de algoritmos de control de orientación para satélites pequeños: SIMUSAT 2.1

Se comentarán enseguida las razones que se tuvieron para utilizar una sola caja para la electrónica de potencia, la computadora de abordo y el sistema de comunicación inalámbrico, en lugar de dos contenedores de estos componentes, con que se contaba en la versión anterior.

5.2 Estrategia de reducción de masa y dimensiones

En esta sección se explica de manera muy breve las principales acciones que se tomaron para diseñar y construir un simulador satelital con una carga de prueba de hasta 10 [kg].

5.2.1. Utilizar un solo juego de tarjetas de potencia.

Como ya mencionamos, el simulador en su versión anterior contaba con dos juegos de tarjetas de potencia, uno para las bobinas y otro para las ruedas inerciales; como una estrategia de reducir la masa se optó por utilizar solo un juego de 3 tarjetas, una para cada eje (bobina o rueda inercial), esto se hizo con el fin de disminuir la masa del SIMUSAT 3.0 y también ocupar menos espacio sobre la plataforma. La desventaja de esto es que ahora las pruebas de simulación de la plataforma con estos dos conjuntos de actuadores se deberán realizar en diferentes momentos. Al usar un solo juego de tarjetas de potencia, es necesario hacer una conexión / desconexión manual a través de un conector tipo molex para hacer la conmutación cuando se requieran utilizar las ruedas o las bobinas. Esto nos ayuda a utilizar menos conectores en la caja de la computadora de abordo y simplificar el cableado. En la [sección 5.3 \(figura 5.7\)](#) se muestra el diagrama de conexiones.

Las tarjetas de potencia, como mostramos en el capítulo anterior, se rediseñaron y sus dimensiones fueron cambiadas, para reducir el espacio que ocuparían. En la [figura 5.3](#), se muestra una comparación física de una tarjeta del simulador anterior con otra del SIMUSAT_3.0. Las dimensiones cambiaron de 11.73 [cm] x 6.73 [cm] a 7 [cm] x 5.5 [cm], respectivamente.

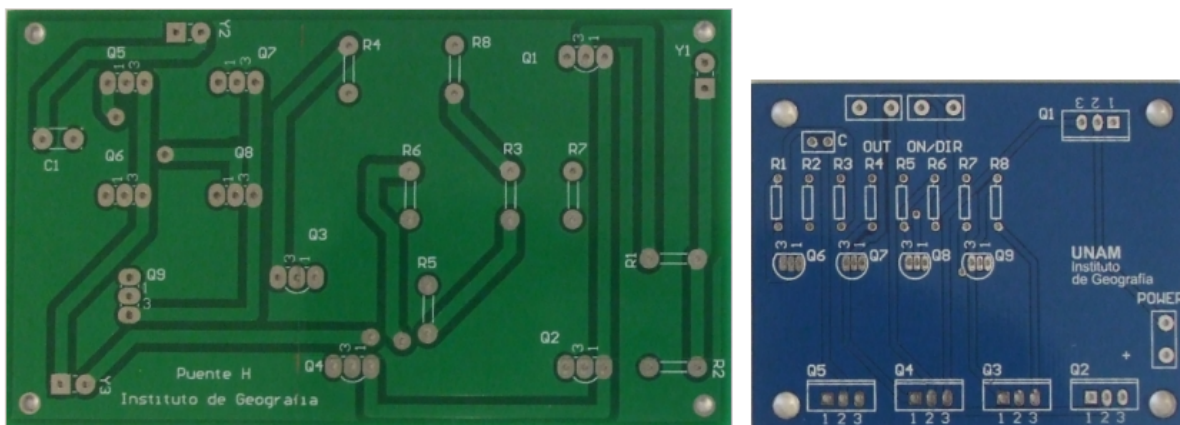


Figura 5.3. Tarjetas de los puentes H, versiones SIMUSAT_2.1 y SIMUSAT_3.0.

5.2.2 El uso de un servomotor y la supresión del PIC.

En el sistema SIMUSAT 2.1 se cuenta con una tarjeta de control para las mesas deslizantes, ésta consta de un PIC que está programado para activar unos motores a pasos que mueven las platinas de las mesas deslizantes. Con secuencias establecidas y las conexiones a la computadora de abordo, el PIC es esencial para el balanceo por masas deslizantes, ya que cumple con los requerimientos necesarios para su acción.

Las mesas deslizantes ya no tienen el mismo sistema de funcionamiento, ya que los motores de pasos fueron sustituidos por servomotores que harán la misma función de mover las platinas móviles hasta que se alcance el umbral de balanceo estipulado por el programa de monitoreo. La idea de cambiar la forma de funcionamiento de las masas fue para simplificar la circuitería y lograr una disminución en la masa de la plataforma. Esto nos llevó a un servomotor acoplado a una cremallera para mover la platina deslizante. Para el nuevo sistema ya no es necesario utilizar la tarjeta que contenía al PIC, este cambio afecta a todos los elementos que componen el sistema de balanceo (masas deslizantes, programación de la computadora de abordo y arreglo de conexiones de polarización). Al no contar con este PIC, se utilizan las salidas PWM de la tarjeta Rabbit y se hace la programación para que esta nueva forma de balanceo sea implementada. El listado del programa se muestra en el [apéndice A](#).

5.2.3. Reducción del número de cajas de electrónica, de dos a una.

Al utilizar el nuevo arreglo entonces se reduce el espacio y ahora en vez de utilizar 2 cajas para el control de la plataforma, ya se utiliza sólo una de ellas en la que se concentran la computadora de abordo, el sistema de comunicación inalámbrico y los puentes "H".

Al utilizar un solo juego de tarjetas de potencia y las salidas PWM del Rabbit, se ha eliminado la tarjeta del PIC que movía a los motores de las masas deslizantes, obteniendo como resultado muy importante el poder utilizar una sola caja que contiene las tarjetas de potencia, el módem y la computadora de abordo. Estos componentes se muestran en la [figura 5.4](#) en la secuencia mencionada, de izquierda a derecha. Mientras que en la [figura 5.5](#), se muestra la plataforma SIMUSAT_2.1 y sus dos cajas que se redujeron a una.

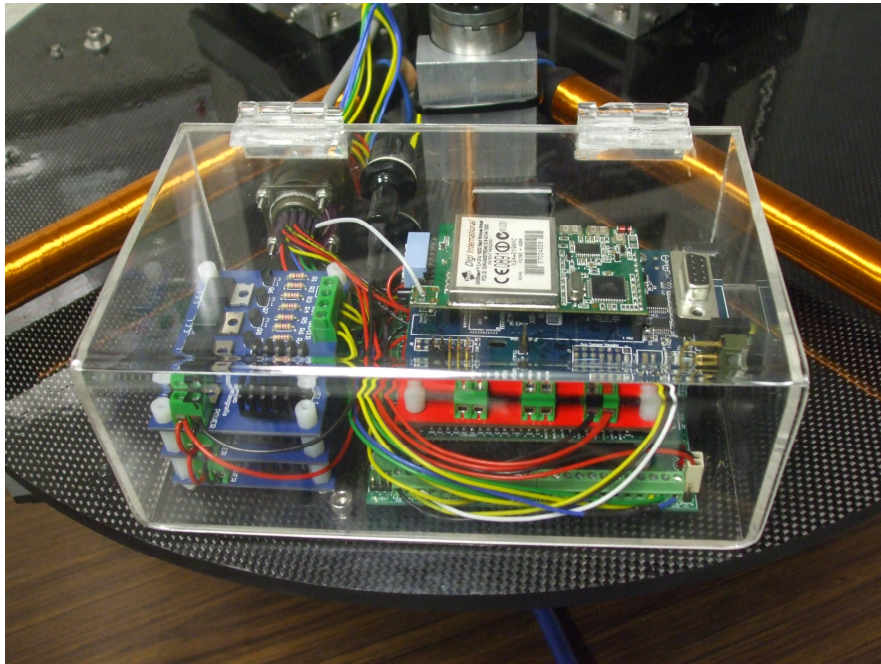


Figura 5.4. Caja que contiene las tarjetas de la electrónica de la nueva plataforma SIMUSAT 3.0.

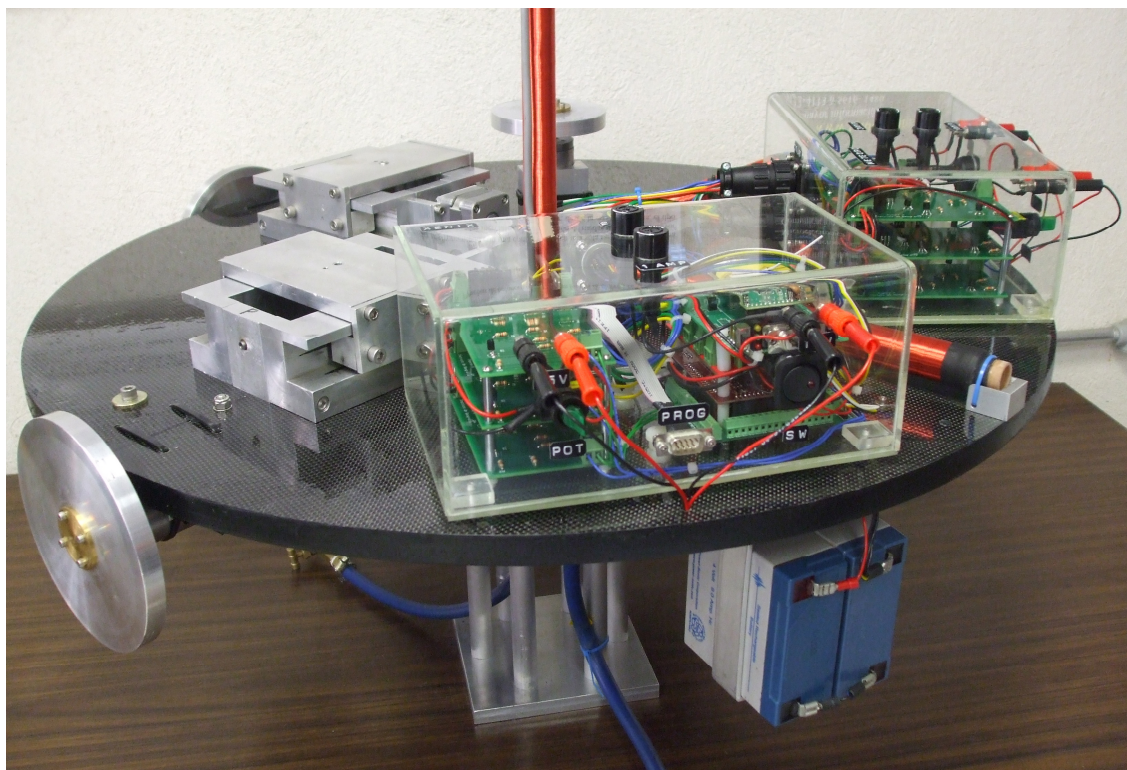


Figura 5.5. Las dos cajas de circuitos electrónicos de SIMUSAT 2.1 fueron sustituidas por una sola en la nueva versión de simulador.

Una tabla comparativa (tabla 5.1) de nuestros simuladores se muestra a continuación, nótese que en la fila correspondiente a las cajas de tarjetas de electrónica, se manejan dos dimensiones para la versión de simulador 2.1. La caja Xenix lleva un juego de puentes “H” junto con el Rabbit, la tarjeta de polarización y el módem inalámbrico, mientras que la caja Meteoro lleva el otro juego de tarjetas de potencia y la que controla al PIC.

Tabla 5.1. Comparación entre las dos versiones de simuladores: SIMUSAT 3.0 y SIMUSAT 2.1, en dimensiones y masa.

	SIMUSAT_3.0		SIMUSAT_2.1	
	Dimensiones [cm]	Masa [g]	Dimensiones [cm]	Masa [g]
Balero (semiesfera)	$\Phi = 7$	200	$\Phi = 10$	1756
Plataforma	$\Phi = 58.5$ e=1.13	1173	$\Phi = 76$ e=1.89	2680
Mesas Deslizantes	10.9x4.28x4.19	700	12.7x21.3x6.19	1955
Bobinas magnéticas c/ferritas incluidas	$\Phi = 1.7$ largo= 25	X=Y= 289 Z= 314	$\Phi = 1.7$ largo=44	X= Y= 891.7 Z= 916.6
Ruedas inerciales X o Y	$\Phi = 8.85$ e=0.031	145	$\Phi = 14$ e=0.031	759.5
Rueda inercial Z	$\Phi = 5.63$ e=0.031	90	$\Phi = 8.85$ e=0.031	227
Cajas de tarjetas de electrónica	Una sola 12.5 x 20 x 8	749	15.5 x 24 x 10.5	XENIX 1189 METEORO 1170

5.3 Diagrama General del sistema.

En la figura 5.6 se muestra el sistema de simulación satelital terminado y en la figura 5.7 el diagrama con las conexiones.

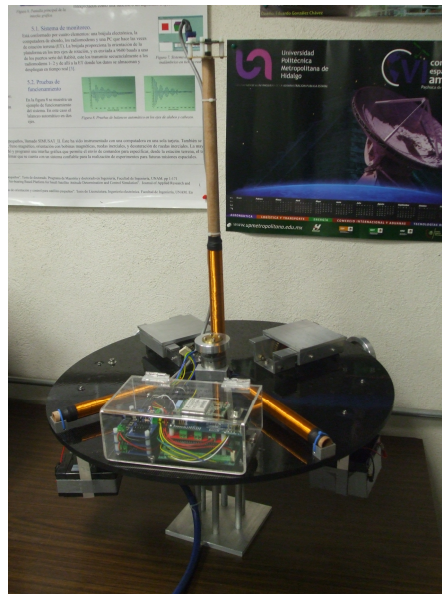


Figura 5.6. Sistema de simulación satelital, SIMUSAT 3.0 en su versión final.

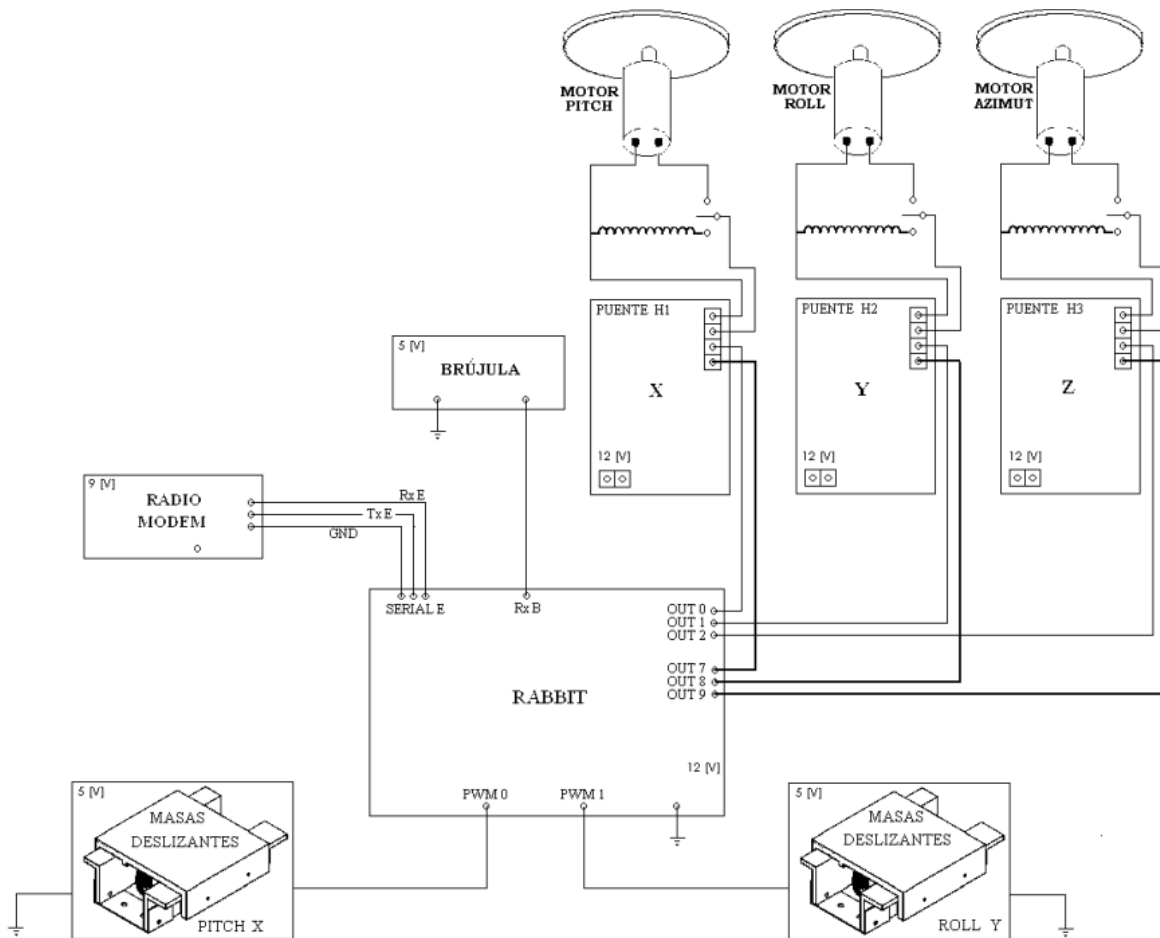


Figura 5.7. Diagrama general del sistema donde se muestran los sensores, actuadores y sistema de comunicación inalámbrico y su conexión a la computadora de abordo.

5.4 Pruebas de Balanceo automático.

Con el nuevo programa, cuyo diagrama de flujo se muestra en la [figura 5.16](#), se realizaron las pruebas para cada uno de los siguientes umbrales de error: $\pm 3^\circ$, $\pm 2^\circ$, $\pm 1^\circ$, $\pm 0.5^\circ$. La orientación de los tres ejes de la plataforma son proporcionados por la brújula electrónica y recibidos por el programa de monitoreo inalámbrico y se grafican para evaluar el comportamiento a lo largo del tiempo de este procedimiento en particular. Cada ensayo se realizó añadiendo pequeñas masas desequilibrantes sobre la plataforma, ajenas al sistema, para iniciar las pruebas de balanceo.

El tiempo de balanceo automático por masas deslizantes varía de acuerdo con el umbral que se maneja, como veremos a continuación. Por la naturaleza oscilatoria de la plataforma, debido a los pares gravitacionales externos, entre más pequeño es el umbral, más tarda el sistema en llegar a la horizontal.

Los datos enviados por la brújula son guardados en la PC y cada vez que se realiza una prueba y ésta finaliza de manera exitosa, permanecerán almacenados ahí hasta que se realice otra prueba. Así que es necesario salvar los archivos, antes de iniciar otro ensayo. Con dichos datos (manejados en Excel) podemos obtener las gráficas de comportamiento del sistema para cada prueba. Los ejes que son monitoreados son los de rotación (X) y cabeceo (Y), esto se debe a que el balanceo automático solamente se lleva a cabo en dos ejes. El eje Z es manejado de manera manual para evitar aumentar la complejidad del sistema.

A continuación se muestran las gráficas obtenidas, en cada una de ellas se utilizó un umbral distinto:

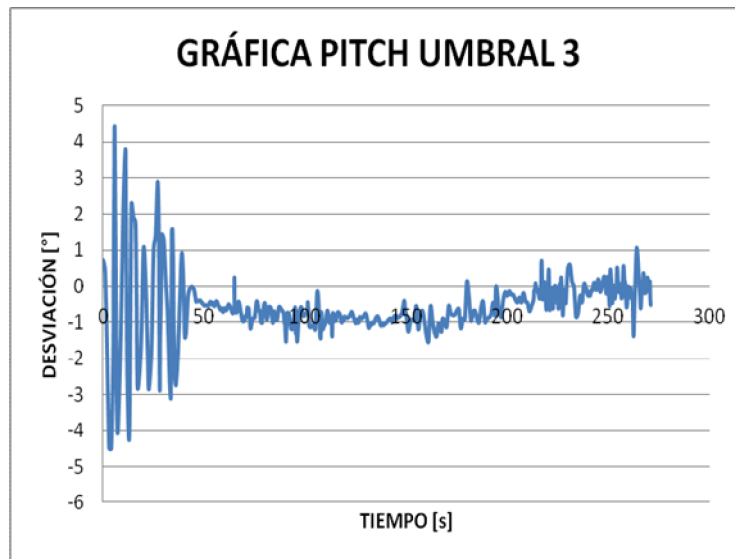


Figura 5.8. Prueba de balanceo con un umbral de ± 3 grados en el eje Y.

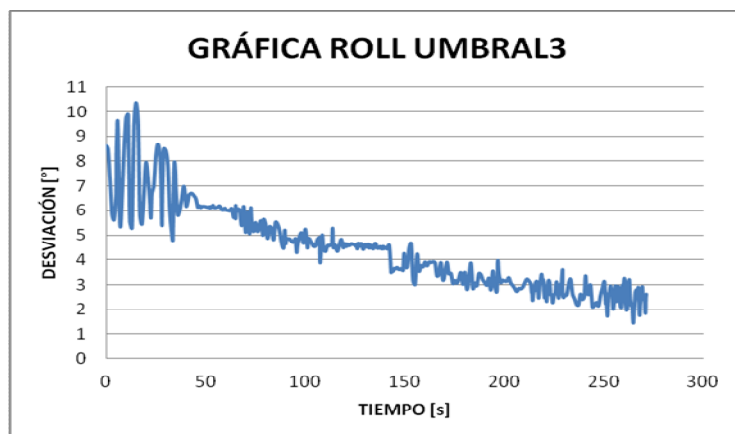


Figura 5.9. Balanceo con un umbral de ± 3 grados en el eje X.

En las pruebas de balanceo para un umbral de error de ± 3 [°] se obtuvieron las gráficas mostradas en las [figuras 5.8](#) y [5.9](#) y podemos ver que el proceso terminó

con éxito en aproximadamente 4.5 minutos (271 [s]), aún cuando se le dio inicio al balanceo con una perturbación que provocó la oscilación en los dos ejes que se dibujaron las gráficas (PITCH y ROLL).

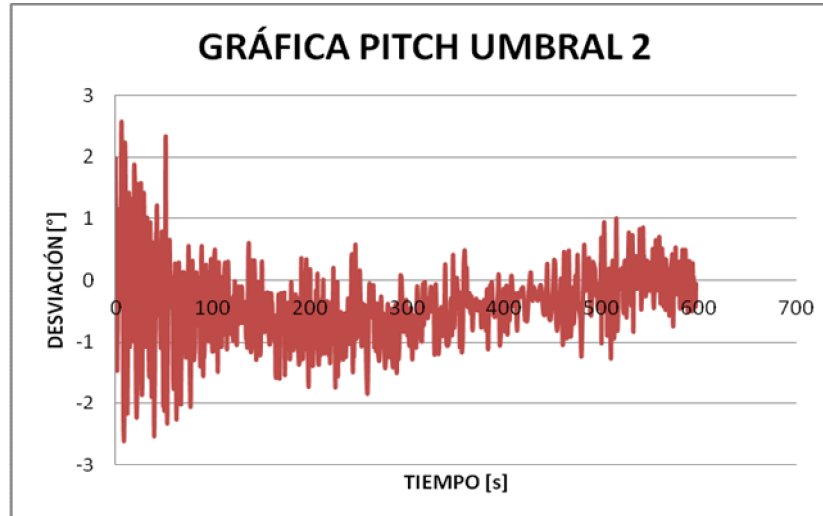


Figura 5.10. Balanceo con un umbral de ± 2 grados en el eje Y.

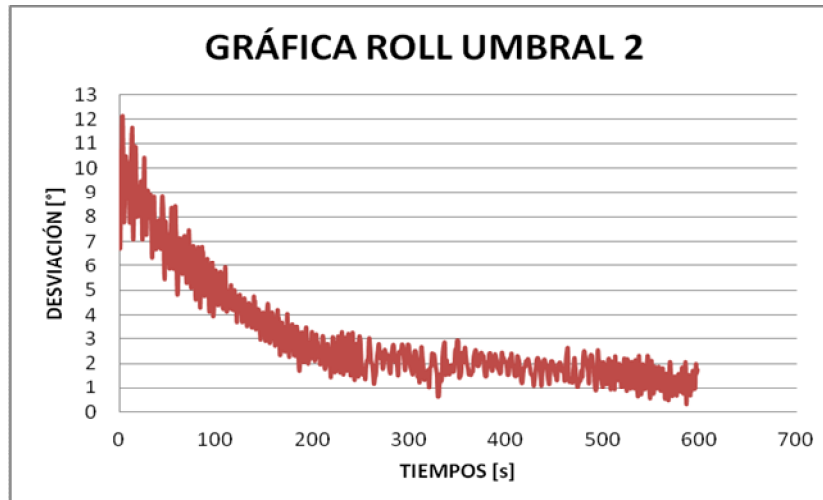


Figura 5.11. Balanceo con un umbral de ± 2 grados en el eje X.

Para la prueba donde se utilizó un margen de error de ± 2 [°], mostrada en las figuras 5.10 y 5.11, éstas nos indican el comportamiento en un proceso que tardó más que el anterior, esto fue cerca de 10 minutos (597 [s]).

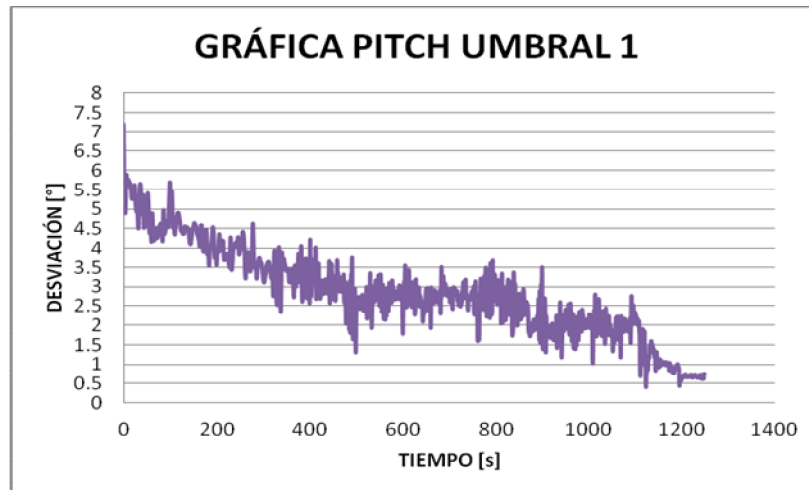


Figura 5.12. Balanceo con un umbral de ± 1 grado en el eje Y.

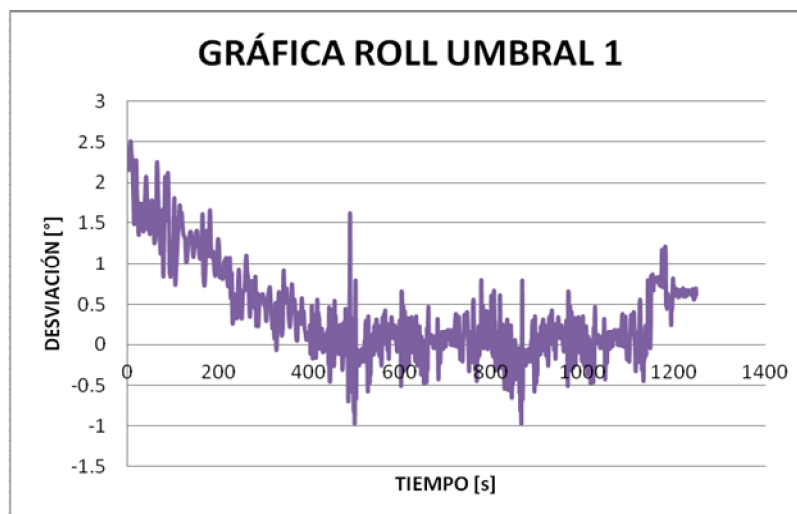


Figura 5.13. Balanceo con un umbral de ± 1 grado en el eje X.

Con lo visto hasta ahora en las gráficas anteriores, podemos saber que entre más preciso se requiera el balanceo, más tiempo le tomará realizarlo. Ahora que necesitamos un margen de error de ± 1 [°], vemos en las gráficas de las [figuras 5.12 y 5.13](#) el tiempo que se necesita para llegar al límite es de aproximadamente 20 minutos (1248[s]).

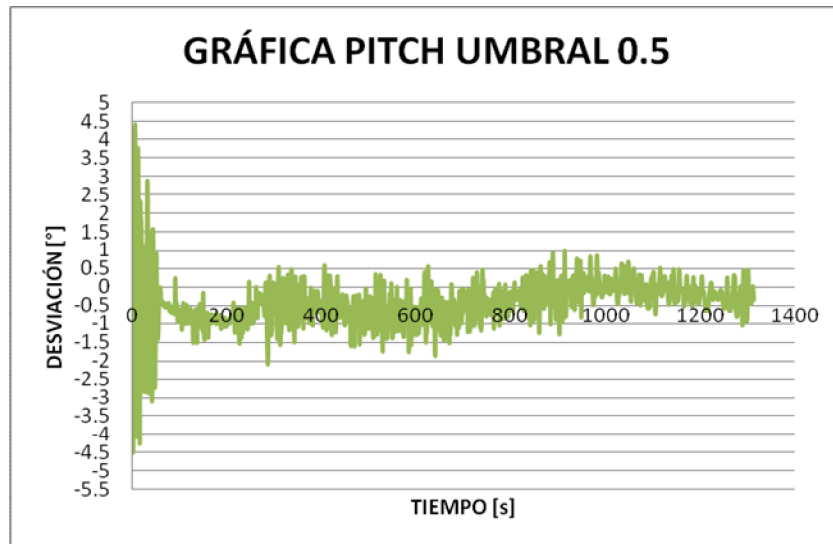


Figura 5.14. Balanceo con un umbral de ± 0.5 grados en el eje Y.

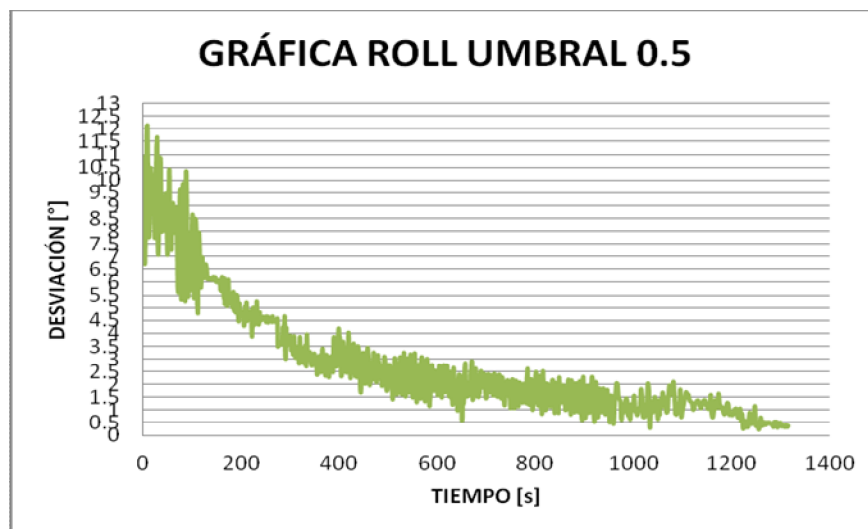


Figura 5.15. Balanceo con un umbral de ± 0.5 grados en el eje X.

La prueba final de balanceo (figura 5.14 y 5.15) se efectuó con un umbral de ± 0.5 grados, en este caso el tiempo de estabilización se alcanzó a los 22 minutos (1314 [s]). Aunque es bastante el tiempo que requiere para balancearse nuestro sistema, solamente deberá realizarse una sola vez, de esta manera los pares gravitacionales externos quedan reducidos al mínimo y las demás pruebas de control pueden ahora llevarse a cabo.

5.4.1. Código del programa de balanceo.

El programa de balanceo nuevo difiere un poco de la versión anterior, ya que ahora no se utilizan las salidas PWM para mover las masas deslizantes.

El código utilizado para programar la computadora de abordó fue realizado con el software Dynamic C, en el lenguaje de programación C. En [el apéndice A](#) se muestra el listado del programa fuente.

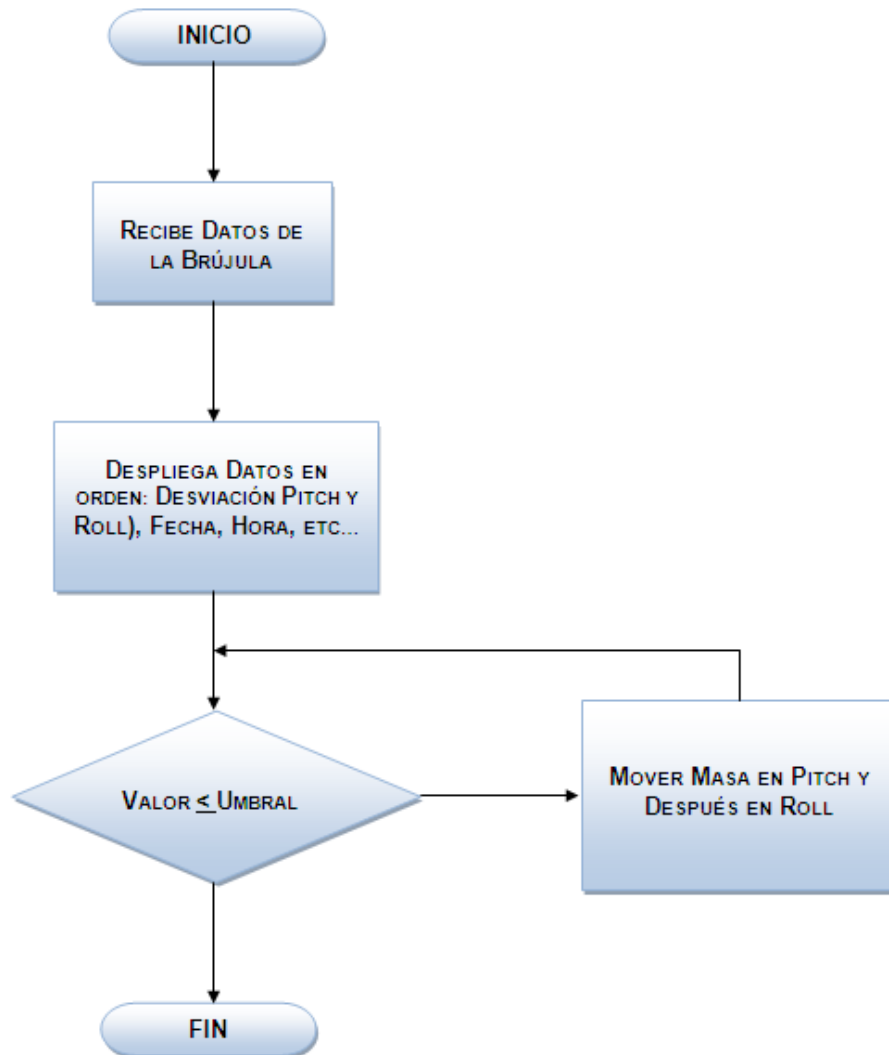


Figura 5.16. Diagrama de flujo simplificado de la rutina de balanceo automático.

Las pruebas realizadas demuestran que el sistema se encuentra funcionando de manera adecuada y que es posible efectuar con él las simulaciones necesarias para probar los sistemas de control de orientación para nanosatélites.

Capítulo

6

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

El objetivo principal de este trabajo de tesis, fue diseñar y construir un simulador satelital en el que se puedan llevar a cabo pruebas de control de orientación de nanosatélites, se ha cumplido cabalmente. Esta es una propuesta que está diseñada como herramienta de desarrollo, muy importante ante la creciente demanda en nuestro país de este tipo de equipos de simulación. Los satélites de 10 [kg] o menos representan una oportunidad de desarrollo espacial a bajo costo, con las limitaciones inherentes de masa y energía que tienen estos equipos.

6.1. CONCLUSIONES.

A partir del trabajo realizado, podemos establecer de manera puntual las siguientes conclusiones:

- Se ha diseñado, construido y probado un simulador satelital para llevar a cabo ensayos experimentales de sensores, actuadores y algoritmos de los subsistemas de detección de orientación y de control de estabilización de satélites.
- Este equipo fue especialmente adaptado para su aplicación en nanosatélites, es decir, se fabricó un sistema que fuera capaz de llevar a cabo pruebas de simulación en un medio sin fricción manejando una masa de prueba del orden de 10 [kg] o menos.
- El nuevo simulador satelital desarrollado durante este trabajo de tesis, SIMUSAT_3.0, es una versión más compacta y económica, que prácticamente realiza las mismas tareas que su antecesor SIMUSAT_2.1.
- Todos los actuadores fueron rediseñados, disminuyendo sus dimensiones y su masa, para cumplir con el objetivo principal de este trabajo.

- Las pruebas de funcionamiento demostraron que este equipo se encuentra listo para ser utilizado para hacer ensayos de los componentes de los sistemas de orientación de satélites.
- Es posible escalar el diseño básico de los equipos de simulación satelital desarrollados en el Instituto de Geografía de la UNAM, para ser utilizados en picosatélites (del orden de 1 [kg]).

6.2. RECOMENDACIONES.

A partir del trabajo realizado se pueden hacer las siguientes recomendaciones.

- Diseñar y fabricar una nueva versión de masas deslizantes, ya que las utilizadas hasta ahora, fueron a nivel prototipo, no así los demás componentes de la plataforma.
- Utilizar bronce en la fabricación de los cojinetes neumáticos esféricos, ya que el aluminio es muy dúctil y de poca dureza, por lo que se raya fácilmente. Aunque esto aumente el costo.
- Utilizar baterías de Ni-MH que son más compactas y que tienen una densidad de carga mayor que las de ácido-plomo, empleadas hasta ahora.
- Seguir promoviendo la comercialización de este tipo de sistemas.

Apéndice

A

PROGRAMA UTILIZADO EN EL BALANCEO DE LA PLATAFORMA POR MEDIO DE DOS MASAS DESLIZANTES.

UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO

Instituto de Geografía, 2011

Realizado por:

*** César David Huante Arana

*** Francisco Gabriel Mendez Salazar.

Adaptado por:

Escobedo Lugo Luis

Flores Gómez Sahel Iskander

Reyes Morales Rigoberto

Asesor:

****Dr. Jorge Prado Molina

Este programa fue escrito para el kit LP3500 microcontrolador Rabbit 3000.

Descripción

=====

El programa principal obtiene los datos de la brújula electrónica EZ-COMPASS-3 del puerto C de la tarjeta de desarrollo LP3500.

Las características de comunicación son las siguientes:

Comunicación asíncrona RS-232.

1 bit de inicio, 8 bits de datos, 1 bit de parada sin bit de paridad y 9600 Bauds.

Esta es la configuración por default para el microcontrolador.

Instrucciones

=====

1. Compilar y correr este programa.

2. Con el cable aún conectado se despliegan los datos de interés en la ventana *STDIO*.

3. Una vez depurado el programa, desconectar el cable de programación, sin detener la ejecución.

4. Ya se puede utilizar sin el cable de programación.

*/

/* CONFIGURACIÓN DE LOS PUERTOS SERIALES:

//El puerto C para la brújula electrónica ez-compass3.

//El puerto E para el modem inalámbrico.

*/

#define CINBUFSIZE 511 // Número de bits del buffer de la brújula.

#define COUTBUFSIZE 511

#define EINBUFSIZE 511 // Número de bits del buffer del Modem - PC.

#define EOUTBUFSIZE 511

/*

//Configuración de puertos.

```

*/
////////
// Bauds de el puerto serial B
////////
#ifndef _232BBAUD
#define _232BBAUD 9600
#endif
////////
// Bauds de el puerto serial C
////////
#ifndef _232CBAUD
#define _232CBAUD 4800
#endif
////////
// Bauds de el puerto serial E
////////
#ifndef _232EBAUD
#define _232EBAUD 9600 //Comunicación entre la plataforma y la PC
#endif
#undef OUTPUT_DRIVE
#define OUTPUT_DRIVE SOURCING
#define OUTCONFIG 0x00FF
#class auto // Cambia almacenamiento por variables locales
#memmap xmem // Requiere reducir memoria en uso
int brujula[100];
int lenBrujula;
////////////////////////////////////
/*Para leer los datos de la brújula*/
int getBrujula()
{
    int pruebaCLetra,brujulaLetra,i,j; //declaración de variables
    i=0;
    lenBrujula=0;
    while(lenBrujula==0) //Comienzo string7 llama brújula
    {
        while ((brujulaLetra=serBgetc()) == -1); //Lee Puerto B obtiene datos brújula
        if(brujulaLetra=='$') //El programa espera carater $
        {
            i=0;
            brujula[i]=brujulaLetra; //Guarda primer character de la brújula
            i++;
            while ((brujulaLetra=serBgetc()) == -1); //Lee Puerto B obtiene datos brújula
            while(brujulaLetra!='$') //Espera mientras el nuevo character no es $
            {
                brujula[i]=brujulaLetra; //Guarda el dato brujulaLetra en brujula[i]
                while ((brujulaLetra=serBgetc()) == -1); //Guarda demás caracteres en brujula.
                lenBrujula=i;
                i++;
                j=i-1;
            }
        }
    }
}
////////////////////////////////////
/*Para mandar una serie de caracteres de la brújula y escribir la serie
de variables brujulaLetra */
int mandaBrujula()

```

```

{
  int brujulaLetra,i;
  i=0;
  while(i==0) //It will execute a loop until the value of i be zero
  {
    while ((brujulaLetra=serBgetc()) == -1); //Lee Puerto B obtiene datos brújula
    if(brujulaLetra=='$'); //$ es primer dato de brújula que se manda.
    {
      i=0;
      serEputc(brujulaLetra); //Manda al Puerto E, comunicación plataforma PC
      i++;
      while ((brujulaLetra=serBgetc()) == -1); //Leer otra vez aunque no sea $
      while(brujulaLetra!='$')
      {
        serEputc(brujulaLetra);
        while ((brujulaLetra=serBgetc()) == -1); //Manda todos
      }
    }
  }
}
}
}
/*Main Function*/
void main()
{
  int comandoPC, umbralOpcion, i, j, optimoBalanceo, ejeOpcion,optimoRuedas, controlPC,
  ejeBobinas;
  int posRoll, lenRoll, vueltasRoll, comandoPicRoll, signoRuedaRoll;
  int posPitch, lenPitch, vueltasPitch, comandoPicPitch, signoRuedaPitch,
  vueltasAzimuthtmp;
  int posAzimuth, lenAzimuth, vueltasAzimuth, comandoPicAzimuth,
  signoRuedaAzimuth;
  int posTemperatura, pitchOroll, vueltas, posFinal, pitchOrolloazimuth,
  signoRueda, numeroPWM, numeroRueda;
  int bobinaPot, bobinaSen, sentidoBobinas, encendidoAzimut,
  encendidoCabeceo, encendidoAlabeo;
  char comandoPic;
  char *endptr;
  float umbral,roll,pitch,valor,azimuth,valor1;
  char rollValor[6];
  char pitchValor[6];
  char azimuthValor[6];
  auto float ciclo, ciclo2,freq,incremento_base,incremento,k;
  int l;
  //DISPLAY
  brdInit(); //Inicializar el controlador.
  devPowerSet(DISPDEV, 1); //Habilitar display/buffer de tablero
  dispInit(); //Inicializar módulo
  //DISPLAY
  lenBrujula=0; //Inicializar módulo
  i=0;
  //Inicializar el puerto
  brdInit(); //Habilitar Rs232.
  serBopen(_232BBAUD); //Abrir comunicación del serial B a 9600 bauds
  serBwrFlush(); //Limpiar el buffer de escritura en el serial B.
  serBrdFlush(); //Limpiar el buffer de escritura en el serial B.
  serCopen(_232CBAUD); //Abrir comunicación del serial B a 4800 bauds Abre puerto
  serCwrFlush(); //Clean the writer buffer in port serial C.
  serCrdFlush(); //Clean the writer buffer in port serial C.

```

```

serEopen(_232EBAUD); // Abre el puerto de comunicación del serial E a 9600 bauds.
serEwrFlush(); // Limpiar el buffer de escritura en el serial E.
serErdFlush(); // Limpiar el buffer de escritura en el serial E.
serMode(0); //habilita el modo de comunicación
freq = pwmOutConfig(50u1);
pwm_init(freq);
//Valires iniciales para ciclo, ciclo2, incremento_base e incremento
ciclo=0.1056; //Mueve las masas aproximadamente al centro
ciclo2=0.1014;
incremento_base=0.001045; //Mínimo incremento que permite el servo
incremento=0; //Este valor se incrementara o red a ciclo.
//CONFIGURANDO SALIDAS DE PWM
pwmOut(0, ciclo); //Salida Masa
pwmOut(1, ciclo2); //Salida Masa
pwmOut(2, 0); //Apagamos salida, no utilizada.
//Apagando Salidas Digitales
digOut(0,0); // Salida digital 0 señal SINKING //Sentido 1=Horario, 0=Antihorario
digOut(1,0); // Salida digital 0 señal SINKING //Potencia 1=ON , 0=OFF
digOut(2,0); // Salida digital 0 señal SINKING //Potencia 1=ON , 0=OFF
digOut(3,0); // Salida digital 0 señal SINKING //Sentido 1=ON ,
0=Horario
digOut(4,0); // Salida digital 0 señal SINKING //Potencia 1=ON , 0=OFF
digOut(5,0); // Salida digital 0 señal SINKING //Sentido 1=Horario, 0=AntiHorario
while(1) //While 1
{
  costate //costate
  {
    inicio:
    optimoBalanceo=0;
    comandoPC=0;
    umbral=0;
    comandoPC=0;
    serEwrFlush(); //Limpiar buffer de transmisión
    serErdFlush(); //Limpiar buffer de recepción
    printf("\n\n\t\t***Start***\n\t\t***Select a control from the program of the PC.***");
    while(1) //while 2
    {
      while((comandoPC = serEgetc())== -1); //While entre comando PC y datos del puerto E
      switch(comandoPC)
      {
        /*|*****|
        ||| CASE: Control para balanceo con masas deslizantes |||
        /*|*****|
        */
      case 97:
      {
        printf("\n\nThe PC sent the command: %c",comandoPC);
        while ((umbralOpcion = serEgetc()) == -1);
        //while ((umbralOpcion = getchar()) == -1);
        switch(umbralOpcion) //Switch variable umbral depende del dato recibido.
        {
          case 48:
          {
            umbral=3;
            waitfor(DelayMs(90000));
          }
          break;

```

```

    case 49:
    {
        umbral=2;
        waitfor(DelayMs(90000));
    }
    break;
    case 50:
    {
        umbral=1;
        waitfor(DelayMs(90000));
    }
    break;
    case 51:
    {
        umbral=0.5;
        waitfor(DelayMs(90000));
    }
    break;
    default:
    {
        umbral=0;
        optimoBalanceo=0;
        comandoPC=0;
        umbral=0;
        comandoPC=0;
        serEwrFlush(); //Limpia el buffer de escritura en el puerto E.
        serErdFlush(); //Limpia el buffer de escritura en el serial E.
        goto inicio;
    } //cierra por default
    break; //la opción de casos se cierra.
}
}
if(umbral!=0 && comandoPC!=0) // umbral y comandoPC son 0
{
    printf("\n\nThe value of threshold is: %1.0f",umbral);
    while(1) //While 3
    {
        serBwrFlush(); //Limpia el buffer de escritura del serial E.
        serBrdfFlush(); //Clean the reader buffer in port serial E.
        printf("\nWait, reading from the compass...");
        mandaBrujula();
        getBrujula(); //actualiza la variable l en brujula y brujula
        printf("\nSend and print the value of the compass: ");
        for(i=0;i<=lenBrujula;i++) //Toma la posición en la variable de la brújula
        {
            printf("%c",brujula[i]);
            if(brujula[i]=='R')
            {
                posRoll=i;
            }
            if(brujula[i]=='P')
            {
                posPitch=i;
            }
            if(brujula[i]=='T')
            {
                posTemperatura=i;
            }
        }
    }
}

```



```

    }
    }
    j=0;
    lenRoll=posPitch-posRoll-1;
    for(i=posRoll+1;i<posPitch;i++)//separarlos en la variable rollValor y el valor.
    {
        rollValor[j]=brujula[i];
        j++;
    }
    for(;j<6;j++)
    {
        rollValor[j]='0';
    }
    roll = strtod(rollValor, &endptr); //conversión de rollValor a un número.
    printf("\n\n roll, %c",roll);
    j=0;
    lenPitch=posTemperatura-posPitch-1;
    for(i=posPitch+1;i<posTemperatura;i++)//separa el valor de la variable pitchValor
    {
        pitchValor[j]=brujula[i];
        j++;
    }
    for(;j<6;j++)
    {
        pitchValor[j]='0';
    }
    pitch = strtod(pitchValor, &endptr); //conversión pitchValor a número
    printf("\n\n pitch, %c",pitch);

    if(rollValor[0]=='-') //Compares if the value of Roll is negative.
    {
        printf("\n\n Roll Negativo: \n\n %c", rollValor);
        printf("\n\n k= %f", k);
        for(l=1;l<=16;l++)
        {
            ciclo=ciclo+(incremento/16);
            waitfor(DelayMs(20));
            pwmOut(0, ciclo);
            waitfor(DelayMs(20));
        }
    }
    else
    {
        printf("\n\n Roll Positivo");
        printf("\n\n k= %f", k);
        for(l=1;l<=16;l++)
        {
            ciclo=ciclo-(incremento/16);
            waitfor(DelayMs(20));
            pwmOut(0, ciclo);
            waitfor(DelayMs(20));
        }
    }
    waitfor(DelayMs(9000));
    if(pitchValor[0]=='-') //Compara si el valor del Pitch es negativo
    {
        printf("\n\n Pitch Positivo");
    }

```

```

printf("\n\n k= %f", k);
for(l=1;l<=16;l++)
{
    ciclo2=ciclo2+(incremento/16);
    waitfor(DelayMs(20));
    pwmOut(1, ciclo);
    waitfor(DelayMs(20));
}
}
else
{
    printf("\n\n Pitch Negativo");
    printf("\n\n k= %f", k);
    for(l=1;l<=16;l++)
    {
        ciclo2=ciclo2-(incremento/16);
        waitfor(DelayMs(20));
        pwmOut(1, ciclo);
        waitfor(DelayMs(20));
    }
}
waitfor(DelayMs(9000));
if(pitchOroll==0) //Hace decisión entre pitch y roll
{
    printf("\n\n Selecciona Pitch");
    valor=pitch;
    pitchOroll=1;
}
else //Se selecciona a roll
{
    printf("\n\n Selecciona Roll"); //Se da prioridad a roll
    valor=roll;
    pitchOroll=0;
}
printf("\nValue: \n%f \nThreshold: \n%f",valor,umbral);
if(abs(valor)<umbral)
{
    printf("\n\nValor es menor al umbral");
    optimoBalanceo++;
    printf("\n\nSe incrementa optimo balanceo");
}
else
{
    printf("\n\n El valor es mayor al umbral");
    k=abs(valor)*0.30;
    optimoBalanceo=0;
    printf("\n\nÓptimo balanceo es cero");
}
printf("\nReturns for the engine %d: %d",pitchOroll,vueltas);
printf("\nIdeal: %d",optimoBalanceo);
if(optimoBalanceo>=10)
{
    for(i=0;i<=50;i++)
    {
        serEputc(36);
        waitfor(DelayMs(5));
        serEputc(76);
    }
}

```

```
    waitfor(DelayMs(5));
    serEputc(13);
    waitfor(DelayMs(30));
}
goto inicio;
}
for(j=0;j<=7;j++)
{
    serBwrFlush(); //Limpia el buffer de escritura para el serial B.
    serBrdFlush(); //Limpia el buffer de lectura para el serial B.
    mandaBrujula(); //ir a función mandaBrujula leer y mandar dato
}
    incremento=k*incremento_base;
} //Cierre while 3
} //cierre del if que compara umbral con el comando de la PC
}
break;
} //Cierre del while para selección del umbral
} //Cierre costate
} //Cierre de while 1
} //cierre main
```

REFERENCIAS

Bibliografía

Durán Laura, 2012. Sistema servomecánico para compensación de pares gravitacionales en un simulador satelital. Tesis de licenciatura. Ingeniería electrónica. Facultad de Ingeniería, UNAM.

Ithaco Inc, 1992. Attitude determination and control subsystem capabilities. Report 94203 pp 1-203, Ithaca, NY.

Méndez Francisco y Huante David, 2009. Simulador para pruebas de control de orientación de satélites. Tesis de licenciatura. Ingeniería electrónica. Facultad de Ingeniería, UNAM. Fecha de examen: Agosto de 2009. pp1- 86.

Olsen Tania, 1995. Design of an Adaptative Balancing Scheme for the Small Satellite Attitude Control Simulator (SACCS). Master Thesis. Utah State University. Pp1-86.

Prado J, Bissiachi G, Juárez G, 1998. Utilización de bobinas magnéticas para control de orientación de satélites pequeños. SOMI XIII Congreso Nacional de Instrumentación. Ensenada, BCN. México Octubre 5-9. Memorias del congreso. Pp 408-412. Trabajo reconocido por la SOMI, con el tercer lugar de investigación tecnológica en el campo de Instrumentación Espacial y Percepción Remota.

Prado J, Miranda V. M., 1998. Sistema de adquisición de datos para determinar la orientación de un satélite en tres ejes. SOMI XIII Congreso Nacional de Instrumentación. Ensenada, BCN. México Octubre 5-9. Memorias del congreso. Pp 413-417.

Prado Jorge, 2007. Sistema de simulación para pruebas de algoritmos de orientación y control de satélites pequeños”, Tesis Doctoral, Facultad de Ingeniería, UNAM, 2007.

Rizos I, Arbes J and Raoult J.C, 1971. A spherical Air-Bearing-Supported Test Facility for Performance Testing of Satellite Attitude Control Systems. ESRO-CR66, also 4th. IFAC. Symposium. Dubrovnic, Yugoslavia. September. 6-10. Pp 3.41-3.48.

Star K, 1962. The Design of Various Types of Air Bearings for Simulating Frictionless Environments. NASA Technical Note. NASA TN D-1100. May.

Mesografía

[Dynacon, 2006 \(Acceso en ese año\)](http://www.dynacon.ca). “Dynacon Micro Wheel 200, data sheet”
<http://www.dynacon.ca>

[Engranajes y sistemas de Cremalleras](http://static.logismarket.com.mx/ip/cotransa-comercial-de-transmisiones-sa-engranajes-y-cremalleras-357293.gif)

<http://static.logismarket.com.mx/ip/cotransa-comercial-de-transmisiones-sa-engranajes-y-cremalleras-357293.gif>

[HITEC HS-645MG](#)

Manual de instrucciones del servomotor HS-645MG, pág. 3

[Baterías NiMH, acceso en 2012](http://www.ukai.com/documentos/00062-LNK02057.pdf)

<http://www.ukai.com/documentos/00062-LNK02057.pdf>, pág. 24-30

Microsoft, Manual de usuario Excel 2007.

[Hoja de datos del transistor IRF9530](#)

Fairchild Semiconductor Datasheet IRF9530.

[Hoja de datos del transistor IRF9530](#)

Fairchild Semiconductor Datasheet 2N3904.

[Hoja de datos del transistor IRF9530](#)

Fairchild Semiconductor Datasheet IRF530.

[Las Baterías Recargables, acceso en 2012](http://www.top-rcm.com/pages.php?pageid=8)

<http://www.top-rcm.com/pages.php?pageid=8>

[Baterías \(Cuadro comparativo de densidad energética\), acceso en 2012](http://www.avele.org/index.php?option=com_content&view=article&id=21&Itemid=26)

http://www.avele.org/index.php?option=com_content&view=article&id=21&Itemid=26