



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO

FACULTAD DE INGENIERÍA

**PRUEBAS DE CONTROL DE ESTABILIZACIÓN
PARA UN SATÉLITE PEQUEÑO EMPLEANDO
BOBINAS MAGNÉTICAS Y RUEDAS INERCIALES**

T E S I S
QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE:
INGENIERA ELÉCTRICA - ELECTRÓNICA
P R E S E N T A :

FABIOLA CONTRERAS CARRASCO

DIRECTOR DE TESIS:

M. en I. JORGE PRADO MOLINA



CD. UNIVERSITARIA MÉXICO DF

JUNIO 2004



Universidad Nacional
Autónoma de México



UNAM – Dirección General de Bibliotecas
Tesis Digitales
Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS ©
PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

Todo el material contenido en esta tesis esta protegido por la Ley Federal del Derecho de Autor (LFDA) de los Estados Unidos Mexicanos (México).

El uso de imágenes, fragmentos de videos, y demás material que sea objeto de protección de los derechos de autor, será exclusivamente para fines educativos e informativos y deberá citar la fuente donde la obtuvo mencionando el autor o autores. Cualquier uso distinto como el lucro, reproducción, edición o modificación, será perseguido y sancionado por el respectivo titular de los Derechos de Autor.

DEDICATORIA

A Dios por otorgarme esta vida tan bella, con tantas oportunidades para alcanzar este logro.

A mis padres Paco y Tony, a mi abue Male y hermano Paco por estar siempre a mi lado con amor y consejos para salir adelante, gracias por sus desvelos y sus esfuerzos por brindarme una educación profesional. Los amo.

A Emy por su inocencia y ternura, porque entraste a mi corazón para hacerlo feliz y quedarte para siempre en él. Te amo 'titi'.

A mis mejores y grandes amigas de siempre Areli GG, Claus CC, Gris SC y Vero VR por su amistad incondicional, sueños compartidos, sus consejos y los momentos inolvidables que he pasado a su lado. Gracias amigochas, las quiero mucho.

A Jesús VV por entrar en mi vida. Gracias por tu sonrisa, gracias por tu amor, gracias por estar a mi lado y darme tu apoyo incondicional. Porque entre más te conozco más te admiro y te quiero.

A Sergio ToMo y a Richard porque siempre cuento con su apoyo, siempre están ahí en los momentos de alegrías y tristezas, gracias por toda su ayuda, gracias por su eterna amistad.

A todos los 'super fantásticos' por los momentos imborrables de aventuras, diversión, trabajo, por su amistad y por ser 'ÚNICOS': Bextor83, NiEve, Paulo, Oscaruchis, Maxtor, Oswalduchis, Marian, Luis, Julius, Constantino, Durán, Armando.

A mis amigos que han sembrado una semilla de tiempo en mi mente y corazón la cual crece cada día que vivimos una experiencia más, que aunque a algunos ya no los veo tan seguido sé que cuento con ustedes y ustedes conmigo: Rafiruchis, René M, Sil, Edgar Suárez, Xóchitl, Magalie, Sergio Castillo, Carlos Fabela, Gabriel Arteaga, Alfredo 'patatiu', Carlos Escalera, Yezmin F, Cris B, Marce, Danys, Felipe Quintos, Homero Serra, Rob, Luisillo, Oscar Cuevas, Libertad, Carlos Capehe. Gracias por brindarme su valiosa amistad y cariño.

A mis primas con las cuales he pasado momentos muy lindos e inolvidables; de quienes agradezco su comprensión por falta de tiempo de mi parte: Iris, Moni, Angelita, Lolis y July.

RECONOCIMIENTOS

Agradezco a la Universidad Nacional Autónoma de México y a la Facultad de Ingeniería por la oportunidad de formar parte de este grandioso recinto que es la máxima casa de estudios, por tantas oportunidades que me ofrecen para aprender cada día algo nuevo que fortalece mi persona.

Al M. en I. Jorge Prado Molina por su valioso apoyo en el desarrollo de esta tesis y fuera de ella, así como sus consejos y su paciencia. Gracias porque de usted aprendí a no desistir y lejos de ello a entregar más del cien por ciento en todo lo que nos proponíamos a realizar.

A la Unidad de Servicios de Cómputo Académico (UNICA) porque es parte de mi educación profesional, porque gracias a ella he obtenido tantos logros no solo educativos sino también personales. Gracias al Ing. Barranco, a la Ing. Rosario Barragán, al Ing. Noé Cruz, a la Ing. Beatriz Barrera, al Ing. Cruz Sergio, al Ing. Francisco Javier, a Irene, a Ibeth, a Blanquita y al Mesie Jesús, porque son grandes personas que a lo largo de mi estancia en esta unidad les he aprendido mucho para crecer en todos los aspectos de mi persona.

A cada uno de mis profesores porque gracias a sus enseñanzas ahora soy Ingeniera.

ÍNDICE

DEDICATORIA	i
RECONOCIMIENTOS	ii
ÍNDICE	iii
RESUMEN	v
1. INTRODUCCIÓN.	1
1.1. Antecedentes.	1
1.1.1. Bobinas magnéticas y ruedas inerciales.	2
1.2. Plataforma de simulación.	2
1.2.1. Medio sin fricción	3
1.2.2. Balanceo de la plataforma.	4
1.2.2.1. Balanceo automático.	5
1.3. Interfaz inalámbrica.	6
1.3.1. Sistema de monitoreo.	6
1.4. Brújula electrónica.	7
1.4.1. Magnetómetro e inclinómetro.	8
1.5. Bobinas magnéticas.	8
1.5.1. El campo magnético terrestre.	8
1.5.2. Formas básicas de las bobinas.	9
1.6. Ruedas inerciales.	10
2. PLATAFORMA DE SIMULACIÓN	12
2.1. Actuadores	12
2.1.1. Masas deslizantes	13
2.1.2. Motores de pasos	13
2.1.2.1. Control de los motores de pasos	15
2.2. Balanceo de la plataforma	16
2.2.1. Balanceo estático	16
2.2.1.1. Procedimiento para balancear la plataforma	17
2.2.2. Balanceo automático	22
2.2.2.1. Sistema de control	22
2.2.2.2. Tarjeta microcontroladora	23
2.3. Brújula electrónica	24
2.4. Interfaz inalámbrica	27
2.4.1. Módulos de transmisión y recepción inalámbrica	27
2.4.2. Circuitos de transmisión y recepción	27
2.5. Sistema de monitoreo	30
2.5.1. Variables a monitorear	30
2.5.2. Graficación y almacenamiento de datos	31
3. BOBINAS MAGNÉTICAS	33
3.1. El campo magnético terrestre	33
3.1.1. Características del campo geomagnético	34
3.1.2. Modelos del campo geomagnético para órbita baja.	36
3.2. Bobinas magnéticas.	38
3.2.1. Geometría y cálculo de dipolos magnéticos	39
3.2.1.1. Geometría	39
3.2.1.2. Cálculo de dipolos magnéticos	40
3.2.1.3. Ubicación de las bobinas	41
3.3. Pares de control necesarios	42

3.3.1. Cálculo de las perturbaciones en órbita	42
3.3.1.1. Par producido por la radiación solar	42
3.3.1.2. Gradiente gravitacional	43
3.3.1.3. Arrastre atmosférico	44
3.3.1.4. Par de control disponible	45
4. RUEDAS INERCIALES	46
4.1. Ruedas inerciales	46
4.1.1. Momentum y ruedas inerciales	47
4.1.2. Sistemas de control con momentum diferente de cero	48
4.1.3. Sistemas de ruedas de reacción	49
4.2. Esquemas de control de orientación con diferente número de ruedas	50
4.3. Control de orientación independiente en tres ejes	52
4.3.1. Diagrama de bloques del esquema de control	52
5. ALGORITMOS DE CONTROL	54
5.1. Programación del microcontrolador	54
5.2. Algoritmos programados	55
5.2.1. Balanceo automático de la plataforma de simulación	55
5.2.1.1. Listado del programa para balanceo automático de la plataforma	58
5.2.1.2. Pruebas de funcionamiento del sistema de monitoreo de la plataforma de simulación	60
5.2.2. Encendido de las bobinas magnéticas	61
5.2.2.1. Encendido de bobinas para control de orientación	61
5.2.2.2. Algoritmo de encendido de las bobinas para desaturación de ruedas inerciales	61
5.2.3. Control de orientación con ruedas inerciales.	62
5.2.3.1. Rutina para controlar la orientación en un eje	64
5.3. Actuadores	66
5.3.1. Ruedas utilizadas	66
5.3.2. Bobinas utilizadas.	67
5.4. Interfaces con el microcontrolador.	68
5.4.1. Brújula electrónica	68
5.4.2. Motores de CD	68
5.4.2.1. Arreglo de Puente H	68
6. RESULTADOS Y CONCLUSIONES	70
6.1. Pruebas de funcionamiento	70
6.1.1. Pruebas de balanceo automático de la plataforma	71
6.1.2. Pruebas de oscilación simple	73
6.1.3. Pruebas de oscilación cambiando el centro de masa de la plataforma	76
6.1.4. Pruebas con bobinas magnéticas	78
6.1.5. Pruebas con ruedas inerciales	82
6.2. Discusión	83
6.2.1. Bobinas magnéticas	83
6.2.2. Ruedas inerciales	84
6.3. Conclusiones y recomendaciones	84
6.3.1. Conclusiones	84
6.3.2. Recomendaciones	85
APÉNDICE A	86
REFERENCIAS	87

RESUMEN

Se presentan el diseño y la implementación de un sistema que nos permite llevar a cabo pruebas de control de orientación de satélites pequeños, mediante el empleo de pares magnéticos y ruedas inerciales. Se utiliza una plataforma de simulación, para llevar a cabo las pruebas de control de orientación de satélites, misma que se encuentra suspendida sobre un balero de aire esférico, que es donde se genera un medio con fricción despreciable, simulando una de las características más importantes del medio ambiente espacial.

Las ruedas inerciales colocadas en los tres ejes ortogonales de la plataforma, constituyen el sistema primario de control de orientación. Las bobinas conforman un conjunto de actuadores secundario, que tiene una doble función; de ayudar en el proceso de desaturación de las ruedas, cuando su velocidad sale de los límites de operación, y de ser en sí mismo un sistema de control de respaldo.

Un microcontrolador se encarga de recibir los datos de orientación desde una brújula electrónica y de procesarlos para decidir que acción de control se va a efectuar, es decir, que rueda debe ser activada y en que dirección de giro. Cuando la velocidad de las ruedas se encuentra afuera de su intervalo de funcionamiento, el conjunto de bobinas entra en acción para efectuar el procedimiento de desaturación para hacer regresar a las ruedas, a su condición operativa.

Un sistema de transmisión inalámbrico es el medio utilizado para enviar la orientación de la plataforma en todo momento y un programa se encarga de desplegar y almacenar los datos para un posterior análisis.

Las bobinas magnéticas tienen forma tubular con núcleo de aire. Las ruedas inerciales están constituidas por discos metálicos sujetos a los ejes de motores de corriente directa.

Se presenta la programación, la circuitería desarrollada y los resultados de las pruebas de control de estabilización efectuadas con este sistema.

INTRODUCCIÓN

1.1. ANTECEDENTES

Durante algunos años se han estado llevando a cabo diferentes esfuerzos encaminados a determinar y controlar la orientación de satélites pequeños (menos de 50 kg), con la finalidad de aumentar significativamente su capacidad de realizar experimentos. Un satélite estabilizado permite reducir el tamaño y la potencia de transmisión de las antenas que envían la telemetría, nos proporciona un apuntamiento continuo hacia la tierra o algún otro lugar del espacio exterior, reduce significativamente el amplio margen de cobertura que deben tener algunos sensores de orientación como el de sol y tierra, al mismo tiempo que permiten aumentar su resolución, etc.

En el Laboratorio de Percepción Remota Alternativa y Tecnología Avanzada del Instituto de Geografía de la UNAM, se han realizado diversos proyectos para generar la infraestructura necesaria para llevar a cabo los procesos de detección de orientación y de control de estabilización de satélites pequeños. Se han diseñado y construido algunos sensores y un medio que permite simular físicamente la falta de fricción que existe en el espacio exterior y se han programado algunos algoritmos de detección de orientación y de control de apuntamiento.

La parte central de todo lo realizado la constituye la plataforma de simulación de un medio sin fricción, ya que aquí es donde se lleva a cabo la integración y las pruebas de todos los dispositivos y programas desarrollados. Sin embargo, el añadir componentes en un medio sin fricción, aún hasta un simple cable, causa necesariamente un desbalanceo, que no permite de ninguna manera llevar a cabo experimentos confiables, ya que es necesario pivotear la plataforma para mantenerla rotando sobre un eje y en casos extremos evitar su caída súbita.

Recientemente, fue desarrollado un sistema que lleva a cabo un balanceo preciso de la plataforma de manera automática, el monitoreo para visualizar directamente la orientación para tener una referencia rápida de lo que está ocurriendo con el experimento y un medio de almacenamiento de la información de la orientación en tres ejes, en archivos que permiten analizar posteriormente el comportamiento de la plataforma durante las pruebas.

Una vez que se cuenta con la infraestructura completa de simulación, se pretende llevar a cabo pruebas precisas de detección de orientación y de control de apuntamiento, para su implementación en satélites artificiales. Debido a que ha quedado pendiente la tarea de llevar a cabo pruebas confiables, que permitan tomar decisiones objetivas, sobre las magnitudes de los actuadores y la repercusión que tienen en el presupuesto energético del

satélite. Este trabajo de tesis pretende cubrir ese importante aspecto del desarrollo de los mencionados subsistemas.

1.1.1. BOBINAS MAGNÉTICAS Y RUEDAS INERCIALES

El propósito fundamental de este trabajo de tesis, es el desarrollar pruebas de control de orientación para un satélite pequeño que tenga como actuadores, un conjunto de ruedas inerciales y otro de bobinas magnéticas. Las ruedas inerciales, normalmente colocadas en los tres ejes ortogonales de la plataforma, constituyen el sistema primario de control de orientación. Las bobinas constituyen un conjunto de actuadores secundario, que tiene la función de ayudar en el proceso de desaturación de las ruedas (cuando su velocidad sale de los límites de operación), y de ser en sí mismo un sistema de control de respaldo.

Las ruedas inerciales son actuadores que presentan la ventaja de aplicar pares relativamente grandes en tiempos cortos y por tanto, pueden mantener un estricto control de apuntamiento, muy necesario cuando se trata de aplicaciones de percepción remota. Su desventaja es que son costosas, masivas y consumen mucha energía.

Las bobinas magnéticas interactúan con el campo magnético de la Tierra y tienen la ventaja de producir pares externos al satélite, a diferencia de aquellos producidos por las ruedas inerciales que provienen del propio satélite. En el pasado otros sistemas con capacidad de efectuar la desaturación de las ruedas inerciales se han estudiado, como aquel compuesto por un sistema de toberas y un tanque de nitrógeno, sin embargo, este ha sido descartado por ser de corta duración, muy masivo y poco confiable.

Las bobinas magnéticas tienen la ventaja de ser durables y muy confiables, sin embargo, tienen el inconveniente de ser masivas y de consumir mucha corriente. No obstante, son la mejor opción para producir pares externos en el satélite.

1.2. PLATAFORMA DE SIMULACIÓN.

Para poder llevar a cabo el desarrollo y las pruebas de funcionamiento de los sistemas de control de orientación de satélites, es necesario contar con un simulador que nos permita tener grandes momentos de inercia, movimiento angular en los tres ejes y un equilibrio neutral bajo cualquier ángulo de deflexión.

El diseño básico de este tipo de simuladores, consiste de una plataforma móvil donde se colocarán los componentes de los sistemas de control, suspendida sobre un soporte que permita el movimiento en los tres ejes de rotación con fricción despreciable. Esto nos lleva a la utilización de un balero de aire esférico como una muy buena solución para soportar la plataforma.

El simulador debe ser totalmente autónomo, es decir, la energía para funcionar debe venir de él mismo, y la transmisión de información sólo es permisible a través de señales electromagnéticas. En la Figura 1.1 se muestra el esquema general de la plataforma de simulación completa; sus principales componentes son: mesa o plataforma, balero de aire esférico, brida para suministro de aire y soporte.

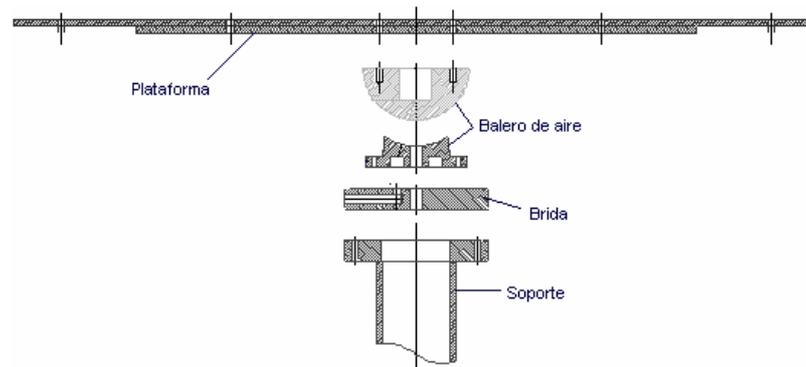


Figura 1.1 Diagrama general de la plataforma de simulación donde se muestran los componentes principales.

El simulador utilizado tiene una plataforma circular de 76 cm de diámetro construida con espuma de estireno emparedada por fibra de carbón-epoxy, un balero de aire esférico multiflujo, con diámetro de 10 cm, maquinado en bronce SAE 62 con un acabado muy fino y con tolerancias muy cerradas, con una capacidad de carga de 80 kg y que genera un medio con fricción despreciable.

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 el tensor de inercia del satélite reproducido o escalado.

1.2.1. MEDIO SIN FRICCIÓN

Los instrumentos y sistemas de control diseñados para mantener estabilizadas las naves espaciales, deben ser probados exhaustivamente en Tierra, en un medio ambiente simulado. Como el medio ambiente espacial no puede ser completamente simulado, y debido a que lo más importante es tener un medio sin fricción, fue necesario encontrar una manera de generarlo. Un balero de aire es un dispositivo adecuado para crear esta condición, ya que nos permite probar instrumentos y sistemas de control de orientación de vehículos espaciales.



Figura 1.2 Semiesfera y copa, partes fundamentales de un balero de aire esférico.

Un balero de aire 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 del medio sin fricción (ver figura 1.2). 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.

Una característica importante de los baleros de aire, 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, con el fin de mantener en condiciones adecuadas el medio sin fricción.

1.2.2. BALANCEO DE LA PLATAFORMA.

Uno de los aspectos más importantes a considerar para la utilización práctica de este simulador, en pruebas de detección de orientación y control de estabilización, es que el sistema completo (incluyendo baterías, controladores y demás sistemas bajo prueba) debe ser sometido a un procedimiento que permita tenerlo perfectamente balanceado, ya que sin este requisito cubierto, las pruebas de control de orientación no pueden realizarse de manera adecuada; debido a que el simulador puede incluso precipitarse súbitamente hacia abajo, debiendo pivotarlo en dos puntos, lo que restringe los movimientos a un solo eje. Esto introduce por supuesto fricción, lo que no permite cuantificar correctamente los resultados, estando éstos muy poco cercanos a la realidad.

Los requisitos para el equilibrio estático son simplemente que la suma de todas las fuerzas en el sistema sean iguales a cero.

$$\Sigma F - ma = 0$$



Figura 1.3 Plataforma de simulación y balero de aire esférico donde se produce un medio sin fricción.

Partiendo del hecho de que la plataforma de simulación se encuentra inicialmente balanceada cuando no tiene ningún otro componente, debido a que la masa se encuentra distribuida de manera homogénea en toda su superficie, el procedimiento que seguiremos consiste básicamente en mantener balanceada la plataforma; añadiendo un par de componentes cada vez, contrarrestando cada uno el efecto de desbalanceo causado por el otro. La importancia de esta estrategia consiste en que una vez alcanzado el equilibrio, es posible añadir más componentes, siguiendo el mismo procedimiento y manteniendo sin alteraciones el balance.

1.2.2.1. Balanceo automático.

El proceso de balanceo de la plataforma resulta particularmente difícil de realizar debido a la complejidad de los componentes que se utilizan en las diferentes pruebas. El problema radica en que dichos componentes, la mayoría de las veces, no tienen una forma geométrica regular o que su centro de masa no se puede determinar fácilmente. Esto causa que a medida que aumenta la cantidad de componentes, el proceso se vuelva cada vez más tedioso y tardado. El balanceo manual es indispensable para localizar la plataforma a una determinada distancia de la horizontal, para que entonces entre en funcionamiento el balanceo automático y se lleve a la plataforma a un umbral de ± 1 grado en los ejes X, Y.

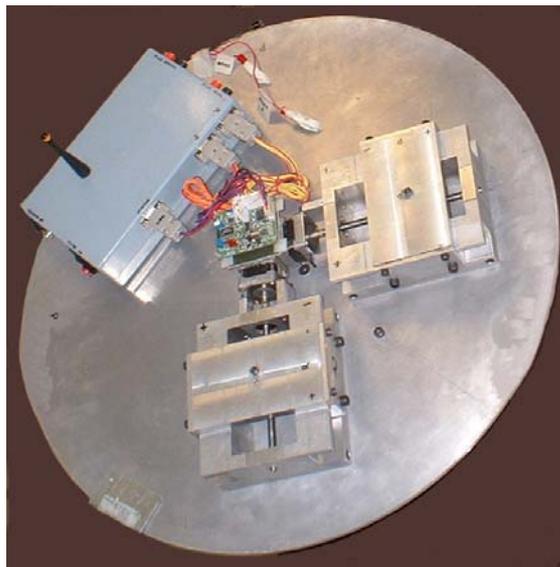


Figura 1.4. Plataforma de simulación con la electrónica de control y las masas deslizantes para efectuar un balanceo automático.

La información de orientación es proporcionada por una brújula electrónica y compara en un microcontrolador, contra el umbral de $\pm 1^\circ$ en los ejes de alabeo y cabeceo; del resultado obtenido de dicha comparación, el microcontrolador manda una secuencia de pulsos, los cuales hacen que los motores de pasos giren en sentido horario o anti-horario, lo cual induce el movimiento de las masas deslizantes en una dirección u otra. Cada eje se maneja de manera independiente; es decir, primero se ajusta el eje X y posteriormente el Y, hasta lograr que la plataforma esté totalmente horizontal.

1.3. INTERFAZ INALÁMBRICA.

Es indispensable incluir un sistema de comunicaciones inalámbrico para la transmisión de información entre la plataforma y el exterior, debido a que un cable induciría un desbalanceo. La transmisión es unidireccional, es decir, desde la brújula (ubicada en el origen de los ejes ortogonales de la plataforma) hacia la computadora de escritorio, donde se despliega y almacena la información de orientación. La secuencia de datos enviados por medio de la interfaz RS232 de la brújula, es modulada por un circuito llamado HP Serie II, que ofrece un método eficaz de transmisión inalámbrica en el intervalo de las radio frecuencias. Permite transmitir datos analógicos y digitales entre 902 y 928 [MHz] utilizando modulación FSK.

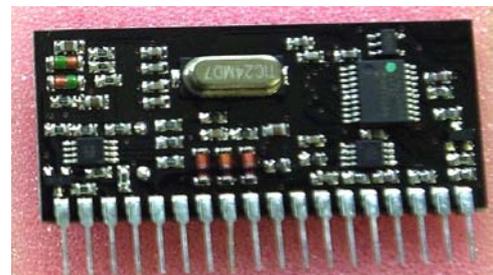
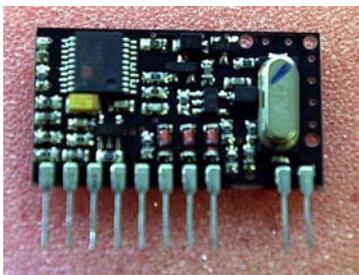


Figura 1.5 Circuitos de transmisión / recepción inalámbrica.

1.3.1. SISTEMA DE MONITOREO

La brújula electrónica proporciona información sobre la orientación de la plataforma en los tres ejes. Se ha establecido que es muy conveniente estar visualizando directamente la orientación de la plataforma, por lo que es necesario realizar un despliegue en pantalla. Para ello se utiliza un programa de graficación en la PC como herramienta de despliegue de datos y simulación de orientación.

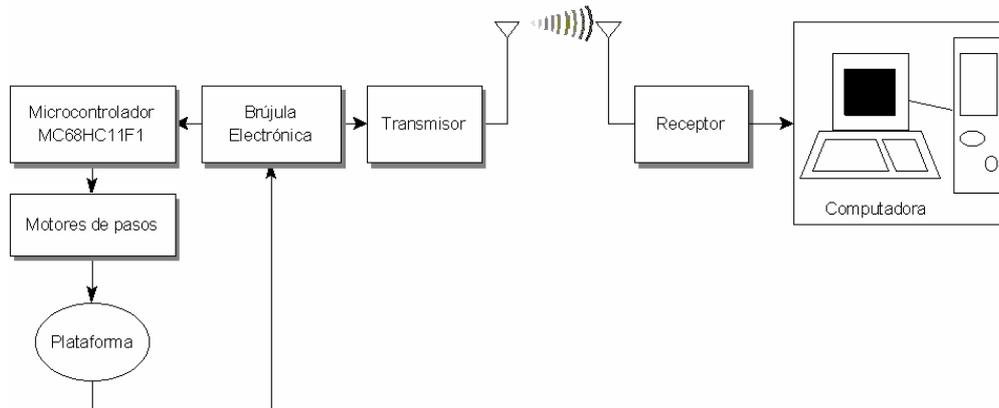


Figura 1.6 Diagrama de bloques donde se incluyen los sistemas de balanceo automático y de monitoreo.

El sistema de monitoreo y el programa de graficación, presentado en este trabajo, es una herramienta utilizada como medio auxiliar para analizar el comportamiento del sistema, tanto en la fase de balanceo, como durante las pruebas de control de orientación.



Figura 1.7 Pantalla principal del programa de graficación.

1.4 BRÚJULA ELECTRÓNICA.

Como sensor de orientación, se emplea una brújula electrónica, ésta nos sirve para determinar la orientación en los tres ejes ortogonales de la plataforma. Los ejes X y Y se localizan sobre el plano de la misma, mientras que el eje Z es perpendicular a dicho plano, con dirección positiva hacia arriba. La brújula proporciona de manera continua la inclinación de los ejes de alabeo (X) y cabeceo (Y), y la desviación del eje de guiñada (Z). Los dos primeros son usados durante el proceso de balanceo, mientras que para la realización de las pruebas de control, se utilizan los tres ejes.



Figura 1.8. Brújula electrónica dotada con dos inclinómetros.

La brújula consiste de dos inclinómetros (para los ejes X y Y) y de un magnetómetro (para el eje Z) y está contenida en un módulo electrónico denominado **EZ-COMPASS-3**, cuyo diseño está basado en un microcontrolador programado por el fabricante. La comunicación con este dispositivo se realiza en serie, bajo el estándar RS232. Al microcontrolador de este módulo se accesa mediante comandos suministrados desde el teclado de la computadora, donde ha sido programada una rutina de comunicación en serie, para este caso.

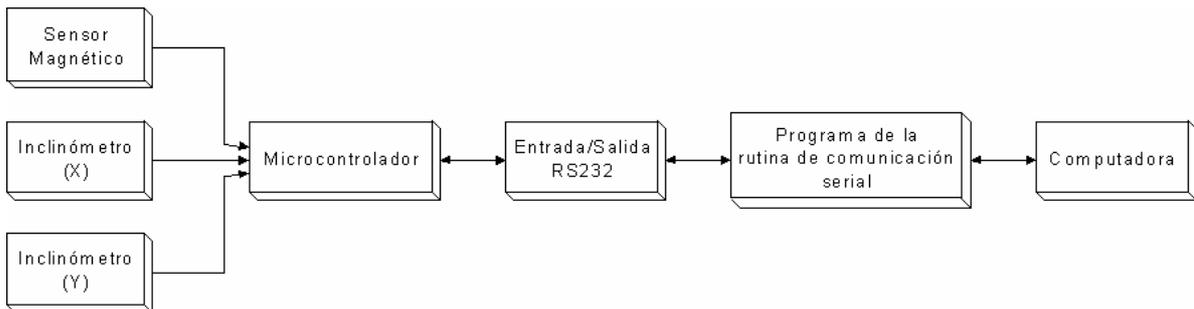


Figura 1.9 Diagrama de bloques de la brújula electrónica y su interfaz con la computadora.

1.4.1 MAGNETÓMETRO E INCLINÓMETROS.

El módulo EZ-COMPASS-3 utiliza un magnetómetro de estado sólido de tres ejes, con 12 bits (0.08 grados) de resolución, para determinar la orientación con respecto a las 3 componentes vectoriales del campo magnético terrestre y generar el azimut de 0 a 360 grados.

Contiene dos inclinómetros con 12 bits de resolución, que determinan la desviación de los ejes de alabeo y cabeceo en un intervalo de ± 70 grados.

1.5. BOBINAS MAGNÉTICAS

La existencia del campo magnético terrestre permite introducir pares externos a las naves espaciales. Las bobinas magnéticas permiten la generación de dichos pares mediante la interacción entre campos magnéticos. Las formas más usadas de bobinas se describen mas adelante

1.5.1. EL CAMPO MAGNÉTICO TERRESTRE

El inventor Karl Gauss realizó un magnetómetro para medir el valor absoluto del campo magnético, esto lo llevó a cabo en varios lugares alrededor de la Tierra. Así desarrolló la instrumentación para medir y la lectura fué reducida a un sólo número para representar la intensidad del imán terrestre, conocido también como "momento magnético". Dicha medición se hizo por primera vez en 1835, a partir de esta primera medición y hasta

nuestros días, se ha continuado haciendo y se ha observado que la intensidad del campo magnético de la tierra ha ido disminuyendo.

El campo magnético crea un escudo que protege a la Tierra del viento solar y de los rayos cósmicos que vienen del espacio exterior, que son muy dañinos. Éstos son desviados hacia el espacio antes de que lleguen a la Tierra. Las mediciones del campo magnético de la Tierra demuestran que existe una fuerte interacción con el viento solar, produciendo una onda o frente de choque, a una distancia considerable de la superficie de la Tierra. El viento solar tiende a desplazarse alrededor de este frente de choque, evitando a la Tierra el peligro de las radiaciones.

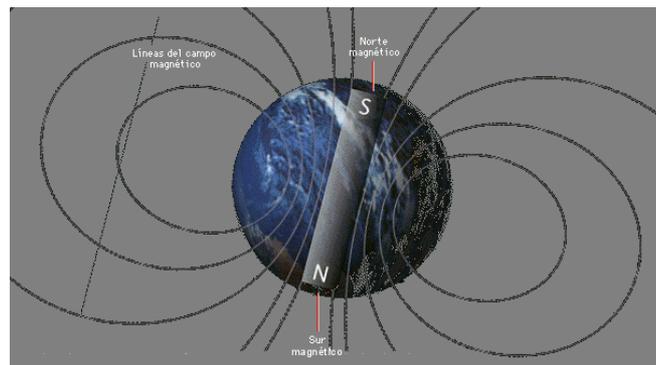


Figura 1.10. Líneas de campo magnético.

En cualquier punto de la superficie, el campo magnético de la tierra es definido por su potencia y dirección, los cuales son usualmente expresados en términos de los elementos magnéticos, por otra parte la irregularidad de las líneas de campo magnético cambian de un lugar a otro debido a la permeabilidad y magnetización de rocas debajo de la superficie y a la ionósfera. El fenómeno del magnetismo fue conocido por los griegos desde el año 800 A.C., ellos descubrieron que ciertas piedras, ahora llamadas magnetitas (Fe_3O_4), atraían piezas de hierro. El hierro, cobalto, níquel, gadolinio y disprosio son materiales fuertemente magnéticos y suelen llamarse ferromagnéticos, las sustancias ferromagnéticas se utilizan para la fabricación de imanes permanentes, dichas sustancias contienen momentos magnéticos atómicos que tienden a alinearse paralelamente unos con otros, en presencia de un fuerte campo magnético externo. Con los momentos alineados, la sustancia permanecerá magnetizada después de quitar el campo magnético externo.

1.5.2. FORMAS BÁSICAS DE LAS BOBINAS

Existen dos geometrías básicas para las bobinas magnéticas utilizadas en satélites pequeños, una de ellas es un cilindro alargado y la otra es siguiendo el contorno del satélite.

Las bobinas cilíndricas (en forma tubular) 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 fácilmente montables aunque presentan histéresis y no linealidades.

Las bobinas arrolladas alrededor del satélite son otra opción viable, ya que aún con las reducidas dimensiones del satélite, se contaría con una mayor área en el núcleo, con lo cuál tendríamos mayor dipolo, pero se debe de tener en cuenta que entre mas cerca estén las bobinas de los circuitos, pueden existir efectos de interferencia electromagnética. Su diseño es muy simple, pero su montaje puede llegar a ser complicado y delicado.



Figura 1.11 Fotografía de tres bobinas tubulares en la mesa de pruebas.

1.6. RUEDAS INERCIALES

La utilización de ruedas inerciales como actuadores en un satélite pequeño, posibilitan un apuntamiento muy fino durante todo el tiempo que dure la misión y permiten disponer de pares correctivos importantes; particularmente útiles en el momento en que el satélite se separa del cohete portador, ya que puede tener un giro no deseado o inclusive puede salir dando tumbos. También son de gran utilidad cuando es necesario llevar a cabo maniobras de apuntamiento sobre algún lugar específico. Tienen el inconveniente de ser costosas, masivas y de presentar el problema de desgaste en los baleros, lo que limita hasta cierto punto su tiempo de vida; aunque como veremos mas adelante, 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.

Durante la operación normal de las ruedas inerciales, éstas van incrementando la cantidad de momentum angular, por lo que es necesario contar con un sistema que sea capaz de disipar esta energía acumulada. Un conjunto de bobinas magnéticas es un medio muy conveniente para efectuar el trabajo de desaturación, además de que en sí mismo constituye un sistema de control de orientación de respaldo, aunque no proporciona la precisión ni la rapidez de un sistema de ruedas inerciales.

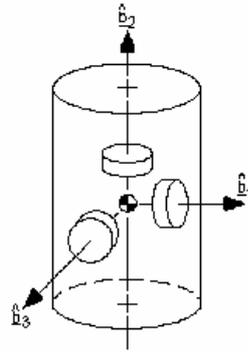


Figura 1.12 Ruedas de reacción en un satélite estabilizado en tres ejes.

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. La velocidad de la rueda se incrementa o se decrementa para mantener una orientación constante. Durante un periodo completo, cuando ocurren pares cíclicos, la velocidad de la rueda permanece constante. Los pares seculares que actúan en la nave causan que la velocidad de la rueda inercial, se incremente o se decremente monótonicamente hasta que su velocidad se mueva fuera de sus límites operativos. Un dispositivo para intercambio de momentum (i.e. bobinas magnéticas, toberas o pares proporcionados por gradiente gravitacional) debe ser usado para restaurar la velocidad de la rueda a su valor de operación nominal. El límite superior de operación de una rueda inercial es llamado el límite de saturación.

PLATAFORMA DE SIMULACIÓN

En este capítulo se hace una descripción muy completa de la plataforma de simulación de un medio sin fricción, como pieza fundamental de este trabajo de tesis.

También se describe el modelo matemático que define su comportamiento estático y el procedimiento que debe seguirse para balancear un sistema compuesto por diferentes masas. En la plataforma de simulación se ha realizado la integración de sensores, actuadores, baterías, microcontrolador y los aditamentos para poder efectuar el balanceo estático automático con masas deslizantes, así como los diferentes experimentos de control de orientación con bobinas magnéticas y ruedas inerciales.

El balanceo es indispensable, ya que sin él no es posible la realización de experimentos en un medio sin fricción. También debe cuidarse la posición del centro de masa de la plataforma, ya que si éste se encuentra demasiado alto, existe inestabilidad y la mesa tiende a caerse. En cambio, cuando se encuentra demasiado bajo existe una oscilación excesiva debido a los pares gravitacionales que afectan al sistema. Lo ideal es mantener el centro de masa, lo más cercano al centro geométrico del balero de aire esférico.

Un sistema de transmisión inalámbrico es utilizado para enviar la orientación de la plataforma en todo momento y un programa de monitoreo se encarga de graficar y de almacenar los datos de orientación en el disco duro de una PC.

2.1. ACTUADORES.

Los actuadores son dispositivos que transforman la energía (eléctrica, neumática, hidráulica, térmica, etc.) en un movimiento controlable, para conectar, desconectar y controlar sistemas electromecánicos, neumáticos e hidráulicos.

En la plataforma se utilizan dos masas deslizantes para lograr el balanceo automático del simulador. Su funcionamiento está basado en el movimiento de una masa sobre un tornillo de rosca fina, conectado a la flecha de un motor de pasos. Con la ayuda de la brújula electrónica con sus inclinómetros alineados en los ejes de rotación y cabeceo, un microcontrolador toma la decisión de mover hacia delante o hacia atrás cada una de las masas hasta lograr la horizontal de la plataforma y de esta manera conseguir un equilibrio.

2.1.1. MASAS DESLIZANTES.

Los sistemas de masas deslizantes son muy importantes en el balanceo de la plataforma, ya que de ellos depende que se logre un par residual de pequeñas proporciones. Esto último a su vez está estrechamente ligado a la resolución que se logre en el movimiento de las masas por el conjunto motor-tornillo. Dicho movimiento debe ser lo más preciso y lo más fino posible. Los sistemas de masas deslizantes cumplen con las siguientes características:

- Desplazan una masa siguiendo un movimiento rectilíneo.
- Para su construcción se trató de emplear en la medida de lo posible materiales no magnéticos.
- La longitud máxima de desplazamiento es de cinco centímetros.
- Tienen la capacidad de mover de 700 a 1000 gramos.
- Su centro de masa está localizado prácticamente en el centro geométrico.

Utiliza una platina acoplada a un tornillo de cuerda milimétrica, el cual a su vez está sujeto al motor de pasos; que cuando recibe una serie de pulsos eléctricos hace que la masa se deslice en un movimiento fino. El tornillo tiene una cuerda milimétrica M7X1, con baleros en los extremos.

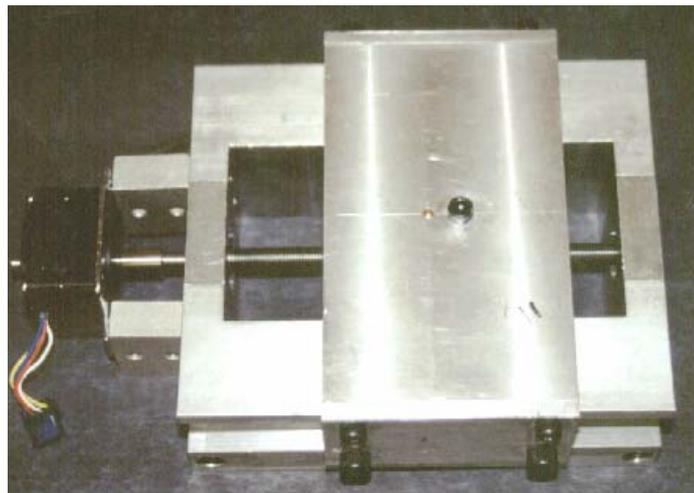


Figura 2.1. Mesa deslizante completa.

2.1.2. MOTORES DE PASOS.

La precisión en el posicionamiento, fue la característica definitiva para tomar la decisión de optar por el uso de un motor de pasos como parte integral del actuador.

Los motores de pasos son de conmutación electrónica. Son apropiados para mover en su eje una cantidad de giro exacta, no tienen escobillas ni conmutador mecánico. La acción de conmutación es lograda por transistores externos. El rotor no tiene devanado de armadura, simplemente es una colección de imanes permanentes salientes.

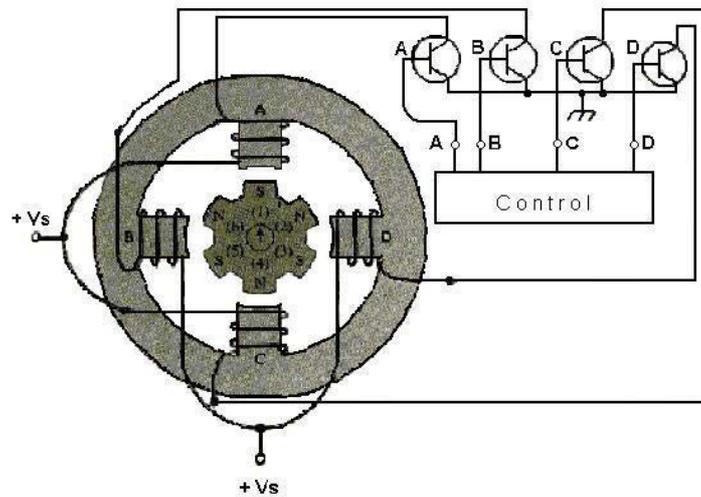


Figura 2.2 Construcción interna de un motor de pasos.

Un motor de pasos es un dispositivo que convierte pulsos eléctricos en movimientos discretos de rotación mecánica (por pasos). Al aplicar a sus bobinas una serie adecuada de impulsos eléctricos, giran sobre su eje un ángulo fijo. Este ángulo recorrido, que depende de las características del motor, se le llama paso, del que podemos controlar la cantidad, la velocidad y el sentido de giro. Cuando el circuito de control enciende un transistor (A, B, C o D en particular), hay un flujo de corriente de alimentación de CD (+Vs) que pasa por ese devanado a través del transistor a tierra. Cuando un solo devanado es energizado, este se encuentra enrollado de tal manera que su polo se vuelve norte magnético. Su flujo emerge de la cara del polo, pasa a través del rotor, entonces completa su trayectoria entrando en la cara del polo directamente opuesta a él.

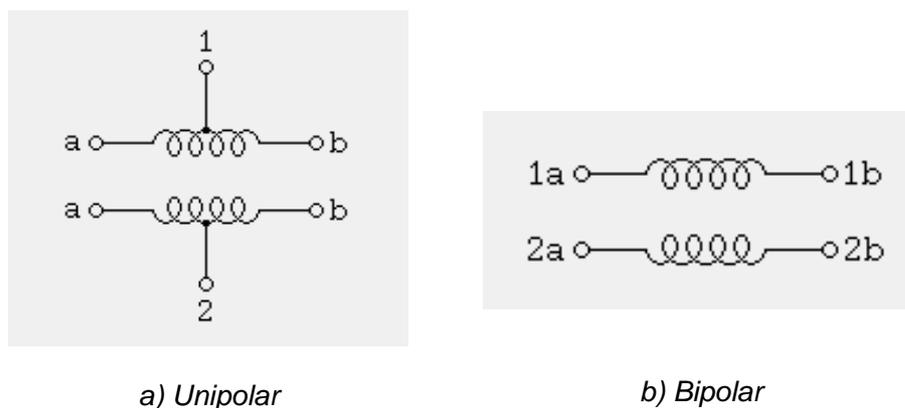


Figura 2.3 Esquema de los tipos de motores de pasos

Hay dos tipos básicos de motores de pasos, los bipolares y los unipolares. En los primeros, que se componen de dos bobinas, la corriente que circula por éstas cambia de sentido en función de la tensión que se aplica, por lo que un mismo bobinado puede tener en uno de sus extremos distinta polaridad. Los unipolares, que se componen de dos bobinas, se llaman así, porque la corriente por los diferentes embobinados siempre circula en el mismo sentido. Una manera de diferenciar los dos tipos de motores es considerando que los bipolares solo tienen cuatro conexiones, dos para cada bobina, mientras que los unipolares normalmente presentan seis cables, dos para cada bobina y dos para la alimentación de cada par de éstas. El tipo de motor que utilizamos en este proyecto es unipolar.

Hay diversas formas de mover los motores paso a paso, una manera muy eficiente de hacerlo es por medio de un microcontrolador.

2.1.2.1. Control de los motores de pasos.

Existen varios tipos de secuencias que pueden usarse para manejar los motores de pasos. En todos los casos, los pasos se repiten al terminar las secuencias. Siguiendo los pasos en orden ascendente el giro del motor se efectúa en una dirección, en orden descendente gira en la dirección opuesta.

La secuencia utilizada se muestra en la siguiente tabla y es proporcionada por medio de un microcontrolador; donde cuatro pasos, de cuatro bits, son una secuencia, la cual se repite hasta completar un giro completo que corresponde a 200 pasos.

Pasos	Bobina 1	Bobina 2	Bobina 2	Bobina 4
1	0	0	1	1
2	0	1	1	0
3	1	1	0	0
4	1	0	0	1

Tabla 2.1 Secuencia para mover los motores de pasos

Para activar los motores se utiliza un circuito de potencia externo, debido a que no se les puede conectar directamente al puerto de salida del microcontrolador. Es necesario un circuito que entregue suficiente potencia de alimentación para moverlos.

Para el control de los motores unipolares, se deben tomar las derivaciones o taps centrales y conectarlos a la fuente de alimentación positiva. El circuito controlador (Figura 2.4) se encargará de poner cada bobina a tierra para energizarla de manera secuencial (cuando hay un uno lógico en la base del transistor). El número de fases (A, B, C y D) es el doble del número de bobinas, ya que cada bobina está dividida en dos, por medio del tap central.

Los diodos D1, D2, D3 y D4 protegen las líneas del circuito frente a los picos de tensión inversa producidos por la conmutación de los devanados, y evitan que la fuerza contraelectromotriz de las bobinas dañe a los transistores; mientras que las resistencias R1, R2, R3 y R4 limitan la corriente de las líneas de datos que llegan desde la salida del puerto B del microcontrolador. Los transistores T1, T2, T3 y T4 amplifican la corriente de salida del puerto para poder controlar al motor.

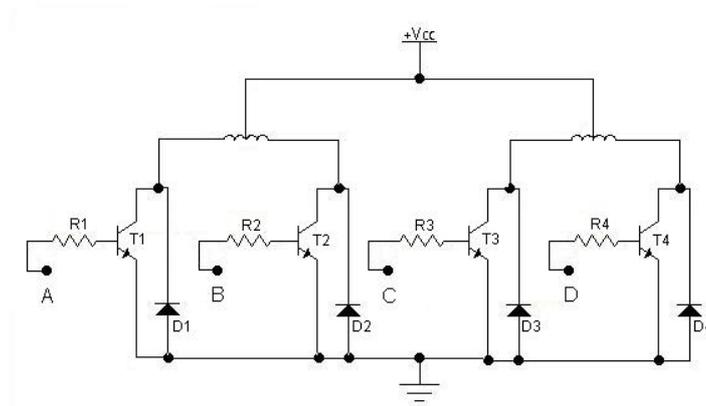


Figura 2.4 Diagrama del circuito de potencia para manejar los motores de pasos.

Donde: D1, D2, D3, D4=1N4001, R1, R2, R3, R4=1[kΩ] y T1, T2, T3, T4=TIP120

2.2. BALANCEO DE LA PLATAFORMA

Es de gran importancia resaltar la utilidad del balanceo de la plataforma (procedimientos manual y automático) particularmente éste último, ya que sin él, las pruebas de control de orientación no pueden realizarse de manera adecuada. En esta sección se hace una descripción de cómo se llevan a cabo ambos procedimientos de balanceo y el criterio para la aplicación de esta metodología.

2.2.1. Balanceo estático.

A pesar de la expresión, la noción de equilibrio estático se aplica también a objetos en movimiento. Las fuerzas de interés en desequilibrio, se deben a aceleraciones de masas en el sistema. Los requisitos para el equilibrio estático son simplemente que la suma de todas las fuerzas en el sistema móvil, sean iguales a cero.

$$\Sigma F - ma = 0$$

Otro nombre para el balanceo estático es: *equilibrio en un plano*, lo cual significa que todas las masas que generan las fuerzas inerciales están prácticamente en el mismo plano. Esencialmente se tiene un problema en dos dimensiones, algunos ejemplos de dispositivos comunes que cumplen con este criterio, y pueden ser equilibrados estáticamente con éxito son: un engrane o una polea montados en un eje, una rueda de bicicleta o motocicleta, un volante delgado, una hélice de aeroplano, los álabes de turbina. El común denominador de todos estos aparatos es que son de corta extensión en la dirección axial, comparada con su magnitud en la dirección radial, y por tanto, pueden ser considerados como cuerpos en un solo plano.

Este es el argumento principal, para poder balancear nuestra plataforma manteniendo todos los elementos en un plano: el horizontal.

Un elemento rotatorio puede estar equilibrado (o balanceado) tanto estática como dinámicamente. El equilibrio estático es una variante del equilibrio dinámico. Para lograr un equilibrio completo se requiere establecer el equilibrio (o balance) dinámico.

$$\Sigma F = 0 ; \text{ suma de fuerzas igual a cero.}$$

$$\Sigma M = 0 ; \text{ suma de momentos igual a cero.}$$

En nuestro caso el equilibrio estático es un sustituto aceptable para el equilibrio dinámico y es más fácil de alcanzar.

El grado al que un elemento rotatorio se debe balancear dinámicamente depende de la velocidad a la que va a operar. A pequeñas velocidades es tolerable un pequeño desbalanceo de masa debido a que la fuerza de inercia que lo representa puede ser pequeña; pero debido a que la fuerza desbalanceadora aumenta conforme al cuadrado de la velocidad, el desbalanceo transmitido puede ser grande a altas velocidades.

Nuestra plataforma se mantendrá prácticamente sin movimientos o con una rotación muy lenta durante su funcionamiento por lo que el balanceo dinámico no es importante.

2.2.1.1. Procedimiento para balancear la plataforma.

Dado el hecho de que la plataforma de simulación se encuentra inicialmente balanceada cuando no tiene ningún otro componente, debido a que la masa se encuentra distribuida de manera homogénea en toda su superficie, el procedimiento que seguiremos consiste básicamente en mantener balanceada la plataforma; añadiendo un par de componentes cada vez, contrarrestando cada uno el efecto de desbalanceo causado por el otro. La importancia de esta estrategia radica en que una vez alcanzado el equilibrio, es posible añadir más componentes, siguiendo el mismo procedimiento y manteniendo sin alteraciones el balance.

Una vez que ya se cuenta con todos los elementos que van a ser colocados en la plataforma de simulación (en este ejemplo serán los componentes del sistema de balanceo, las baterías y el circuito de control) se procede a la identificación y clasificación de cada uno de ellos, como se observa en la tabla 2.2.

Elemento	Masa [kg]	Peso $f = mg[N]$ $g=9.81[m/s^2]$	Forma	Ubicación del Centroide	Notas
Mesa deslizante completa	1.955	19.178	Prismática	Está localizado sobre el eje F-F'.	Ver figura 2.5a
Platina deslizante	0.615	6.033	Placa delgada	Está localizado sobre el eje E-E'.	Ver figura 2.5b
Circuito de control	0.658	6.454	Prismática	Centro geométrico	
Baterías	1.800	17.658	Prismática	Centro geométrico	
Masa equilibrante	0.466	4.571	Cilindro	Centro geométrico	

Tabla 2.2 Componentes principales del sistema y sus características.

Todos los pasos subsecuentes de fijación de elementos deben de mantener el centro de masa sobre el centro del balero, calculando cual debe ser la localización de cada uno de ellos. Con este procedimiento se logra el balanceo manual y finalmente se realiza el procedimiento automático, mediante un corrimiento de las masas deslizantes; el cual, como hemos dicho, solamente toma en cuenta la desviación de la horizontal para lograr este efecto.

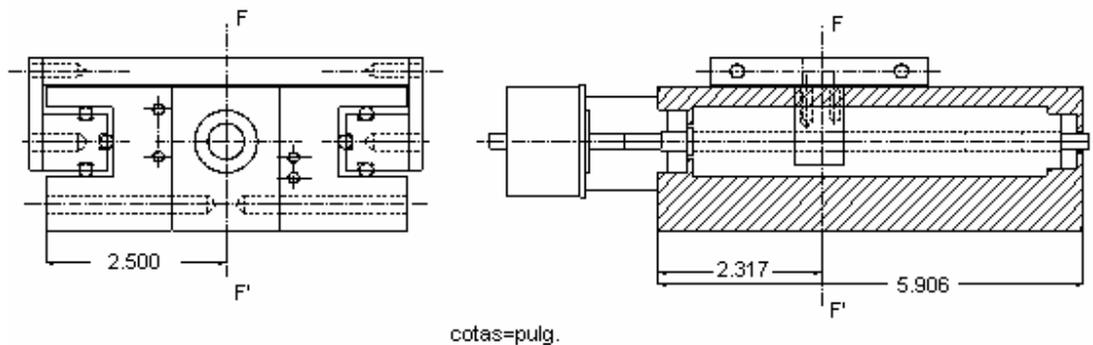


Figura 2.5a Localización del eje F-F' sobre el cual se encuentra el centro de masa de la mesa deslizante.

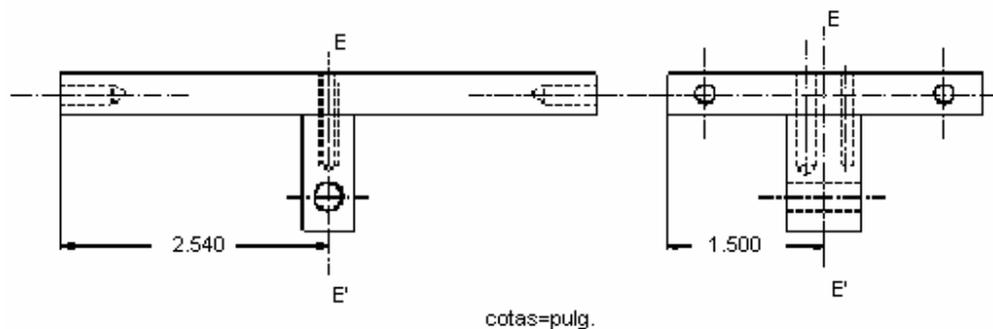


Figura 2.5b Localización del eje E-E' sobre el cual también se encuentra el centro de masa de la platina deslizante.

Una vez que se identificó cada uno de los elementos a integrar, la manera de colocar los componentes es muy sencilla, primero se seleccionan aquellos que tienen necesidades específicas de localización; como los sensores y los actuadores y se fijan en un determinado lugar, a continuación, y siguiendo un eje imaginario que une el centro de masa del dispositivo en cuestión y que pasa por el centro de la plataforma, se coloca otro componente o un lastre, de tamaño conveniente, a una determinada distancia del centro de la plataforma para que el sistema quede balanceado (de preferencia en la parte baja de la plataforma para que el centro de masa se mantenga en el plano de la plataforma).

La manera de encontrar esta distancia, dada la masa, es muy sencilla como se verá un poco mas adelante. El arreglo de los componentes quedó como se muestra en la figura 2.6.

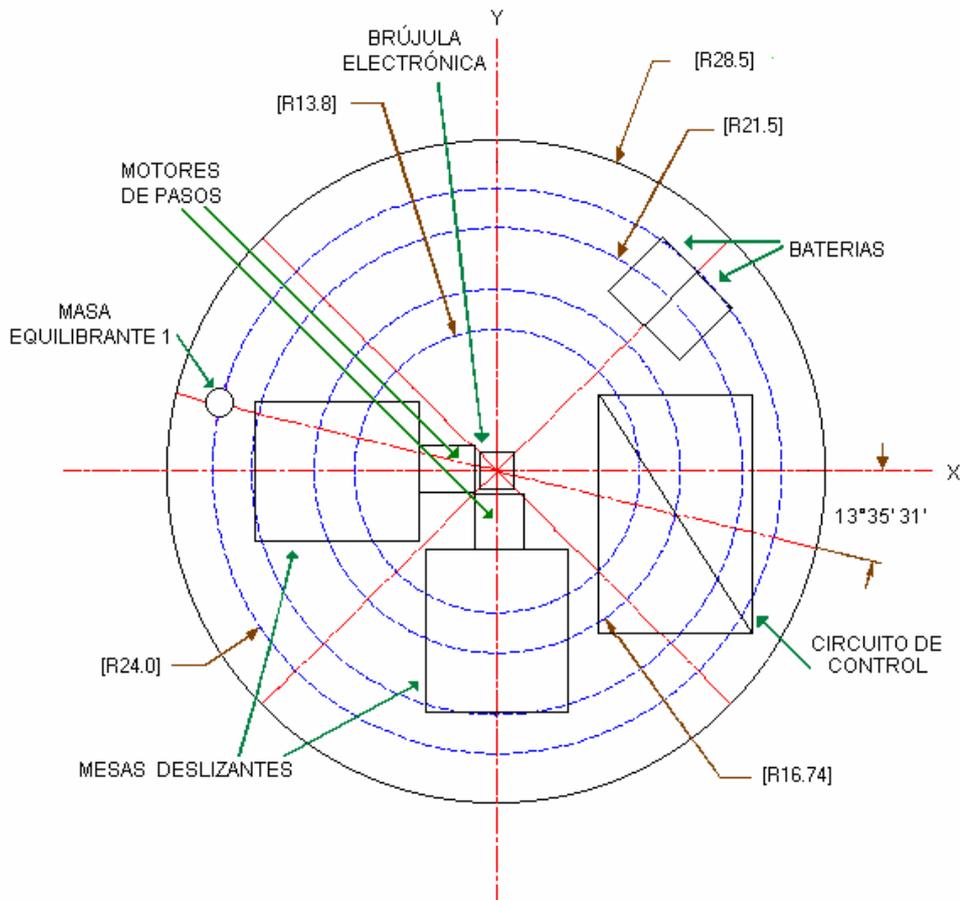


Figura 2.6 Distribución de las masas en la plataforma.

En este caso se ubicó a la brújula en el centro de la plataforma para hacer coincidir sus ejes X, Y y Z, con los del simulador y lograr que las mediciones se realicen con respecto a los mismos ejes de referencia. No fue necesario colocar una masa para contrarrestarla, debido a su bajo peso y localización. En segundo lugar se fijaron las mesas deslizantes sobre los ejes X e Y respectivamente, debido a que son los ejes que van a ser controlados. Como contraparte a ambas, se colocaron las baterías. Posteriormente se fijó el circuito de control y para contrarrestarlo se colocó una masa metálica de forma cilíndrica.

Para obtener las distancias, medidas desde el origen del sistema de coordenadas, a las que deben fijarse las masas de balanceo del sistema mostrado en la figura anterior, se procedió de la siguiente manera:

Se consideró la siguiente nomenclatura:

- f** : Es el peso de los elementos que se encuentran sobre la plataforma en [N]
- R** : Es la distancia del centro de la plataforma al centro de masa de cada elemento montado sobre la plataforma en [m]; llamado radio de localización.
- M** : Es el momento en [N m]

El momento M se obtiene:

$$\mathbf{M} = \text{fuerza} \times \text{distancia} = \mathbf{f} \mathbf{R} \quad [\text{N m}]$$

Tomando en cuenta que debemos cumplir con la condición de que la suma de fuerzas y de momentos deben ser cero:

$$\begin{aligned} \Sigma \mathbf{F} &= \mathbf{0} \\ \Sigma \mathbf{M} &= \mathbf{0} \end{aligned}$$

1. Calculamos la fuerza resultante de las masas deslizantes:

$$f_{\text{masas_deslizantes}} = \sqrt{(f_{\text{masa_deslizante_1}})^2 + (f_{\text{masa_deslizante_2}})^2} = \sqrt{(19.178)^2 + (19.178)^2} = 27.12 \text{ [N]}$$

Calculamos el ángulo de ubicación de la resultante:

$$\theta = \tan^{-1} \frac{f_{\text{masa_deslizante_2}}}{f_{\text{masa_deslizante_1}}} = \frac{19.178}{19.178} = 45^\circ$$

Como la resultante se encuentra en el tercer cuadrante:

$$\theta' = 45^\circ + 180^\circ = 225^\circ$$

Calculamos el radio de localización de las masas deslizantes, que están ubicadas a 0.0976[m] sobre los ejes X y Y respectivamente:

$$R_{\text{masas_deslizantes}} = \sqrt{R_{\text{masa_deslizante_1}}^2 + R_{\text{masa_deslizante_2}}^2} = \sqrt{(0.0976)^2 + (0.0976)^2} = 0.138 \text{ [m]}$$

De los cálculos anteriores, obtenemos el momento de las masas deslizantes:

$$M_{\text{masas_deslizantes}} = f_{\text{masas_deslizantes}} R_{\text{masas_deslizantes}} = (27.12)(0.138) = 3.743 \text{ [N m]} \quad \dots(1)$$

2. El circuito de control fue colocado arbitrariamente de acuerdo a los requerimientos de espacio sobre la plataforma; su posición se ubica a 0.1674 [m] de radio y con un ángulo de 346.4°. Con estos datos calculamos el momento del circuito de control:

$$M_{\text{control}} = f_{\text{control}} R_{\text{control}} = (6.454)(0.1674) = 1.0805 \text{ [N m]} \quad \dots(2)$$

3. Para contrarrestar estos momentos, ubicamos las masas de compensación como se muestra en la figura 2.7, es decir, sobre el mismo eje, a una determinada distancia opuesta al origen.

Como ya conocemos los momentos de las masas deslizantes y del circuito de control; la masa de las baterías y la masa equilibrante, sólo resta calcular los radios de localización.

Como ya se mencionó, las baterías compensan a las masas deslizantes y la masa equilibrante al circuito de control. Calculando la suma de momentos:

$$f_{masas_deslizantes} R_{masa_deslizantes} = f_{baterías} R_{baterías} \quad [\text{N m}] \quad \dots(3)$$

$$f_{control} R_{control} = f_{masa_equilibrante} R_{masa_equilibrante} \quad [\text{N m}] \quad \dots(4)$$

De la ecuación (3), obtenemos el radio de localización de las baterías:

$$R_{baterías} = \frac{f_{masas_deslizantes} R_{masas_deslizantes}}{f_{baterías}} \quad [\text{m}]$$

$$R_{baterías} = \frac{3.743}{17.658} = 0.215 \quad [\text{m}]$$

De la ecuación (4), obtenemos el radio de localización de la masa equilibrante:

$$R_{masa_equilibrante} = \frac{f_{control} R_{control}}{f_{masa_equilibrante}} \quad [\text{m}]$$

$$R_{masa_equilibrante} = \frac{1.0805}{4.571} = 0.24 \quad [\text{m}]$$

Con los datos obtenidos a partir de los cálculos anteriores, en la siguiente tabla se muestra la ubicación final de cada elemento. Esto hace que la plataforma se encuentre balanceada estáticamente:

Elemento	Masa [kg]	Radio de localización R[m]	Ángulo de localización [grados]	Localización en el eje X [m]	Localización en el eje Y [m]
Resultante de las masas deslizantes	2.764	0.1380	225	-0.0975	-0.0975
Circuito de control	0.658	0.1674	346.65	0.1629	-0.0386
Baterías	1.800	0.2150	45	0.1586	0.1586
Masa equilibrante	0.466	0.2400	166.65	-0.2425	0.0575

Tabla 2.3 Sistema completo de masas del simulador.

El balanceo que se ha obtenido siguiendo este procedimiento, ya es bueno, pero aún no logramos ubicarnos dentro del intervalo permisible de balanceo en los ejes de cabeceo y rotación que ha sido establecido en $\pm 1^\circ$ con respecto a la horizontal, por lo que es necesario realizar el balanceo automático.

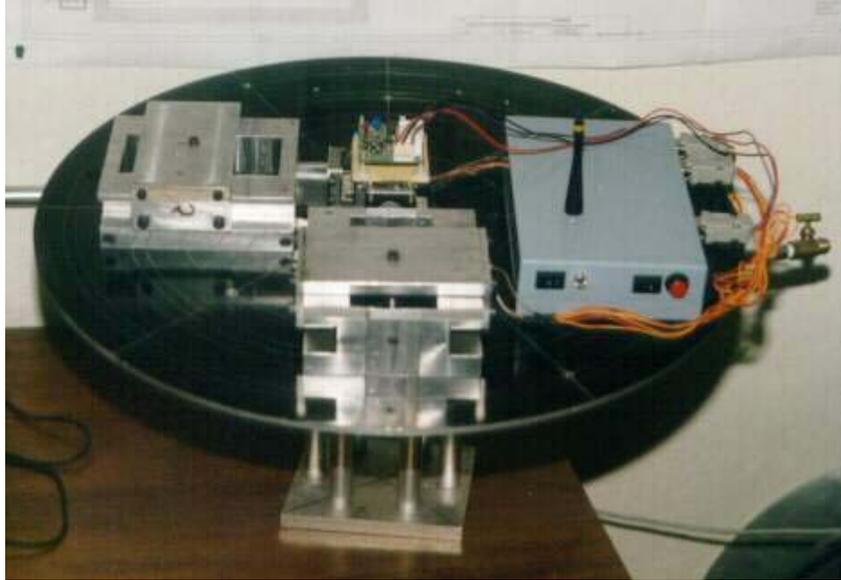


Figura 2.7 Plataforma de simulación con masas deslizantes y componentes de control montados en posiciones fijas.

2.2.2. BALANCEO AUTOMÁTICO.

El sistema de control realimentado (figura 2.8) que lleva a cabo el balanceo automático, tiene como elemento principal un microcontrolador 68HC11 de Motorola, lo que permite una importante disminución de espacio y energía en la plataforma. Los requisitos que impone el sistema de control son cubiertos de manera satisfactoria por los recursos ofrecidos por este dispositivo. El diagrama del circuito electrónico que se encarga de realizar el control junto con el módulo de transmisión-recepción, se muestra en el *Apéndice A*.

2.2.2.1. Sistema de control.

Un sistema de control de lazo cerrado es aquel en el que la señal de salida tiene efecto directo sobre la acción de control, por lo que los sistemas de lazo cerrado son también llamados sistemas de control realimentados. La señal de error actuante, que es la diferencia entre la señal de entrada y la de realimentación, entra al detector, o control, con la finalidad de reducir el error y llevar la salida del sistema al valor deseado.

De acuerdo al diagrama de bloques del sistema, la entrada la constituyen los datos de orientación de la brújula electrónica, éstos son recibidos por el microcontrolador, que a su vez mueve a los actuadores que llevan al sistema a un nuevo estado, la nueva posición leída de la plataforma será la salida y a la vez será el lazo de entrada por retroalimentación, el proceso se continúa hasta que la plataforma quede estabilizada.

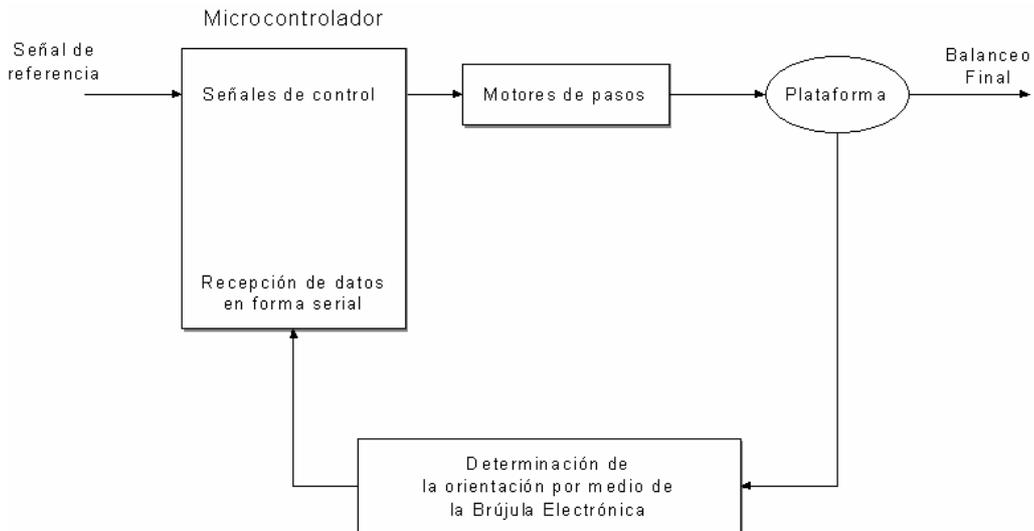


Figura 2.8 Diagrama de bloques del esquema de balanceo automático

El programa de balanceo automático se encuentra almacenado en la memoria interna EEPROM del microcontrolador, éste recibe los datos de orientación de la brújula electrónica, por el puerto serie y los compara con el umbral de $\pm 1^\circ$. Si no cumple con este valor, activa a los motores de pasos los cuales mueven a las mesas deslizantes en sentido horario o anti-horario, y así sucesivamente hasta estabilizar la plataforma dentro del intervalo deseado.

2.2.2.2. Tarjeta microcontroladora.

Se adquirió una tarjeta de desarrollo de sistemas basados en el MC68HC11 llamada FÁCIL_11, que puede ser configurada para operar en modo: single chip, bootstrap o expandido. Con su ayuda fue posible llevar a cabo el control automático de la plataforma.



Figura 2.9 Tarjeta desarrolladora utilizada (FACIL_11).

2.3. BRÚJULA ELECTRÓNICA.

La brújula electrónica es la herramienta básica de detección de la orientación de la plataforma, ya que nos sirve para determinar el movimiento de guiñada (Z) y la inclinación en los ejes de alabeo (X) y cabeceo (Y).

Se estableció en un principio, que las características del campo magnético terrestre son una muy buena alternativa para determinar la desviación en el eje Z, por esta razón se decidió emplear una brújula electrónica. Ésta además cuenta con dos inclinómetros extremadamente sensibles que sirven para medir la inclinación en dos ejes perpendiculares entre sí. En un mismo módulo se cuenta con todos los sensores necesarios para la determinación de la orientación de la plataforma en tres ejes. Sus principales características son la precisión, el bajo costo, el tamaño reducido y el hecho de que utiliza el protocolo de comunicación RS232, que nos permite el intercambio de información tanto con la computadora donde se realiza el monitoreo, como con el microcontrolador del sistema de balanceo con masas deslizantes, todo esto de una manera muy sencilla.



Figura 2.10. Brújula electrónica que consta de un magnetómetro y de dos inclinómetros.

La siguiente tabla contiene las características técnicas del módulo EZ-COMPASS-3:

Azimut	0 – 360 grados
Cabeceo	± 70 grados
Alabeo	± 70 grados
Resolución de azimuth	12 bits
Resolución de inclinación	12 bits, escala completa, ambos ejes
Precisión de azimuth	< 0.5 grados
Repetibilidad de inclinación	< 0.02 grados
Campo magnético	± 2 Gauss, máximo
Resolución magnética	< 1 mGauss
Polarización	5 VCD
Temperatura	-30 a +85 °C

Peso	< 45 gramos
Calibración	EEPROM no volátil
Comunicación	300 – 38400 bauds
Formato de salida	Serial RS232
Actualización máxima	5 veces/seg

Tabla 2.4 Características principales de la brújula electrónica.

Una ventaja importante del módulo, es que nos permite hacer una calibración en la respuesta de la brújula para la medición del eje Z. Compensando contra la influencia de anomalías magnéticas localizadas en su proximidad. Durante el procedimiento de compensación, se debe hacer girar el módulo 360 grados a intervalos de 5 o 10 grados, mientras la brújula graba la información magnética estando presentes los objetos y las condiciones que influyen de alguna manera en las mediciones de campos magnéticos a su alrededor, y de esta forma ignora la influencia que éstos puedan tener en las lecturas reales, tomadas durante el funcionamiento normal de adquisición de la orientación en dicho eje.



Figura 2.11 Diagrama de calibración contra anomalías, de la brújula electrónica.

El formato de transmisión de datos del módulo, consiste de cuatro partes: el bit de inicio, los ocho bits de datos, sin bit de paridad y un bit de paro. El envío de datos se hace sobre caracteres de 8 bits = 1 byte (equivalente a un carácter en código ASCII), enviando un carácter a la vez.

El módulo transmite cadenas de caracteres ASCII a diferentes velocidades, y es capaz de enviar datos de manera continua y autónoma mediante los siguientes comandos:

COMANDOS:	
go	Despliega la línea de datos de manera continua
h	Detiene el comando "go"
calib	Comienza a calibrar contra la influencia de anomalías magnéticas
save	Guarda los cambios después de modificar los comandos
FIJAR COMANDOS:	
b=[1-7]	Selección del baudaje [1=300, 2=1200, 3=2400, 4=4800, 5=9600, 6=19200, 7=38400]
cont=[d-e]	Habilita o deshabilita el modo continuo [d=deshabilita, e=habilita]
sdo=[modo]	Modo [a=aosi, t=ttcm, n=nmea, l=LCD]; modo usado: ttcm
e=[datos]=[d-e]	Habilita o deshabilita datos del comando "go" [d=deshabilita, e=habilita]
DATOS:	
r	Roll (alabeo)
p	Pitch (cabeceo)
c	Compass (guiñada)
t	Temperatura
x	Componente magnética X
y	Componente magnética Y
z	Componente magnética Z
CONSULTA DE COMANDOS:	
b?	Baudaje
cont?	Verifica el modo de continuidad
c?	Azimut
p?	Pitch
r?	Roll
s?	Muestra la misma línea de datos que "go", pero sólo una vez
t?	Temperatura
LÍNEA DE DATOS:	\$R-2.61P1.08T21.5X206.7Y95.4Z367.5C43.9*4d
\$	Caracter de inicio
*	Caracter de fin
4d	Suma de comprobación
R,P,C	Roll, pitch y azimut
T	Temperatura
X,Y,Z	Componentes magnéticas

Tabla 2.5 Comandos principales de la brújula electrónica.

Para la transmisión y recepción de datos, sólo es necesario conectar los pines de transmisión, recepción y tierra, como se muestra enseguida.

PC	PIN	EZ-COMPASS-3	PIN
RXD	2	TXD	1
TXD	3	RXD	2
GND	5	GND y Tierra de la fuente	4
		VCC, 5[V]	6

Tabla 2.6 Pines utilizados para la comunicación con la brújula.

2.4. INTERFAZ INALÁMBRICA.

La comunicación inalámbrica es esencial en este sistema, debido a que la utilización de cables para la transmisión de información desde o hacia la plataforma, causaría un nivel de desbalanceo inadmisibles. Por esta razón, se utiliza un enlace unidireccional que envía los datos de la orientación de la plataforma, hacia un sistema de almacenamiento y monitoreo. Este tiene la finalidad de permitir la observación directa del comportamiento de la plataforma, así como de almacenar toda la información en archivos de datos para su posterior análisis.

2.4.1. MÓDULOS DE TRANSMISIÓN Y RECEPCIÓN INALÁMBRICA.

Para resolver el problema de la comunicación inalámbrica entre la brújula electrónica y la PC, y dada la necesidad de un circuito de bajo peso, bajo costo y poco volumen, buscamos alguno que se adaptara a esas características. De los circuitos buscados, el más conveniente fue el HP-II (Linx Technologies), la razón más importante por la cual se eligió este módulo, es que puede manejar el protocolo de comunicación RS232.

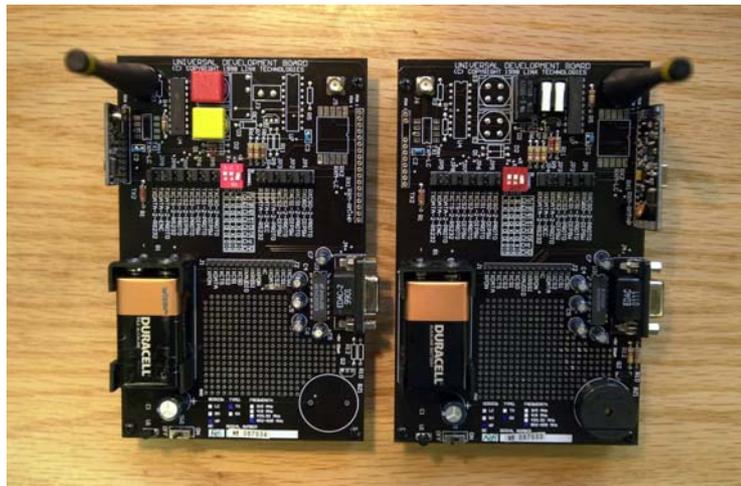


Figura 2.12 Fotografía de los módulos de Tx y Rx HP-II en las tarjetas de desarrollo.

El módulo HP-II opera de 902 a 928 [MHz], es capaz de recibir la información a una distancia aproximada de 100 metros, emplea una arquitectura basada en un microcontrolador, maneja datos analógicos o digitales y requiere de una antena.

2.4.2. CIRCUITOS DE TRANSMISIÓN Y RECEPCIÓN.

Emplean la modulación-demodulación FSK y una arquitectura sintetizada de un microcontrolador.

Sus principales características son:

- Selección de 8 Frecuencias binarias.
- Sensibilidad: -95 [dBm]

- Velocidad máxima: 50 [kbps]
- Interfaz serie directa.
- Alimentación: 2.7 a 16 [V]
- Temperatura de operación: 0 [°C] a 70 [°C]
- Impedancia de entrada: 50 [Ω]
- Ancho de banda de ruido: 280 [kHz]
- Ancho de banda de los datos: 300 a 50,000 [bps]

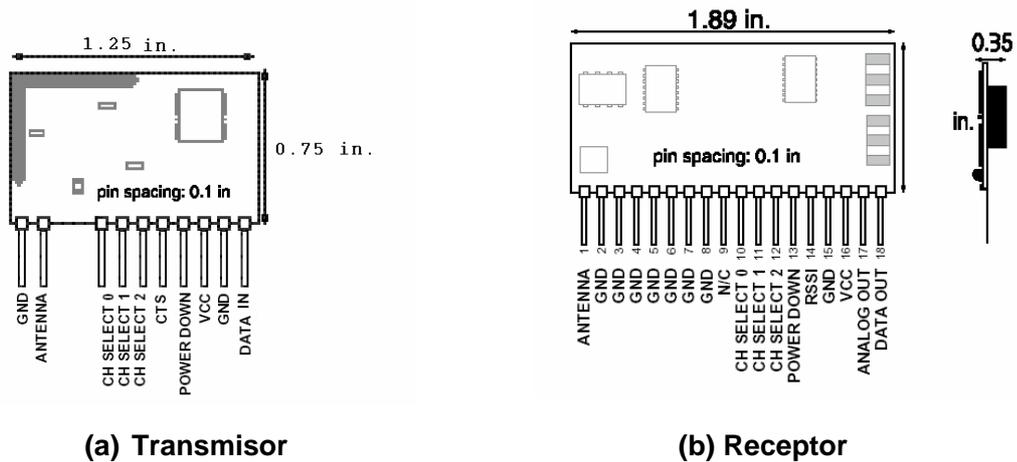


Figura 2.13. Circuitos de transmisión-recepción HP-II y su asignación de pines.

Para utilizar de manera adecuada los circuitos de transmisión y recepción, de modo que permitan una comunicación RS232 inalámbrica, es necesario conectar adicionalmente algunos componentes como: capacitores y el conocido circuito MAX-232 para convertir los niveles de voltaje TTL de los módulos, a niveles de voltaje adecuados para el funcionamiento de la interfaz.

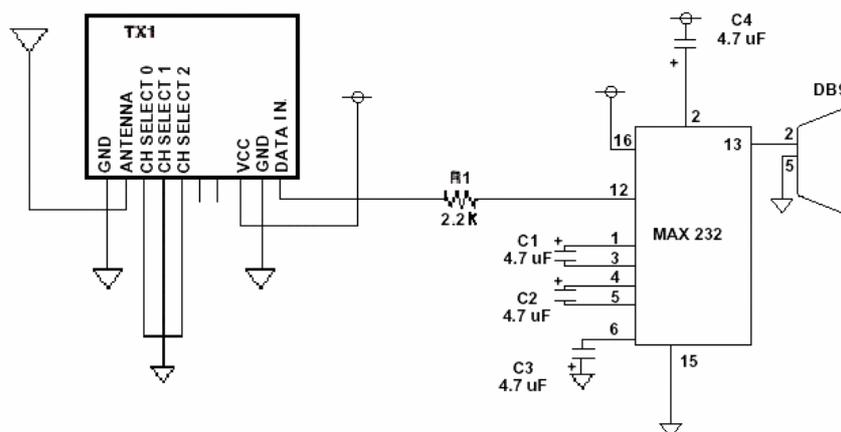


Figura 2.14 Configuración para la transmisión RS232.

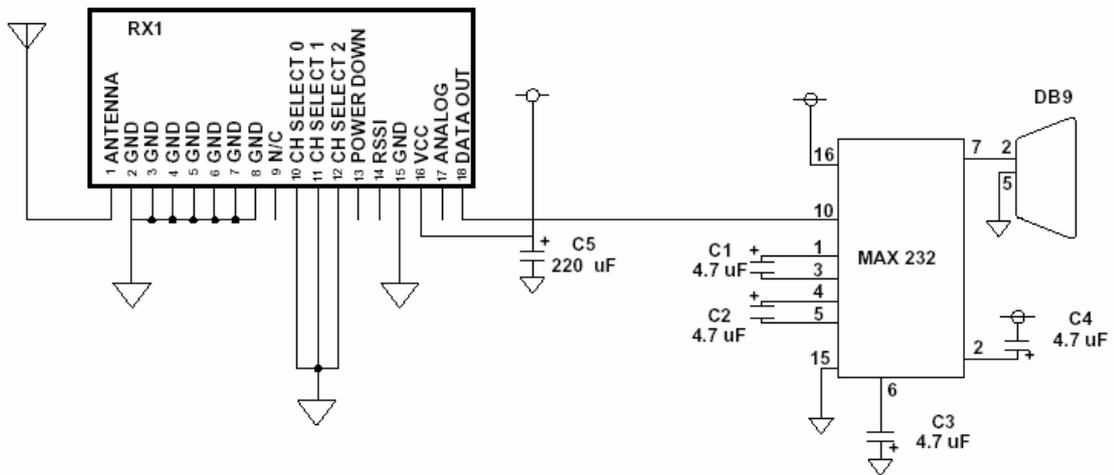


Figura 2.15 Configuración para la recepción RS232.

Durante las pruebas realizadas de la transmisión-recepción de la orientación de la brújula hacia el sistema de monitoreo, tuvimos varios problemas. Uno de ellos fue que se recibía mucho ruido en los datos, esto se debía a que los circuitos estaban muy próximos, a menos de 1.5 [m]. Otro fue que no recibíamos datos en los pines del DB9, la solución fue realizar la conexión módem nulo en la cual cruzamos los pines rx-tx, para que el transmisor de la brújula quedara conectado al receptor de la computadora. También ocurrió la llegada de un carácter erróneo en los datos recibidos; debido a que éste era consistente, para corregirlo se hizo una modificación en el programa que recibe los datos. Con estas modificaciones los problemas se solucionaron.



(a) Transmisor

(b)Receptor

Figura 2.16 Módulos de transmisión y recepción en su forma final.

2.5. SISTEMA DE MONITOREO.

En todo momento se ha considerado la necesidad tanto de visualizar, como de almacenar en un archivo, la orientación de la plataforma. Se decidió que la mejor forma de presentar la información de la orientación era auxiliándose de un programa gráfico para poder observar el movimiento del simulador en sus tres grados de orientación (alabeo, cabeceo y guiñada). El almacenamiento de la misma información, se llevaría a cabo en un archivo susceptible de ser aprovechado por programas de manejo de datos como Lotus o Excel, por ejemplo.

2.5.1. VARIABLES A MONITOREAR.

La orientación de un satélite está dada por tres ejes de rotación denominados: alabeo (X), cabeceo (Y) y guiñada (Z). Estas variables, junto con el reloj interno de la computadora, son las que el programa de graficación se encarga de monitorear, durante las pruebas de orientación. La denominación de los ejes de referencia es análoga a la utilizada en aviación y se describen de la siguiente manera: el eje de alabeo o rotación, se encuentra localizado de manera axial al vector velocidad, es decir, se encuentra sobre la trayectoria orbital, esto se ilustra en la Figura 2.17.

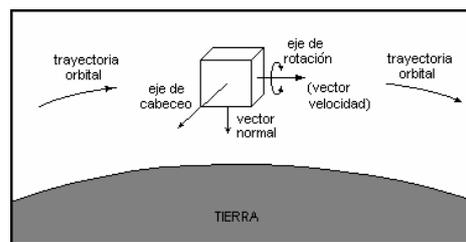


Figura 2.17 Eje de rotación.

El eje de guiñada se define como el vector que une el centro de masa del satélite, con el centro de masa de la tierra (Figura 2.18).

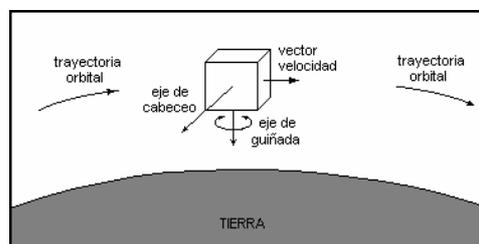


Figura 2.18 Eje de guiñada.

El eje de cabeceo es perpendicular a los ejes de rotación y de guiñada, de tal manera que se forma un sistema de ejes ortogonales (Figura 2.18).

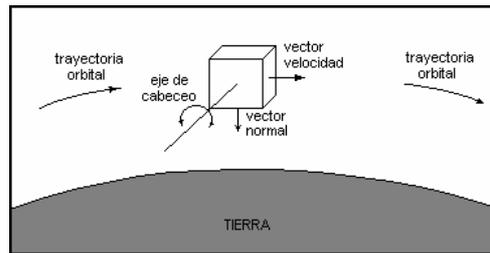


Figura 2.18 Eje de cabeceo.

2.5.2. GRAFICACIÓN Y ALMACENAMIENTO DE DATOS.

La graficación de la orientación, es llevada a cabo por un programa que despliega la información enviada por la brújula, a través del sistema de comunicación unidireccional inalámbrico.

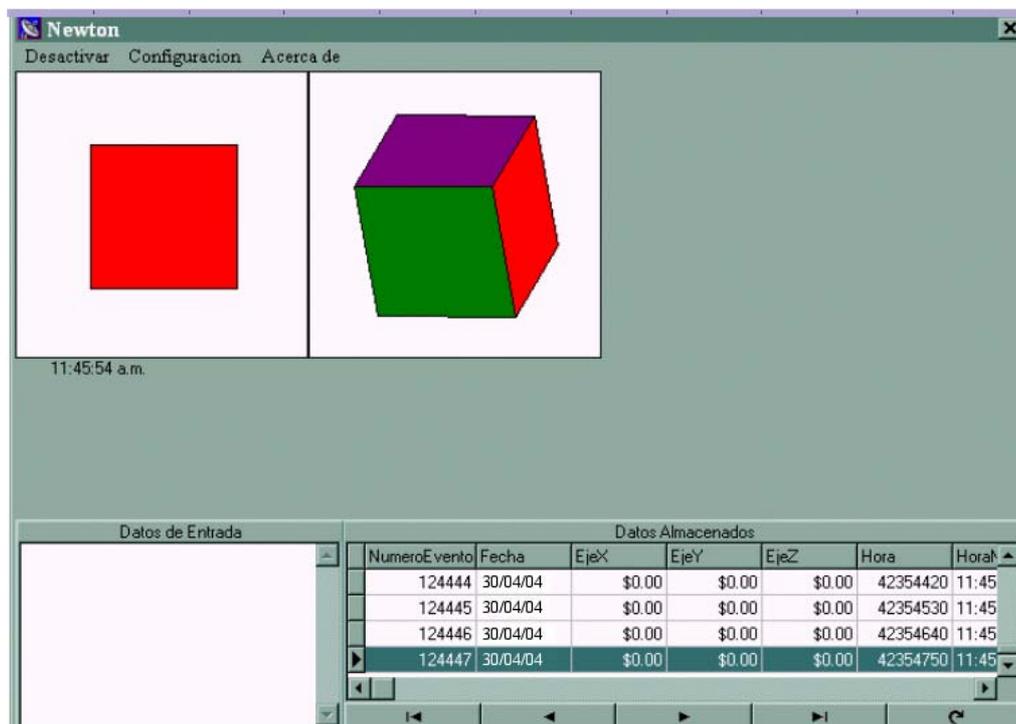
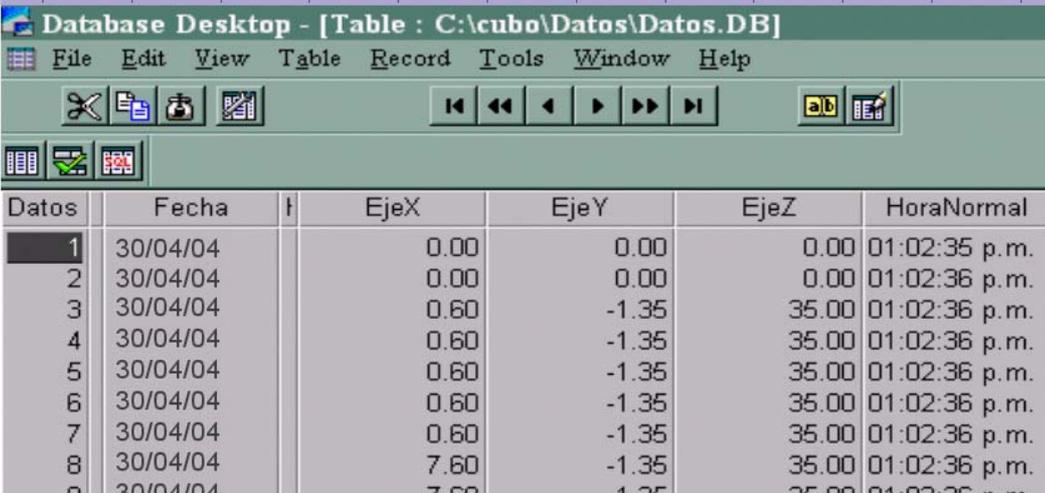


Figura 2.19 Pantalla principal del programa de graficación.

Este programa tiene la capacidad de mostrar dos perspectivas o vistas diferentes de la orientación, es decir, como si tuviéramos dos cámaras que muestran de manera gráfica, la posición real de la plataforma. Además del despliegue visual, también se almacenan los datos de orientación en un archivo para su análisis posterior y para poder graficar los resultados. El programa está escrito en Delphi, que tiene la facilidad de permitirnos trabajar con bases de datos. Para este efecto, se utilizó la herramienta "Data Base Desktop", que nos

genera una base de datos con los parámetros que intervienen en las pruebas: alabeo, cabeceo, guiñada, número de evento, tiempo y fecha.

El lector interesado puede revisar el código del programa de graficación y almacenamiento de datos consultando la referencia[1].



Datos	Fecha	t	EjeX	EjeY	EjeZ	HoraNormal
1	30/04/04		0.00	0.00	0.00	01:02:35 p.m.
2	30/04/04		0.00	0.00	0.00	01:02:36 p.m.
3	30/04/04		0.60	-1.35	35.00	01:02:36 p.m.
4	30/04/04		0.60	-1.35	35.00	01:02:36 p.m.
5	30/04/04		0.60	-1.35	35.00	01:02:36 p.m.
6	30/04/04		0.60	-1.35	35.00	01:02:36 p.m.
7	30/04/04		0.60	-1.35	35.00	01:02:36 p.m.
8	30/04/04		7.60	-1.35	35.00	01:02:36 p.m.
9	30/04/04		7.60	-1.35	35.00	01:02:36 p.m.

Figura 2.20 Almacenamiento de los datos de orientación.

BOBINAS MAGNÉTICAS

3.1. EL CAMPO MAGNÉTICO TERRESTRE.

Karl Gauss inventó un magnetómetro para medir el valor absoluto del campo magnético, esto lo llevó a cabo en varios lugares alrededor de la Tierra. Así, desarrolló la instrumentación para medirlos y la lectura fue reducida a un sólo número para representar la intensidad del imán terrestre, conocido también como "momento magnético". Dicha medición se hizo por primera vez en 1835, a partir de esta primera medición y hasta nuestros días, se ha continuado haciendo y se ha observado que la intensidad del campo magnético de la tierra va disminuyendo con el paso del tiempo.

El campo magnético crea un escudo que protege a la Tierra del viento solar y de los rayos cósmicos que vienen del espacio exterior, que son muy dañinos. Éstos son desviados hacia el espacio antes de que lleguen a la Tierra. Las mediciones del campo magnético de la Tierra demuestran que existe una fuerte interacción con el viento solar, produciendo una onda o frente de choque, que se encuentra a una distancia considerable de la superficie de la Tierra. El viento solar tiende a desplazarse alrededor de este frente de choque, evitando a la Tierra el peligro de las radiaciones.

Los rayos cósmicos son partículas de alta velocidad con cargas positivas que provienen de todas direcciones. Conforme el campo magnético de la Tierra ha ido decreciendo, la protección que éste ofrece a la Tierra también ha ido disminuyendo.

Se sabe que un imán de barra tiene un polo norte y un polo sur. Se entendería por qué un imán se utiliza como brújula, ya que uno de sus extremos buscará apuntar hacia el polo norte geográfico de la tierra.

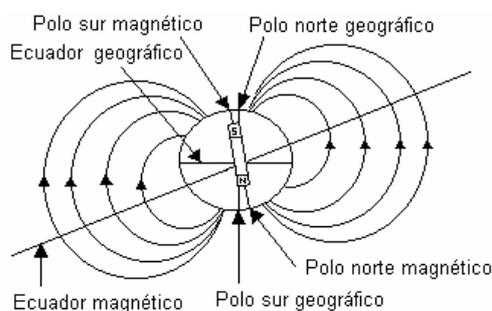


Figura 3.1 Los polos magnéticos terrestres.

De lo anterior se concluye que el polo norte magnético está localizado cerca del polo sur geográfico, y que el polo sur magnético está localizado cerca del polo norte geográfico, es decir su configuración sería como la mostrada en la Figura 3.1. Este hecho es usado para interactuar con el campo magnético terrestre y producir un par externo a un satélite en órbita terrestre.

En cualquier punto de la superficie, el campo magnético de la tierra es definido por su potencia y dirección, por otra parte la irregularidad de las líneas de campo magnético cambian de un lugar a otro debido a la permeabilidad y magnetización de rocas debajo de la superficie y a la ionósfera. El fenómeno del magnetismo fue conocido por los griegos desde el año 800 A.C., ellos descubrieron que ciertas piedras, ahora llamadas magnetitas (Fe_3O_4), atraían piezas de hierro. El hierro, cobalto, níquel, gadolinio y disprosio son los materiales ferromagnéticos más comúnmente utilizados para la fabricación de imanes permanentes, dichas sustancias contienen momentos magnéticos atómicos que tienden a alinearse paralelamente unos con otros, en presencia de un fuerte campo magnético externo. Con los momentos alineados, el elemento permanecerá magnetizado después de quitar el campo magnético externo.

3.1.1. CARACTERÍSTICAS DEL CAMPO GEOMAGNÉTICO.

Las características generales del campo magnético se han conocido desde hace tiempo. Se han desarrollado y validado algunos modelos a partir de datos acumulados en estaciones terrenas, embarcaciones y de las mediciones efectuadas por las naves espaciales.

El campo magnético de la tierra es predominantemente un dipolo cuya parte Sur, se encuentra localizada en el hemisferio Norte a 78.6° latitud Norte y 289.55° longitud Este y que se va recorriendo hacia el Oeste, a razón de 0.014 grados/año y su intensidad se decrementa 0.05% en el mismo periodo. Estas variaciones seculares implican una posible inversión de polaridad del campo; de hecho se tiene alguna evidencia ambigua de que el campo se ha invertido en el pasado en periodos que van de 70 mil a 100 mil años. A partir de estos eventos se obtiene información de como los continentes (placas tectónicas) se han movido de un extremo a otro, en el tiempo geológico reciente.

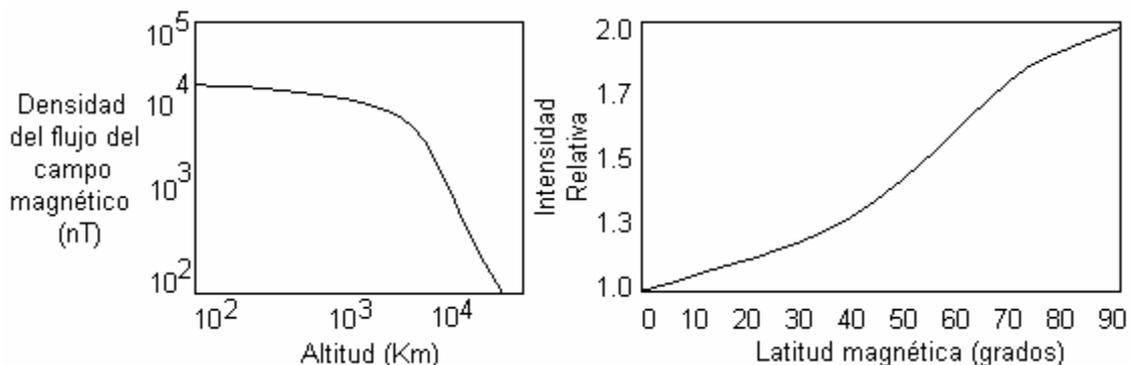


Figura 3.2 Intensidad de flujo magnético en función de la altura y en función de la latitud.

El plano perpendicular al dipolo centrado en la tierra, se le conoce como ecuador magnético, aquí el campo es muy débil, del orden de 3×10^4 nT medido sobre la superficie de la tierra. En la figura 3.2 se puede apreciar la variación de la intensidad del dipolo en función de la altura, medida sobre el ecuador. Por otra parte, se observa que la

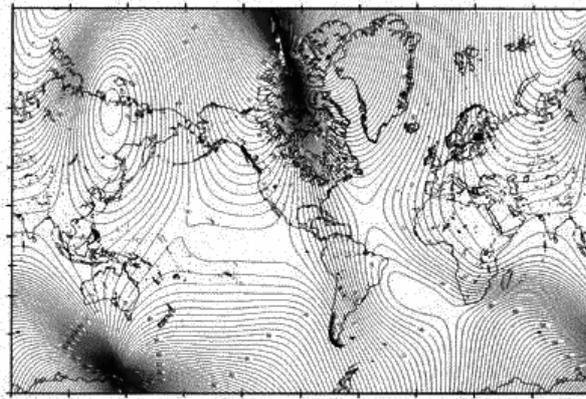


Figura 3.3 Mediciones de intensidad total del campo geomagnético en la superficie de la tierra (1995).

intensidad de campo se incrementa en un factor dos, a medida que la latitud magnética aumenta de 0 a 90 grados. En el ecuador geomagnético, el campo es horizontal con respecto a la superficie de la tierra; mientras que a una latitud geomagnética de alrededor de 27° , el campo está desviado hacia abajo de la horizontal aproximadamente 45 grados.

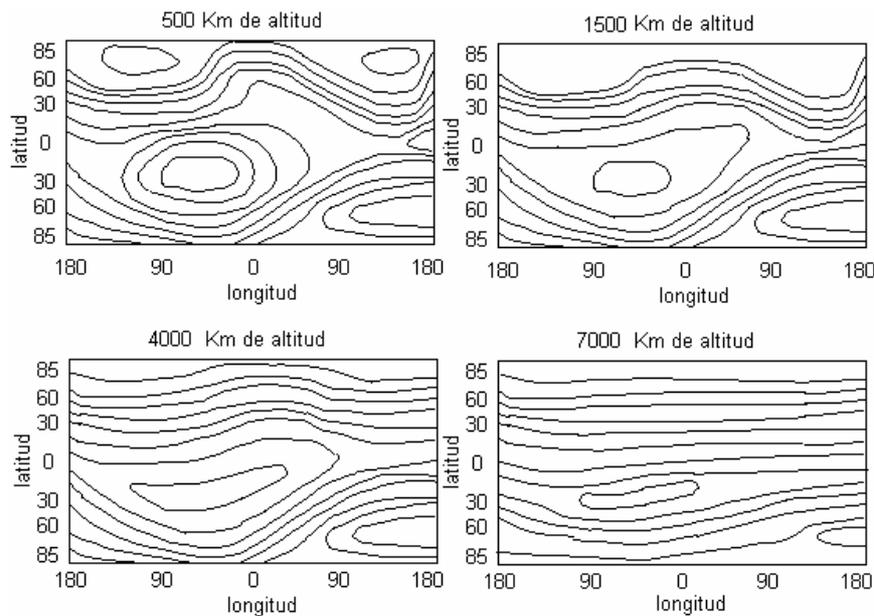


Figura 3.4 Variación del campo magnético en función de la altura.

En la figura 3.3 se presenta un mapa que representa la intensidad del campo magnético total de la superficie de la tierra medido en el año de 1995 (los valores de campo están en μT). Mientras que la figura 3.4 nos muestra claramente, que mientras la altura se incrementa, los contornos llegan a ser mas regulares y empiezan a semejar de manera mas precisa un dipolo.

El campo geomagnético es monitoreado continuamente por varios observatorios. Éstos reportan la actividad magnética, tal como la producida por una tormenta, con un índice K ; el cual indica la desviación que ocurre con respecto a un día tranquilo promedio. La escala K es cuasi-logarítmica con $K=0$, que significa calma, y $K=9$, la perturbación más grande que la estación pueda medir. El valor de K es promediado y reportado cada tres horas. Los valores de K de 12 estaciones seleccionadas, son corregidas dependiendo de la latitud de las mismas (debido a que la actividad es dependiente de este parámetro) y entonces promediadas para producir el índice planetario K_p . Los índices son publicados cada mes en el Journal of Geophysical Research. El valor de K_p es un buen indicador del nivel de las tormentas magnéticas y por tanto un indicador de la desviación que sufre el campo magnético a partir del modelo representado por la ecuación 3.1.

Debido a que K_p es una medida de la actividad geomagnética, es también una medida de la actividad solar. De hecho, se ha encontrado de manera empírica que la velocidad del viento solar puede ser determinada a partir de K_p por la siguiente expresión:

$$v = 8.44 \sum K_p + 330$$

Donde la velocidad está en kilómetros sobre segundo y $\sum K_p$ es la sumatoria de los ocho valores de K_p reunidos en el día. De la misma manera, el campo magnético interplanetario, generado por el sol, obedece a la relación:

$$K_p = 0.3B \pm 0.2$$

donde B es la magnitud del campo interplanetario en nano-Teslas.

3.1.2. MODELOS DEL CAMPO GEOMAGNÉTICO PARA ÓRBITA BAJA.

Existen varios modelos de campo magnético terrestre. En esta sección nos enfocaremos a describir el del dipolo, ya que éste será empleado para los cálculos de par magnético producido por la interacción de un conjunto de bobinas montadas en un satélite pequeño de órbita baja y el campo magnético terrestre.

Un modelo de campo magnético puede servir para obtener una ubicación de una nave en órbita terrestre. Si comparamos las mediciones de las tres componentes principales obtenidas de un magnetómetro abordo, contra el dato obtenido del modelo, entonces podemos determinar en que posición orbital nos encontramos. Esta es una aplicación muy importante de un modelo geomagnético en órbita.

En este caso particular de trabajo de tesis, nos enfocaremos a establecer en el simulador, cuáles son los valores de pares externos que podemos aplicar a nuestro satélite

en órbita. En este capítulo se da un ejemplo de un modelo, para conocer un poco de sus características y los datos adicionales, necesarios para su utilización.

El campo magnético, medido en cualquier punto de la tierra o el espacio circundante, consta básicamente de tres componentes vectoriales y de las variaciones seculares. Mas del 90% del campo geomagnético es generado en el exterior del núcleo terrestre, llamado campo principal. El 10% restante es debido a la magnetopausa, la cola o capa neutra y el magnetismo o campo interplanetario.

Los principales modelos del campo magnético son:

- Dipolo
- Cuadripolo o dipolo excéntrico
- Dínamo

El modelo utilizado para este proyecto es el de un dipolo inclinado 11.7° con respecto al eje de rotación de la Tierra y que gira siguiendo este movimiento. El campo magnético de la Tierra: B , puede ser representado como el gradiente de la función potencial escalar V , es decir: $B = -\nabla V$; donde V se representa por una serie de armónicos esféricos determinados por la siguiente expresión:

$$V(r, \theta, \phi) = R \sum_{n=1}^k \left(\frac{R}{r}\right)^{n+1} \sum_{m=0}^n (g_n^m \cos m\phi + h_n^m \sin m\phi) P_n^m(\theta) \quad (3.1)$$

donde :

R es el radio ecuatorial de la tierra = 6,371.2 Km

r es la distancia medida desde el centro de la tierra

θ es la coelevación = 90° - latitud geocéntrica para: $n=1$ dipolo

ϕ es la longitud Este (desde Greenwich)

g_m^n, h_m^n son los coeficientes gaussianos.

Los coeficientes P_n^m están normalizados (Schmidt):

$$\int_0^\pi [P_n^m(\theta)]^2 \sin \theta d\theta = \frac{2(2 - \delta_m^0)}{2n+1}$$

Los coeficientes gaussianos son determinados empíricamente por mediciones en el campo y pueden ser obtenidos en las tablas publicadas periódicamente por diversas fuentes como lo es la International Geomagnetic Reference Field (IGRF) entre otras. Las derivadas de primer orden de los coeficientes constituyen los términos seculares. Con estos coeficientes y los polinomios asociados de Legendre P_n^m , es posible determinar los valores de las componentes vectoriales de campo magnético en cualquier punto de la tierra o en cualquier punto de alguna órbita.

A grandes alturas, el campo magnético se parece más a un dipolo, como se observó claramente en la figura 3.4, sin embargo, a distancias mayores que 4 radios terrestres y en especial a mayores distancias que las geosíncronas, las perturbaciones al campo magnético son suficientemente grandes como para que se invalide un modelo de esféricos armónicos.

Cabe mencionar que para utilizar la ecuación de armónicos esféricos para calcular el campo en cualquier punto, se deben de conocer los coeficientes gaussianos. Una alternativa para determinar dichos coeficientes de manera empírica, es realizando un ajuste de mínimos cuadrados, con los datos del campo magnético; utilizando los coeficientes como parámetros ajustados. Los datos consistentes de ambas magnitudes y direcciones son obtenidos a partir de diferentes observatorios magnéticos, desafortunadamente estos observatorios no están distribuidos uniformemente alrededor del globo terráqueo. Datos más uniformes, son obtenidos a partir de mediciones de magnitud de campo realizadas por satélites, también debe tenerse en cuenta que la falta de datos durante un periodo de tiempo bastante largo, degrada la precisión de este o cualquier otro modelo del campo. La elección del grado estaría basada en la precisión del modelo y de la potencia de las perturbaciones del campo principal. De este modo, a ciertas altitudes, es posible reducir el grado de expansión del modelo del campo, permitiendo omitir multipolos con lo cual se logra una reducción de tiempo de cómputo.

3.2. BOBINAS MAGNÉTICAS.

Las bobinas magnéticas son electromagnetos diseñados para llevar a cabo un manejo adecuado del momentum de una nave que se encuentra en órbita alrededor de la tierra. Los momentos dipolares generados por las bobinas magnéticas, interactúan con el campo magnético de la tierra para producir esfuerzos de rotación en la nave. En caso de que la nave se encuentre tambaleándose, ésta puede ser estabilizada por medio de la ley de control “menos la derivada de B”, la cual explicamos brevemente a continuación:



Figura 3.5 Bobinas magnéticas.

El momento dipolar M_x que produce cada bobina magnética está determinado de acuerdo con la siguiente ecuación:

$$M_x = -\frac{dB_x}{dt}$$

donde $\frac{dB_x}{dt}$ es la derivada con respecto al tiempo de la componente del campo geomagnético a lo largo de la bobina. Como resultado de esta ley, las bobinas actúan como freno magnético y se alinean con las componentes de campo de la tierra. Se han desarrollado varias leyes de control para manejar el momentum con la finalidad de llevar a cabo el control de orientación. En todos los casos, el sistema de control de orientación determina un vector de error de momentum (\underline{H}) y entonces el vector de momento dipolar deseado (\underline{M}), es calculado a través del producto (cruz) entre los vectores ($\underline{H} \times \underline{B}$). El par resultante ($\underline{M} \times \underline{B}$) tiende entonces a reducir el vector de error \underline{H} . Algunas leyes de control más específicas pueden resolver problemas particulares para alguna misión, por ejemplo cuando se tiene un conocimiento incompleto del vector de error o cuando se quiere dar algún trato preferencial a alguno de los términos del producto cruz.

Los sistemas de control con bobinas magnéticas, pueden ser utilizados de manera efectiva para llevar a cabo maniobras de apuntamiento y de control de estabilización, en todas las órbitas; incluyendo las geosíncronas (36,000 km). Los sistemas de control magnético son relativamente sencillos, no requieren de partes móviles, de sensores sofisticados, ni de consumibles abordo de la nave. Esto hace que los pares magnéticos sean atractivos para aplicaciones espaciales, sin embargo, estos 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.

3.2.1. GEOMETRÍA Y CÁLCULO DE DIPOLOS MAGNÉTICOS.

Los satélites pequeños tienen severas limitaciones de espacio, masa y energía disponible. Estos factores deben de tomarse en consideración, junto con los requisitos de apuntamiento que requiere la misión, cuando se lleva a cabo el diseño de los subsistemas de la nave. En el caso de las bobinas magnéticas, la primera limitación que se tiene son las dimensiones, ya que por lo general los satélites pequeños viajan como carga útil secundaria, por la sencilla razón de que es imposible cubrir el costo de un lanzamiento. La siguiente limitación es la masa y finalmente la energía que será utilizada por este sistema. En cuanto a las dimensiones simplemente debemos apegarnos a las especificaciones dadas por la compañía encargada del lanzamiento, pero de manera general podríamos hablar de un cubo de 50 cm por lado. En cuanto a la masa y la energía se debe llevar a cabo un análisis de los pares perturbadores existentes en órbita baja y a partir de estos valores, hacer una estimación de los pares necesarios abordo para cumplir con los requisitos de apuntamiento.

El límite total de masa del satélite podemos ubicarlo en 50 kg. y la energía total disponible entre 8 y 10 watts.

3.2.1.1. Geometría.

Los dos tipos o 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 de núcleo ferromagnético son compactas, proporcionan un par suficiente para realizar maniobras de reorientación y desaturación, mientras que para las primeras se considera su montaje muy delicado y poco práctico, debido a que las pruebas de integración y pruebas de funcionamiento exigen un número importante de maniobras de ensamble y desensamble. Además se debe de tener en cuenta que entre mas cerca estén de los circuitos, pueden causar efectos de interferencia electromagnética.

3.2.1.2. Cálculo de dipolos magnéticos.

Recordemos que el dipolo producido por una bobina está dado por la siguiente expresión:

$$\mathbf{d} = \mu \cdot (NI) \mathbf{A} \cdot \mathbf{n} \quad (3.2)$$

donde:

μ , es la permeabilidad del núcleo.

N , es el número de vueltas.

I , es la corriente a través de la bobina.

A , es el área transversal de la bobina.

\mathbf{n} , es un vector unitario normal al plano del arrollamiento.

Las líneas de campo en el interior de una bobina devanada holgadamente (Figura 3.6) son casi paralelas; están distribuidas de manera uniforme y muy próximas entre sí. Esto indica que el campo magnético dentro del solenoide es uniforme, sin embargo, las líneas de campo entre las vueltas tienden a cancelarse unas con otras.

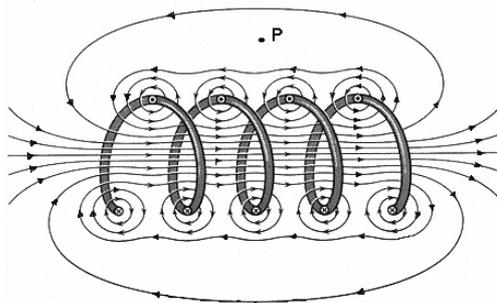


Figura 3.6. Dirección del flujo magnético para una bobina enrollada holgadamente.

Por otra parte, si las espiras están muy próximas y el solenoide tiene una longitud finita (Figura 3.7), las líneas divergen en un extremo y convergen en el extremo opuesto, si se observa cuidadosamente esta distribución del campo en el exterior de la bobina, se encontrará cierta similitud con el campo de una barra magnética. En consecuencia, un extremo de la bobina se comporta como el polo norte de un imán, mientras que el extremo opuesto actúa como polo sur.

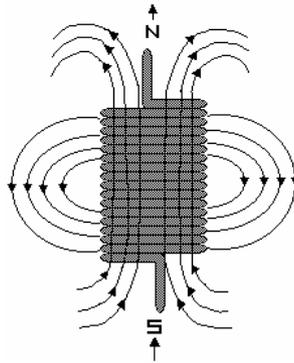


Figura 3.7. Dirección del campo magnético para una bobina enrollada estrechamente.

Se ha determinado experimentalmente que a medida que aumenta la longitud de la bobina, el campo en su interior es mayor y más uniforme. Por lo que es deseable que las espiras estén muy próximas y la longitud de la bobina sea grande comparada con el radio.

Debe tenerse cuidado en la dirección que debe tener el enrollamiento de cada bobina, cuando se llevan a cabo dos o más arrollamientos encimados, para evitar que se cancele el campo magnético. Para esto simplemente hay que hacer uso de la bien conocida regla de la mano derecha para evitar posibles confusiones.

3.2.1.3. Ubicación de las bobinas.

Al ver la facilidad de instalación y funcionamiento de las bobinas cilíndricas (tubulares), se decidió utilizar tres de este tipo. Se colocaron una en cada eje de tal manera que estuvieran perpendiculares entre sí (ver Figura 3.8), esto para tener un control en la plataforma dependiendo de la bobina energizada. El campo magnético generado por éstas, trata de alinearse con el campo magnético terrestre, de esta manera podemos orientar la plataforma a determinada dirección.

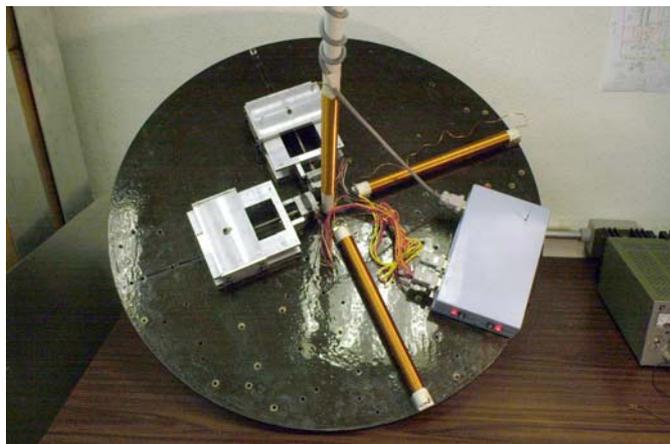


Figura 3.8 Ubicación de las bobinas en la plataforma de simulación.

3.3. PARES DE CONTROL NECESARIOS.

Es indispensable llevar a cabo el cálculo de los pares perturbadores que estarán presentes en la órbita de operación del satélite, para dimensionar los actuadores del sistema de control. En la figura 3.10 es posible apreciar en forma gráfica la magnitud de los pares perturbadores esperados. Se va a tomar como criterio de diseño, el que sea posible contar con pares cuya magnitud sea por lo menos 1 orden de magnitud superior a los pares perturbadores, para poder llevar a cabo maniobras de apuntamiento, en caso necesario, y de asegurar sin lugar a dudas que durante la operación de la nave, ésta siempre tendrá la capacidad de sobreponerse a las perturbaciones y mantener un apuntamiento dentro de la precisión establecida en los tres ejes de rotación de la nave.

Este criterio está basado en la disponibilidad de energía y masa suficientes, sin embargo, la decisión definitiva será tomada en su momento. En la siguiente sección se presenta la forma en que se calculan los pares perturbadores externos en órbita terrestre.

3.3.1. CÁLCULO DE LAS PERTURBACIONES EN ÓRBITA.

Durante la operación de un satélite en órbita, éste se encuentra bajo la influencia de numerosas fuerzas perturbadoras. Si dichas fuerzas no se encuentran localizadas o no se ejercen a través del centro de masa, entonces el resultado es un par neto que está siendo impartido hacia la nave. La cuantificación de éstas es parte esencial del trabajo de diseño del sistema de control de orientación.

Considerando que las características generales y las dimensiones del satélite son:

de forma cúbica	45 cm por lado
masa	50 kg
altura de la órbita	760 km.
inclinación	96 grados.
distancia entre el centro de masa y el centro geométrico	3cm.

Tabla 3.1. Características generales del satélite

3.3.1.1. Par producido por la radiación solar.

La presión producida por la radiación solar, también causa efectos en la órbita del satélite, sin embargo en este caso solo veremos sus efectos en la orientación de la nave. El par producido por el viento solar, es independiente de la órbita o velocidad del satélite, hasta que éste entre en eclipse, y siempre es perpendicular a la línea del sol.

El par producido por la presión del viento solar está dado por:

$$T = r \times F_s$$

Donde:

r = vector que une el centro de masa de la nave con el centro óptico de presión del viento solar.

$$F_s = (1 + K) p_s A_{\perp}$$

$K =$ reflectividad de la superficie de la nave ($0 < K < 1$)

$A_{\perp} =$ área proyectada de la nave, normal al vector solar.

$p_s = I_s/c$

$I_s \cong 1400 \text{ W/m}^2$ @ 1 U.A.

$c = 2.9979 \times 10^8 \text{ m/s}$

Asignamos los siguientes valores:

$r = 0.03 \text{ [m]}$

$k = 0.5$

$A_{\perp} =$ Área proyectada por la nave = $.45 \text{ m} \times .45 \text{ m} = 0.2025 \text{ [m}^2\text{]}$

$p_s = I_s/c = (1400 \text{ W/m}^2)/(2.9979 \times 10^8 \text{ m/s}) = 0.4669 \times 10^{-3} \text{ [W}\cdot\text{s/m}^3\text{]}$

Sustituyendo se tiene que:

$F_s = (1 + K)p_s A_{\perp} = (1 + 0.5) 0.4669 \times 10^{-3} (0.2025) \text{ [W}\cdot\text{s/m}^3\text{]} \text{ [m}^2\text{]}$

$F_s = 0.14182 \times 10^{-3} \text{ [W}\cdot\text{s/m}^3\text{]}$

y finalmente el par está dado por:

$T = r \times F_s = 0.00425 \times 10^{-3} \text{ [W}\cdot\text{s]}$

$T = 4.2554 \times 10^{-6} \text{ [N}\cdot\text{m]}$

3.3.1.2. Gradiente gravitacional

Los campos gravitatorios planetarios, decrecen con la distancia R a partir del centro del planeta, de acuerdo con la ley de Newton en $1/R^2$; los armónicos de orden superior, son por lo general despreciados. De este modo, un objeto en órbita experimentará fuerzas de atracción mayores en su parte baja que con respecto a su parte alta. Esta atracción diferencial, si es aplicada a un cuerpo con sus momentos de inercia desiguales, resulta en un par que tiende a rotar el objeto para alinear su eje mayor (el de mínima inercia) con el eje vertical. Para la mayoría de las aplicaciones es suficiente con considerar a la tierra con una distribución de masa esférica, sin embargo si se desea tener una mayor precisión, ésta distribución debe obtenerse a partir de la función general de potencial gravitacional.

El par producido por el gradiente gravitacional para un satélite en una órbita casi circular es:

$$T = 3n^2 \hat{r} \times I \cdot \hat{r}$$

donde:

$\hat{r} = R/R =$ vector unitario que une el centro de masa del planeta con el centro del satélite.

$n^2 = \mu/a^3 \cong \mu/R^3 =$ número de órbitas por unidad de tiempo.

$\mu =$ constante gravitacional ($398, 600 \text{ km}^3/\text{s}^2$ para la tierra)

$I =$ matriz de inercia del satélite

En el marco de referencia fijo al cuerpo del satélite, con los ángulos de cabeceo, rotación y guiñada, el vector unitario del centro del planeta al satélite es mostrado en la figura 3.8.

$$\hat{r} = (-\text{sen}\theta, \text{sen } \varphi, 1 - \text{sen}^2\theta - \text{sen } \varphi)^t \cong (\theta, \varphi, 1)^t$$

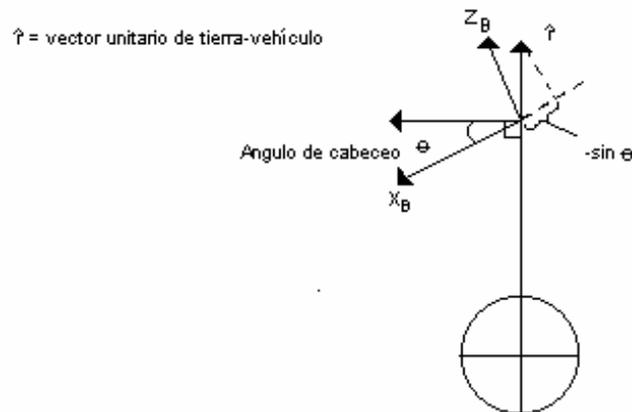


Figura 3.9. Geometría del plano de cabeceo del par provocado por el gradiente gravitacional.

Manteniendo una aproximación para desplazamientos angulares pequeños, el vector del par producido por el gradiente gravitacional puede ser expresado en coordenadas fijas al cuerpo de la nave como:

$$T = 3n^2 \left[(I_z - I_y)\varphi, (I_z - I_x)\theta, 0 \right]^T$$

Se puede ver que el ángulo de guiñada de la nave ψ , no influye en el par producido por el gradiente gravitacional, esto es intuitivamente razonable, ya que la guiñada representa una rotación alrededor del eje vertical. La magnitud del par, depende claramente de la diferencia entre los momentos principales; de este modo, si el satélite es largo y delgado, se ve más afectado que aquel que es corto y ancho. Esta es la explicación de la utilización de extensiones telescópicas con una masa al final, para cambiar las propiedades inerciales de la nave y aprovechar el gradiente gravitacional como sistema estabilizador.

Para nuestro satélite en órbita baja: $n \cong 0.001$ rad/s y una diferencia en los momentos de inercia entre los ejes principales de 6 Kg/m^2 . Entonces el par perturbador será: $T = 1.8 \times 10^{-5} \text{ Nm}$

3.3.1.3. Arrastre atmosférico.

El papel que juega la alta atmósfera, para producir un cierto arrastre en un satélite es de particular importancia en órbita baja, ya que este arrastre produce un decaimiento en la altura de la órbita. La misma fuerza de arrastre puede, en general, producir pares perturbadores en el satélite debido a algún corrimiento entre el centro de presión aerodinámico y el centro de masa del satélite. Suponiendo que r_{cp} sea el vector que une el centro de masa con el del centro de presión aerodinámica, en coordenadas fijas al cuerpo del satélite, el par aerodinámico es:

$$T = r_{cp} \times F_a$$

donde F_a , el vector de la fuerza aerodinámica, está dado por:

$$F_a = \left(\frac{1}{2} \right) \rho V^2 S C_D V/V$$

donde:

ρ = densidad atmosférica

V = velocidad del satélite

S = área proyectada por la nave $\perp V$

C_D = coeficiente de arrastre, usualmente entre 1 y 2 para un flujo molecular libre.

Es importante notar que el vector del centro de presión, r_{cp} varía con la orientación de la nave y normalmente con el estado operacional del satélite (la posición de los paneles solares, la cantidad de combustible abordo etc.).

Asignando valores:

$r_{cp} = 0.03$ m

$\rho = 6 \times 10^{-13}$ [Kg/m³]

$V = 9500$ m/s

$S = 0.2025$ [m²]

$C_D = 1$

Vamos a calcular primero

$$F_a = \left(\frac{1}{2}\right) 6 \times 10^{-13} (9500)^2 0.2025 = 5.482 \times 10^{-6}$$

Y finalmente el par aerodinámico es $T = r_{cp} \times F_a = (0.03)(5.482 \times 10^{-6})$

$$T = 1.6446 \times 10^{-5} \text{ [N}\cdot\text{m]}$$

3.3.1.4. Par de control disponible.

En la siguiente figura se muestran los pares perturbadores considerados, sus magnitudes aproximadas y el par de control disponible.

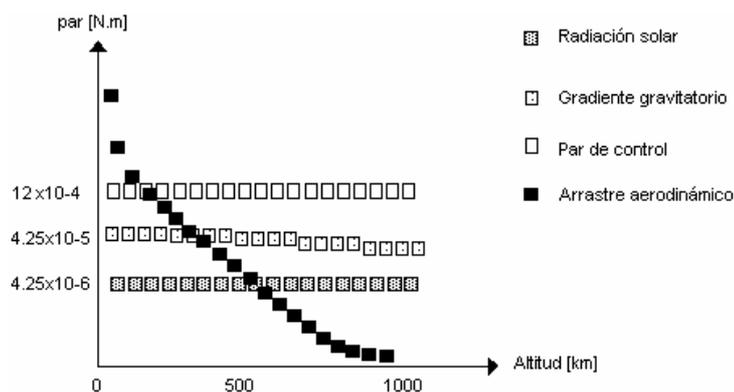


Figura 3.10. Pares perturbadores esperados en órbita.

Entonces podemos situar arbitrariamente el par de control en un valor de:

$$T = 1.2 \times 10^{-3} \text{ [N}\cdot\text{m]}$$

Lo cual sería más que suficiente para poder llevar a cabo el control de la nave de manera adecuada.

RUEDAS INERCIALES

La factibilidad de la utilización de ruedas inerciales, como parte del subsistema de control de estabilización de satélites pequeños, ha sido demostrada con varios ejemplos. Las ruedas inerciales como actuadores en un satélite pequeño, posibilitan un apuntamiento muy fino y permiten disponer de pares correctivos importantes; particularmente útiles en el momento en que el satélite se separa del cohete portador, ya que puede tener un giro no deseado o puede salir dando tumbos.

También son de gran utilidad cuando es necesario llevar a cabo maniobras de apuntamiento sobre algún lugar específico, en tiempos cortos. Tienen el inconveniente de ser relativamente costosas, masivas y de presentar el problema de desgaste en los baleros, lo que limita hasta cierto punto su tiempo de vida; aunque como se ha mencionado, 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.

4.1. RUEDAS INERCIALES.

Las ruedas inerciales son elementos muy utilizados en el control activo de orientación en las naves espaciales. En este modo de control, un motor eléctrico ligado a la estructura de la nave, hace rotar a una rueda que gira libremente, el eje de rotación de la rueda coincide con uno de los ejes de control del vehículo.

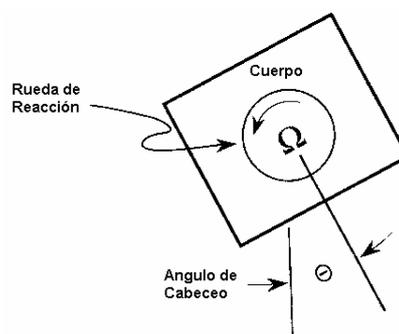


Figura 4.1 La rueda inercial controla el eje del satélite perpendicular al plano de giro

4.1.1. MOMENTUM Y RUEDAS INERCIALES.

Los dispositivos para el almacenamiento de momentum angular son usados en las naves espaciales para aumentar su estabilidad contra los pares perturbadores, para suministrar un momentum variable que permita absorber pares cíclicos y para transferir momentum hacia el cuerpo del satélite, durante la ejecución de diferentes maniobras. Estos dispositivos dependen de la cantidad de momentum en una rueda, es decir, $\mathbf{h} = \mathbf{I}\boldsymbol{\omega}$, donde \mathbf{I} es el momento de inercia alrededor del eje de rotación y $\boldsymbol{\omega}$ es la velocidad angular. Para clarificar un poco mas los conceptos y la terminología utilizada en los sistemas con ruedas inerciales, nosotros adoptaremos la siguiente convención:

Rueda Inercial (inertial wheel). Es una rueda o disco giratorio usado para almacenar o transferir momentum. Esto se refiere a la rueda misma, excluyendo la electrónica u otros componentes asociados.

Rueda con momentum diferente de cero (momentum wheel). Es una rueda inercial diseñada para operar con una cierta cantidad de momentum, que obviamente es diferente de cero. Esta provee una capacidad de almacenamiento de momentum variable, alrededor del eje de rotación, el cual está generalmente fijo en la nave.

Rueda de reacción (reaction wheel). Es una rueda con un eje fijo a la nave, diseñada para operar con cero momentum. Pero lo más importante es que durante su operación puede invertir el sentido de giro.

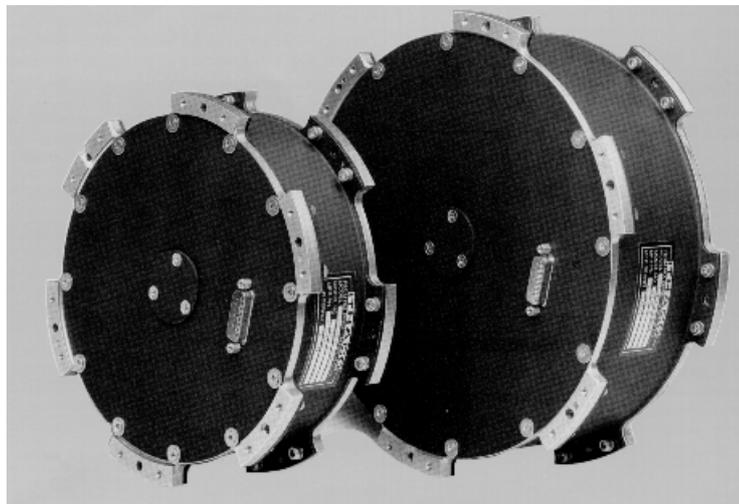


Figura 4.2 Ruedas inerciales para el control de la orientación y el manejo del momentum angular de la nave.

Rueda pivoteada para control de momentum (Control moment gyro). Consiste de una o dos ruedas pivoteadas girando a una velocidad constante. Los anillos pivoteados permiten controlar la dirección del vector de momentum que transfiere la rueda inercial al cuerpo de la nave.

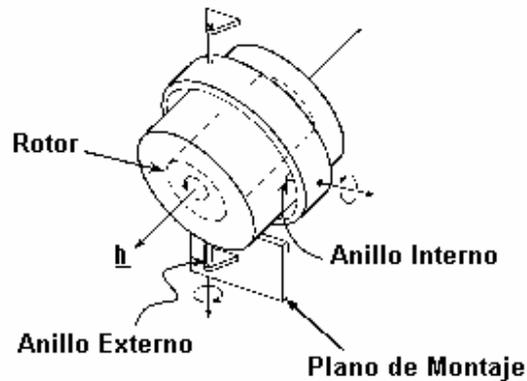


Figura 4.3 Rueda inercial montada sobre un marco basculante o pivoteado.

El conjunto completo de una rueda inercial, consiste, además de la rueda misma, de: baleros, motores, tacómetros, aislantes contra vibraciones y electrónica de control.

La capacidad de una rueda inercial puede variar desde 0.4 hasta 40 [$\text{kg}\cdot\text{m}^2/\text{s}$]. Esto es debido a que el mismo momentum puede alcanzarse tanto con una rueda pequeña girando a alta velocidad, como con una rueda grande girando a baja velocidad; el análisis del diseño evaluando las ventajas y desventajas generalmente se inclina a favor de las ruedas pequeñas debido a su bajo peso y tamaño. Las ruedas de alta velocidad tienen la desventaja de tener un mayor desgaste en el balero, lo cual disminuye su tiempo de vida.

Los motores utilizados para transferir una determinada cantidad de momentum entre la rueda inercial y el cuerpo de la nave, pueden ser de dos tipos: motores de inducción bifásicos de AC o motores de DC sin escobillas. Ya que los motores de AC no requieren escobillas, tienen alta fiabilidad y un largo tiempo de vida, pero también baja eficiencia, proporcionan pares pequeños y necesitan operar a altas velocidades.

Los motores que operan a alta velocidad, requieren de un sistema de engranes, lo que trae problemas de fricción. Comparativamente los motores de DC son eficientes y proveen pares significativos a baja velocidad, por lo que permiten un impulso directo a la rueda, sin la necesidad de engranes.

Los problemas prácticos que pueden ser considerados en el diseño de sistemas de control con ruedas inerciales incluyen: ruido producido en los baleros, errores de cuantización, vibraciones, variación de la fricción de los baleros debido a la temperatura y el desalineamiento de la rueda con respecto al eje principal correspondiente en el cuerpo de la nave (nutación).

4.1.2. SISTEMAS DE CONTROL CON MOMENTUM DIFERENTE DE CERO.

En un sistema de control donde la cantidad de momentum es diferente de cero, las ruedas inerciales son puestas a girar para mantener un momentum relativamente grande con respecto a los pares perturbadores.

Las ventajas de diseño de este tipo de sistemas son:

- 1) Estabilidad en el corto plazo contra pares perturbadores.
- 2) Acoplamiento de los ejes de rotación y guiñada, lo que permite la estabilización del ángulo de guiñada sin la necesidad de un sensor en dicho eje.
- 3) Una rueda inercial que puede ser usada como un actuador para el control de ángulo de cabeceo.
- 4) Una rueda inercial que puede ser usada para suministrar movimiento de exploración a través de la esfera celeste para un sensor de horizonte.

De esta manera, los sistemas de control con momentum diferente de cero, pueden proporcionar un control de orientación en tres ejes con menos instrumentación que un sistema equivalente con ruedas de reacción también en tres ejes.

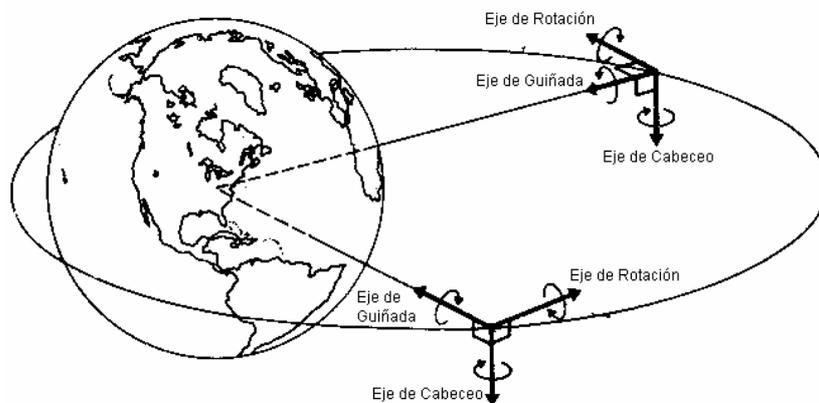


Figura 4.4 Con un sistema con los ejes de guiñada y rotación acoplados, puede llevarse a cabo un intercambio entre dichos ejes, cada cuarto de período orbital.

4.1.3. SISTEMAS DE RUEDAS DE REACCIÓN.

Dado que los pares perturbadores son muy pequeños como lo hemos comprobado en el capítulo anterior; es posible usar ruedas de reacción de tamaño reducido para absorberlos y mantener la estabilidad en tres ejes. Los sensores de orientación envían señales de retroalimentación hacia los motores de cada rueda de reacción. Entonces, el vector de momento angular cambia lentamente con el tiempo, y mantiene la orientación fija con respecto al espacio inercial. Cuando las ruedas se aproximan a la saturación, el momentum angular es reajustado usando bobinas magnéticas. Una maniobra de reorientación, puede ser ejecutada utilizando el conjunto de ruedas de reacción para rotar el cuerpo del satélite alrededor del eje donde se envió la señal de control.

Como se puede apreciar en la figura 4.5, el vector de momentum angular permanece inercialmente fijo, sin embargo, los ángulos de orientación cambian de la misma manera que las componentes del momentum angular, en un sistema de coordenadas fijo al cuerpo del satélite. En el ejemplo mostrado, la rueda colocada en el eje x, puede alcanzar la saturación en la orientación final, debido a que absorbe la componente más grande del momentum. Note que además de estimar la orientación, también es necesario monitorear la trayectoria

del momentum de la rueda, para determinar la cantidad disponible, calcular los comandos para desaturarlas y los tiempos de ejecución de las maniobras.

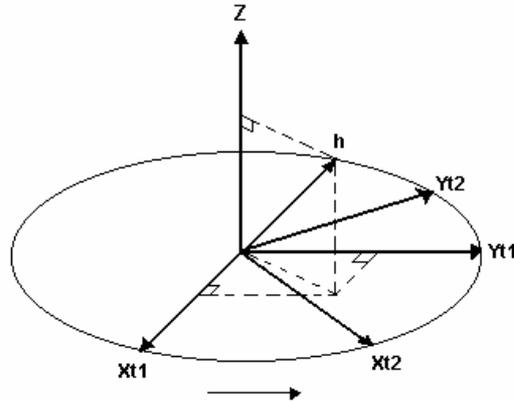


Figura 4.5 Una maniobra de rotación alrededor del eje z, mostrada en el espacio inercial. Nótese que la rueda colocada en el eje x tiene que absorber un momentum adicional cuando se mueve a su lugar en el tiempo t_2 .

4.2. ESQUEMAS DE CONTROL DE ORIENTACIÓN CON DIFERENTE NÚMERO DE RUEDAS.

El sistema de control con ruedas inerciales, puede tener algunas de ellas colocadas en 1, 2 o 3 ejes y requiere forzosamente de un sistema de control activo secundario, como puede ser un sistema de toberas o de bobinas magnéticas, para mantener el momentum de las ruedas dentro de un cierto límite, es decir, para evitar que se saturen y sean incapaces de mantener la estabilidad de la nave.

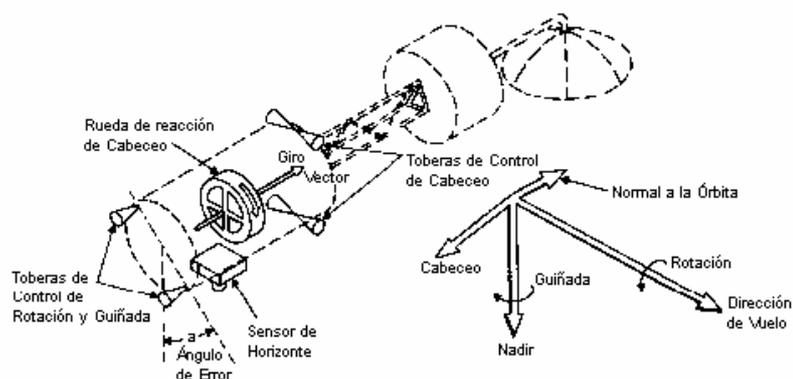


Figura 4.6. Sistema de estabilización con una rueda en el eje de cabeceo y toberas de reacción.

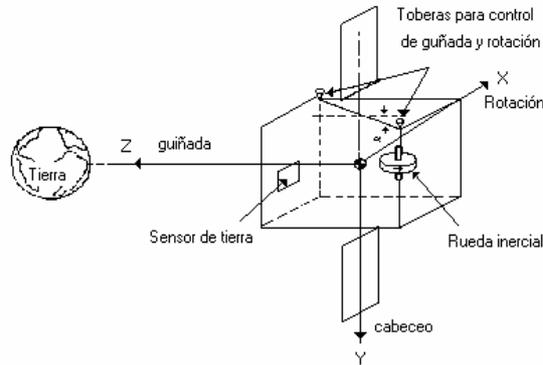


Figura 4.7. Sistema de estabilización con una rueda en el eje de cabeceo y toberas de reacción.

Un sistema de dos ruedas para una nave orientada hacia la tierra, normalmente tiene una rueda alineada con el eje de cabeceo y otra montada en el eje de guiñada. Un sistema de control de tres ejes utiliza tres ruedas localizadas a lo largo de cada uno de los ejes y puede tener cuatro o hasta seis o más ruedas en ejes no ortogonales para tener redundancia.

La figura 4.8 muestra tres tipos de sistemas con ruedas inerciales combinados con toberas y bobinas magnéticas. La operación de las ruedas inerciales es compleja y su funcionamiento descansa en la interacción con partes mecánicas, lo que limita el tiempo de vida del sistema.

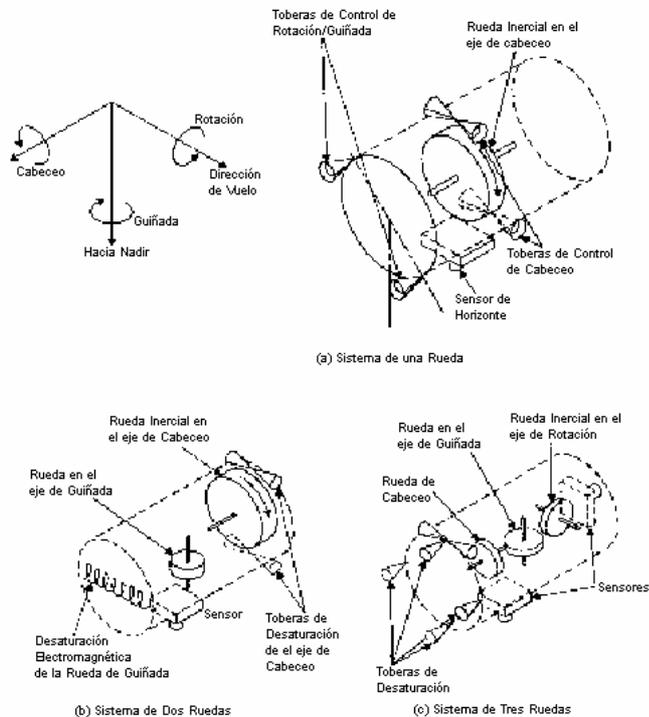


Figura 4.9 Configuraciones alternativas de sistemas de estabilización con ruedas inerciales, bobinas magnéticas y toberas de reacción.

Las configuraciones de cuatro ruedas de reacción proporcionan control, incluso si una de ellas falla. Para los sistemas con más de tres ruedas operando simultáneamente, es necesario implementar una ley de guía para distribuir el momentum entre ellas. Por las restricciones de costos, masa y volumen, es difícil incluir más de tres ruedas inerciales en un satélite pequeño; por lo que únicamente trataremos el caso de tres ruedas o menos, lo que nos reduce a un sistema de control independiente en cada eje y del que trataremos en la siguiente sección. Para implementar las leyes de control es necesario el uso de una computadora de a bordo.

4.3. CONTROL DE ORIENTACIÓN INDEPENDIENTE EN TRES EJES.

El objetivo final, es llevar a cabo el control de la orientación de un satélite pequeño en tres ejes, utilizando como actuadores tres ruedas inerciales, colocadas en cada eje de rotación, en un esquema de control independiente. En esta sección se hace una descripción muy general de los componentes utilizados para el desarrollo de este sistema, haciendo la aclaración que para el satélite definitivo se utilizarían obviamente componentes de grado espacial.

El hecho de tener un esquema de control independiente en cada eje, simplifica mucho las cosas, ya que cuando ocurre una desviación en alguno de ellos, se envía la señal a la rueda correspondiente para corregir el apuntamiento, incrementando o disminuyendo su velocidad nominal de operación; dependiendo del signo de la señal de error.

4.3.1. DIAGRAMA DE BLOQUES DEL ESQUEMA DE CONTROL.

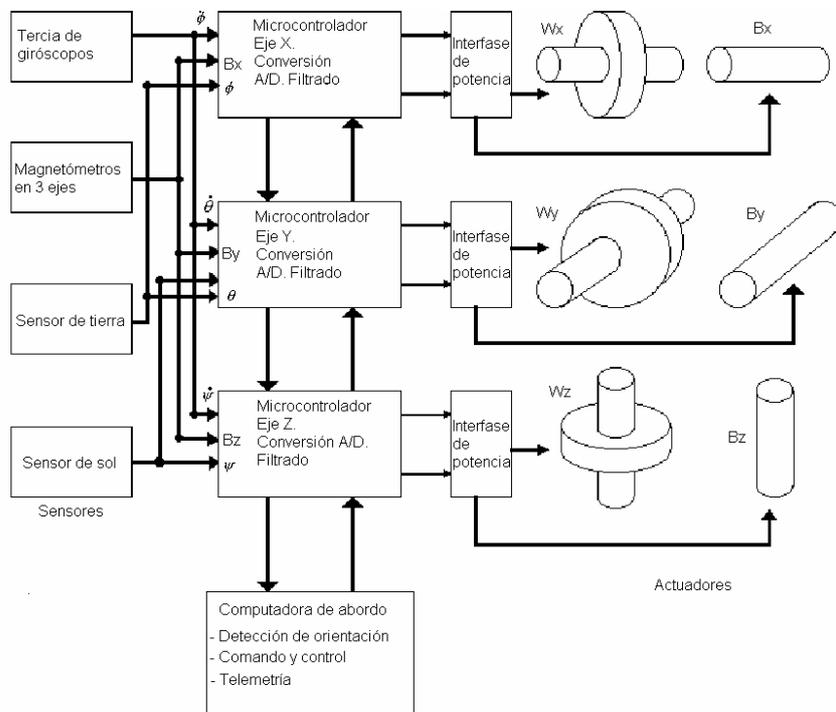


Figura 4.9. Esquema de control con ruedas inerciales y bobinas magnéticas.

El esquema de control se muestra en la Figura 4.9, donde se observan los componentes principales. Dicho sistema está basado en la utilización de tres microcontroladores, tres giróscopos, un magnetómetro en tres ejes, un sensor de sol y uno de tierra como sensores de orientación y en tres ruedas inerciales y tres bobinas magnéticas como actuadores y tiene comunicación bidireccional con la computadora de abordo.

En la Tabla 4.1 se muestran las características principales de cada uno de los componentes del sistema de detección de orientación y control de estabilización (sin incluir la computadora de abordo). Con una masa total de 11.85 kg. y un consumo máximo pico de 10.23 watts, es posible lograr una capacidad de apuntamiento continuo, en los tres ejes, menor a una décima de grado. El tiempo mínimo de vida útil de este sistema es de 5 años. Los sensores de sol y de tierra, así como las bobinas magnéticas y la computadora de a bordo, serían de fabricación nacional; mientras que los demás componentes deben ser adquiridos en el extranjero(i.e. ruedas inerciales, electrónica espacial, etc.)

Componente	Masa [kg]	Consumo [W]	Precisión	Comentarios
Giróscopos	0.300	1.80	0.01 °/s	De estado sólido, 10 años de vida.
Magnetómetro en tres ejes.	0.500	0.08	0.1 mgauss	Confiable, de bajo peso y consumo
Sensor de sol	0.200	0.30	0.1° 3σ	No disponible en eclipse, lineal.
Sensor de tierra	0.650	0.70	0.1° 3σ	Disponible en toda la órbita.
Ruedas inerciales	7.5	5 *	0.01°	Masivas, costosas, alto consumo, muy recisas, 5 años de vida
Bobinas magnéticas	2.700	2.40	3° 3σ	Confiables, poco precisas
	11.85	10.28		

Tabla 4.1 Características principales de los componentes del sistema de detección de orientación y control de estabilización

* Utilizando una sola rueda inercial a la vez

ALGORITMOS DE CONTROL

En este capítulo se hace una descripción de los algoritmos que fue necesario desarrollar para comprobar el funcionamiento de los sistemas de control de orientación para satélites pequeños basados en la utilización de bobinas magnéticas y ruedas inerciales, además de aquel utilizado para balancear automáticamente la plataforma de simulación, que es parte integral de este trabajo. Todos los algoritmos fueron programados en un microcontrolador de la serie 68HC11.

También se describen las interfaces y los actuadores utilizados en las pruebas de funcionamiento, sus características principales y sus limitaciones.

5.1. PROGRAMACIÓN DEL MICROCONTROLADOR.

En esta sección se hace una descripción de la forma en que fue programado el microcontrolador de la serie HC11, para llevar a cabo el balanceo automático de la plataforma, así como las pruebas de control de orientación, utilizando bobinas magnéticas y ruedas inerciales.

Durante el proceso de desarrollo del programa, se realiza un diagrama de flujo; en el cual se muestran tanto los cálculos a realizar, como las diferentes decisiones y acciones. Una vez establecido lo anterior se procede a la codificación del programa, primero en mnemónicos y posteriormente en lenguaje ensamblador. Después de determinar y seleccionar las operaciones a ejecutar se procede a la construcción de la rutina.

Esto se lleva a cabo con el auxilio de un programa de edición especializado, el cual, no sólo permite la escritura del programa en mnemónicos, sino también la conversión del mismo a lenguaje ensamblador, para su almacenaje y ejecución (el programa editor usado es el IASM11). Una vez que se logra la correcta compilación del programa, se procede a su prueba por medio de un simulador virtual (el AVSIM11) y se carga en la memoria EEPROM para ejecutarlo en el microcontrolador.

El procedimiento para cargar el programa de control, en la memoria del microcontrolador, se lleva a cabo con el auxilio del programa PCBUG11; configurando el microcontrolador en el modo *bootstrap* y a través del puerto serie es posible la comunicación del microcontrolador con la PC, descargando así de manera directa el programa de aplicación a la memoria EEPROM. Una vez cargado el programa, la ejecución del mismo puede ser realizada en modo *single chip* que permite que en el momento de encender el

microcontrolador o cada vez que se realice un *reset* al sistema, el programa empieza a ejecutarse de manera automática cuantas veces sea necesario ya que se encuentra almacenado de manera permanente dentro del microcontrolador.



Figura 5.1. Programación del microcontrolador HC11 a través del Pcbug11.

5.2. ALGORITMOS PROGRAMADOS.

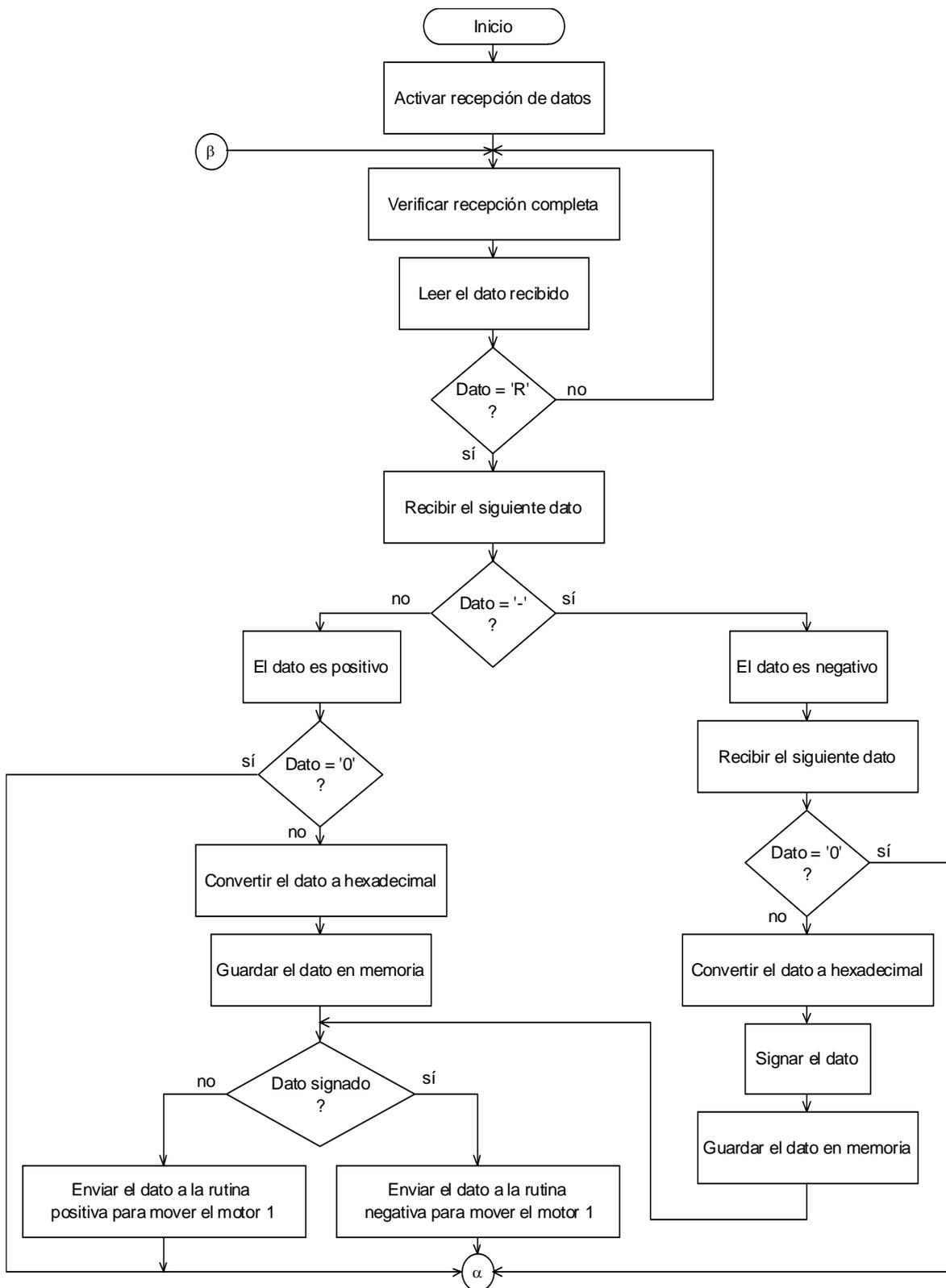
Fueron varios los algoritmos programados para el desarrollo de este trabajo de tesis, inclusive el microcontrolador montado sobre la plataforma, fue cableado de tal manera que se pudieran hacer modificaciones a los programas, sin necesidad de retirar la tarjeta microcontroladora de la plataforma.

5.2.1. BALANCEO AUTOMÁTICO DE LA PLATAFORMA DE SIMULACIÓN.

Este programa se diseñó para recibir los datos de orientación de la plataforma, desde una brújula electrónica colocada en el centro de rotación de la misma, a través de un puerto de comunicación serie. Hay que recordar que la finalidad es preservar la plataforma en el plano horizontal para que se mantenga balanceada.

Los datos de alabeo y cabeceo (X,Y) son enviados hacia el microcontrolador para ser comparados contra el umbral de $\pm 1^\circ$. Si la orientación de cada uno de los ejes no se encuentra dentro de este intervalo, entonces el microcontrolador activa a los motores de pasos, los cuales mueven a las mesas deslizantes en un sentido o en otro, sucesivamente hasta estabilizar la plataforma dentro del intervalo deseado.

A continuación se muestra el diagrama de flujo de la rutina desarrollada para balancear automáticamente la plataforma de simulación, mediante la utilización de un lazo de control realimentado.



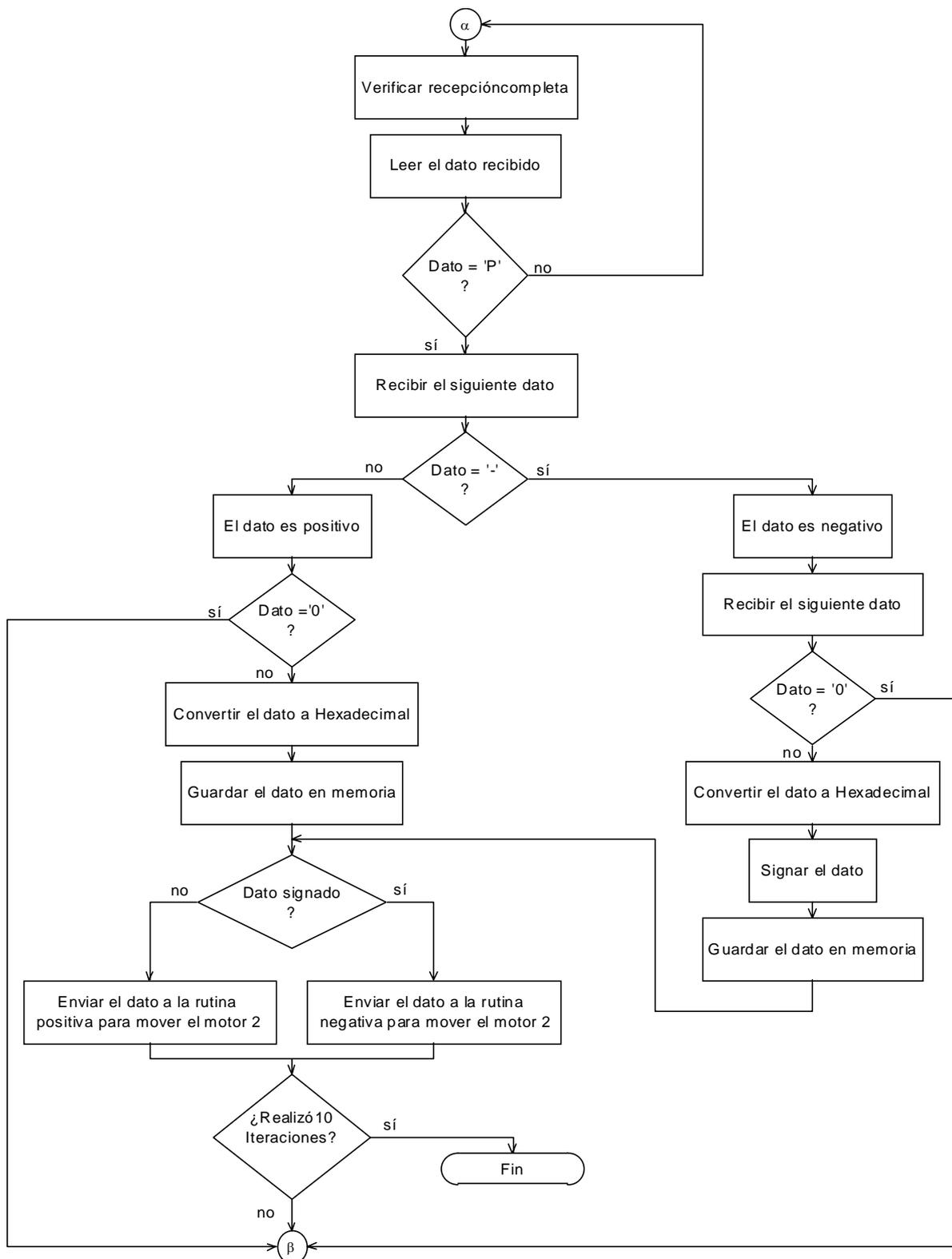


Figura 5.2 Diagrama de flujo del programa para realizar el balanceo automático de un simulador físico de un medio sin fricción.

5.2.1.1. Listado del programa para balanceo automático de la plataforma.

```

*Programa de control de la Plataforma con tablas
*Registros del SCI
BAUD      EQU      $2B
SCCR1     EQU      $2C
SCCR2     EQU      $2D
SCSR      EQU      $2E
SCDR      EQU      $2F

*Constantes
PORTB     EQU      $1004
ITERA     EQU      $0A      ;localidad en donde se guarda el número de iteraciones
DATREC    EQU      $0B      ;localidad donde se guardan datos recibidos
CTAPASOS  EQU      $0C      ;localidad donde se guardan los pasos que giran los motores
          ORG      $FE00
          LDX     #$1000     ;para acceder a los reg. del SCI
          LDS     #$03FF     ;inicializamos el stack para las subrutinas

*Configuracion del SCI
          LDAA    #$30
          STAA   BAUD,X      ;velocidad de transmision, 9600 bauds
          LDAA    #$00
          STAA   SCCR1,X     ;8 bits de datos
          LDAA    #$04
          STAA   SCCR2,X     ;inhibir interrupciones y activar receptor

*Contador de iteraciones
          LDAA    #$14      ;realizar la compensacion 20 veces
          STAA   ITERA

*Compensacion en Roll
INI        BRCLR   SCSR,X,$20,INI      ;espera hasta que llegue un caracter
          LDAA    SCDR,X      ;lee el dato recibido
          CMPA   #'R'        ;se ha recibido un roll?
          BEQ    ROLL        ;va a la rutina roll
          BRA    INI
ROLL       BRCLR   SCSR,X,$20,ROLL     ;espera el primer dato de roll
          LDAA    SCDR,X      ;lee el dato recibido
          CMPA   #'-'        ;el dato es negativo?
          BEQ    NEGATIVO    ;si lo es, va a una rutina para signarlo
          CMPA   #'0'        ;esta compensada la plataforma?
          BEQ    RECIBE      ;si lo esta, va a compensar en pitch
          ANDA   #$0F        ;si no, convierte el dato a hexadecimal
          STAA   DATREC      ;guarda el dato en memoria
SIGUE      STAA   DATREC
MOTOR1     BRSET   DATREC,$80,RUTINA1   ; mover la mesal, en sentido antihorario

*Rutina para mover la mesal, en sentido
RUTINA2    LDY     #TABLA2      ;apuntamos a la tabla1: $50,$60,$A0,$90
          LDAA   DATREC
          BSR   PASOS
          BRA   RECIBE

*Rutina para mover la mesa2, en sentido
RUTINA1    LDY     #TABLA1      ;apuntamos a la tabla2: $90,A0,$60,$50
          LDAA   DATREC
          ANDA   #$0F
          BSR   PASOS

*Compensacion en pitch
RECIBE     BRCLR   SCSR,X,$20,RECIBE   ;espera hasta que llegue un caracter
          LDAA    SCDR,X      ;lee el dato recibido
          CMPA   #'P'        ;se ha recibido un pitch?
          BEQ    PITCH      ;si es asi, entonces va a la rutina de pitch
          JMP    RECIBE
          PITCH
          BRCLR   SCSR,X,$20,PITCH     ;espera el primer dato de pitch
          LDAA    SCDR,X      ;lee el dato recibido
          CMPA   #'-'        ;el dato es negativo?

```

```

        BEQ    NEGATIVO1    ;si lo es, va a una rutina para signarlo
        CMPA   #'0'        ;esta compensada la plataforma?
        BEQ    CICLO        ;si lo esta, realiza otra iteración
        ANDA   #$0F        ;si no, convierte el dato a hexadecimal

SIGUE1   STAA   DATREC      ;guarda el dato en memoria
        BRA   MOTOR2

MOTOR2   BRSET  DATREC,$80,RUTINA3 ; mover la mesa2, en sentido antihorario

*rutina para mover la mesa2, en sentido horario
RUTINA4   LDY   #TABLA4    ;apuntamos a la tabla4: $09,$0A,$06,$05
        LDAA  DATREC
        BSR   PASOS
        BRA   CICLO

*rutina para mover la mesa2, en sentido antihorario
RUTINA3   LDY   #TABLA3    ;apuntamos a la tabla3: $05,$06,$0A,$09
        LDAA  DATREC
        ANDA  #$0F
        BSR   PASOS

*Ajuste de la plataforma
CICLO    DEC   ITERA
        LDAA  ITERA
        CMPA  #$00
        BNE  INI

FIN      BRA   FIN

*Asignacion de un "1" en el bit 7 para decir que el dato es negativo
NEGATIVO BRCLR  SCSR,X,$20,NEGATIVO ;espera el siguiente caracter
        LDAA  SCDR,X    ;lee el dato recibido
        CMPA  #'0'      ;est compensada la plataforma?
        BEQ  RECIBE    ;si lo esta, va a compensar en pitch
        ANDA  #$0F     ;si no, convierte el dato a hexadecimal
        ADDA  #$80     ;signa el dato
        JMP  SIGUE     ;manda el dato a mover la mesa1

NEGATIVO1 BRCLR  SCSR,X,$20,NEGATIVO1 ;espera el siguiente caracter
        LDAA  SCDR,X    ;lee el dato recibido
        CMPA  #'0'      ;est compensada la plataforma?
        BEQ  CICLO     ;si lo esta, inicia la compensación
        ANDA  #$0F     ;si no, convierte el dato a hexadecimal
        ADDA  #$80     ;signa el dato
        JMP  SIGUE1    ;manda el dato a mover la mesa2

*Rutina que realiza la compensación, y mueve los motores en pasos completos
PASOS    PSHY
        LDAB  #$06      ;constante compensacion
        MUL

UNO      LDAA  #$04
        STAA  CTAPASOS
        PULY

DOS      LDAA  0,Y      ;secuencias por paso
        JSR  PAUSA
        INY
        DEC  CTAPASOS
        BNE  DOS
        DECB
        BNE  UNO
        PULY

TIEMPO   PSHX
        PSHY
        LDY  #$2F      ;retraso para esperar que se establezca la plataforma
        LDY  #$FFFF
T2       DEY
T1       BNE  T1
        DEX
        BNE  T2
        PULY
        PULX

```

```

                RTS

*Retardo de 10ms entre cada paso de los motores
PAUSA        PSHX
            STAA    PORTB
            LDX    #$0B29        ;retardo de 10ms entre paso
E1           DEX
            BNE    E1
            PULX
            RTS

*Secuencias de datos para mover los motores
TABLA2       DB $90,$A0,$60,$50
TABLA1       DB $50,$60,$A0,$90
TABLA3       DB $05,$06,$0A,$09
TABLA4       DB $09,$0A,$06,$05

                ORG    $FFFE
                DW    $FE00

```

5.2.1.2. Pruebas de funcionamiento del sistema de monitoreo de la plataforma de simulación.

El sistema de monitoreo fue probado extensivamente durante la gran cantidad de experimentos realizados en la plataforma. Para el balanceo automático, no es estrictamente necesario llevar a cabo el monitoreo y el almacenamiento de los datos de la orientación de la plataforma, ya que el microcontrolador se encarga por sí solo de efectuar este procedimiento de manera autónoma, sin embargo, mediante la supervisión de los ángulos de orientación X,Y es posible corroborar que la plataforma se encuentre balanceada adecuadamente. Para las pruebas de control de orientación, es indispensable llevar a cabo el monitoreo continuo de la alineación del simulador, debido a la gran importancia que tiene de poder caracterizar y evaluar de manera objetiva, el comportamiento y efectividad de los algoritmos de control implementados. De hecho, la necesidad de supervisión, graficación y almacenamiento de datos de orientación fue la causa del desarrollo del sistema de monitoreo.

Se tuvieron muchas fallas con el sistema inalámbrico debido a las interferencias que hay en el lugar donde se efectuaron los experimentos, por lo que utilizamos el modo de prueba para corregir la transmisión-recepción.

Una de las tarjetas del módulo se acondiciona como transmisor y la segunda como receptor, los jumpers se colocan de la siguiente manera:

Receptor		Transmisor	
JP1	RXCS0-2-DIPSW	JP5	TXCS0-2-DIPSW
JP2	RXCS1-2-DIPSW	JP6	TXCS1-2-DIPSW
JP3	RXCS2-2-DIPSW	JP7	TXCS2-2-DIPSW
JP4	RXDATA-2-DEC	JP8	Indiferente
		JP9	TXDATA-2-ENC

Tabla 5.1 Configuración de jumpers para modo de prueba.

Por medio del botón rojo (circuito transmisor) es posible activar la bocina (circuito receptor) y con el botón amarillo se activa el relevador, comprobando así el funcionamiento

de los circuitos. Es importante verificar que ambas tarjetas estén configuradas para trabajar en la misma frecuencia.

Los datos que se almacenan son: número de evento, fecha, hora, eje X, eje Y y eje Z.

5.2.2. ENCENDIDO DE LAS BOBINAS MAGNÉTICAS.

La utilización de bobinas magnéticas en órbita Terrestre, tiene la doble función de generar pares externos al satélite para modificar su orientación, y como sistema de desaturación para las ruedas inerciales.

5.2.2.1. Encendido de bobinas para control de orientación.

Este programa fue desarrollado para activar las bobinas magnéticas y generar un dipolo que interactúa con las componentes del campo magnético terrestre, para producir un par externo que modifica la orientación de la plataforma. Al generarse el dipolo en la bobina, ésta trata de alinearse con la componente del campo magnético, de manera similar a lo que ocurre con la aguja imantada de una brújula.

Dadas las restricciones de disponibilidad de un campo magnético cambiante, como el que existe a lo largo de una trayectoria orbital, cualquiera que esta sea, el único tipo de prueba que pudimos efectuar fue el encender una bobina y cambiar su polaridad para que se alineara con el campo magnético circundante en el Laboratorio.

En este aspecto estuvo muy limitada la experimentación debido a que no se cuenta con un simulador de campo magnético terrestre, que permita generar las componentes de campo magnético que un satélite va encontrando en una órbita dada. Sin embargo, los resultados obtenidos nos permitieron obtener una conclusión muy importante en cuanto a la utilización de las bobinas magnéticas en un satélite pequeño, debido a la gran cantidad de corriente que es necesario aplicar para generar un par significativo. En el siguiente capítulo se explica con detalle este hecho.

5.2.2.2. Algoritmo de encendido de las bobinas para desaturación de ruedas inerciales.

Las bobinas magnéticas se encenderán, cuando las ruedas inerciales se encuentren en estado de saturación, su acción permanecerá hasta que las ruedas regresen a su operación nominal.

Rutina para encendido de las bobinas magnéticas para maniobras de desaturación, cuando el momentum acumulado en las ruedas inerciales lleva a éstas a una zona cercana a la saturación.

```
*****  
* PROGRAMA QUE CONTROLA LA INVERSIÓN DE LA POLARIDAD Y APAGADO  
* DE LAS BOBINAS MAGNÉTICAS
```

```
PORTB EQU $1004  
PORTE EQU $100A
```

```

OPTION EQU $1039
ADCTL EQU $1030
ADR1 EQU $1031

                ORG $0110                ;INICIO DEL PROGRAMA EN MEMORIA "RAM"
                LDS #$01FF                ;CARGA EL STACK POINTER
                LDAA #$80
                STAA OPTION                ;CARGA 1000 0000 EN ADPU
                LDAA #$30
                STAA ADCTL                ;CARGA 1011 0000 EN ADCTL
                LDAA #$7B                ;VALOR INFERIOR DE ESTABILIDAD
                STAA $180
                LDAA #$7F                ;VALOR CENTRAL DE ESTABILIDAD
                STAA $181
                LDAA #$83                ;VALOR SUPERIOR DE ESTABILIDAD
                STAA $182

READDATA:      LDAA ADR1
                CMPA $180
                BLO MASMENOS                ;DECISIÓN DE POLARIDAD POSITIVA
                LDAA ADR1
                CMPA $182
                BHI MENOSMAS                ;DECISIÓN DE POLARIDAD NEGATIVA
                LDAA #$00
                STAA PORTB                ;APAGADO DE LAS BOBINAS
                JSR DELAY
                JMP READDATA

MASMENOS:      LDAA #$01                ;POLARIZACIÓN POSITIVA
                STAA PORTB
                JSR DELAY
                LDAA ADR1
                CMPA $181
                BNE MASMENOS
                JMP READDATA

MENOSMAS:      LDAA #$03                ;POLARIZACIÓN NEGATIVA
                STAA PORTB
                JSR DELAY
                LDAA ADR1
                CMPA $181
                BNE MENOSMAS
                JMP READDATA

DELAY:         LDX #$0D05                ;RETARDO DE 10 MILISEGUNDOS

LOOP:          DEX
                BNE LOOP
                CLC
                RTS

```

5.2.3. CONTROL DE ORIENTACIÓN CON RUEDAS INERCIALES.

Quando se produce una perturbación en cualquiera de las ruedas, las otras se verán afectadas por esta perturbación, el sistema de control detecta la desviación en la orientación y entonces aumenta o disminuye la velocidad de cada rueda para compensar este efecto. Este esquema contrarrestará el problema del acoplamiento entre ejes, es decir, que la desviación inducida en los otros dos ejes, debido al efecto de aumentar o disminuir la velocidad de la rueda en el eje bajo control, será a su vez compensada por su sistema de control respectivo, tomando dicha desviación como una perturbación que será minimizada.

En la figura 5.3 se muestra el diagrama de flujo simplificado del procedimiento utilizado para lograr un correcto apuntamiento de la plataforma, incrementando o disminuyendo la velocidad de la rueda correspondiente al eje que presenta la desviación.

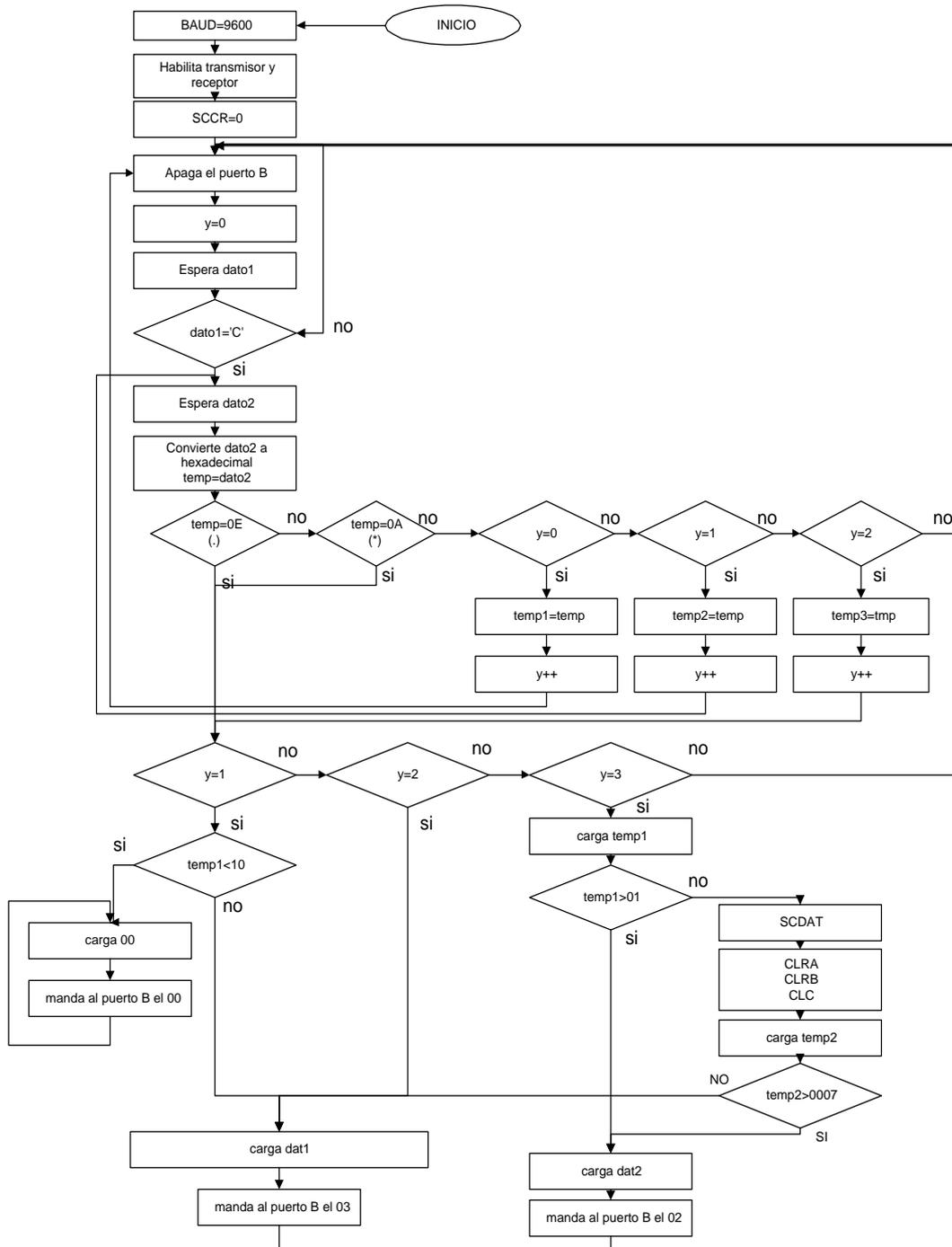


Figura 5.3. Diagrama de flujo del algoritmo para controlar la orientación de un eje, por medio de una rueda inercial.

5.2.3.1. Rutina para controlar la orientación en un eje

```

***programa que convierte número ascii en hexadecimales***
***los clasifica para saber si concatenado es mayor o menor a 180***
***mueve rueda inercial a la derecha o a la izquierda***

BAUD      EQU      $2B
SCCR1     EQU      $2C
SCCR2     EQU      $2D
SCDAT     EQU      $2F
SCSR      EQU      $2E

TEMP      EQU      $0A
TEMP1     EQU      $0B
TEMP2     EQU      $0D
TEMP3     EQU      $0E
PORTB     EQU      $1004
DATREC    EQU      $0C      ;localidad donde se guardan datos recibidos
DAT1      EQU      $03
DAT2      EQU      $02
DAT4      EQU      $04

                ORG      $FE00
                LDX      #$1000

                LDAA     #$30      ;PROGRAMA VEL DE TRANSM.
                STAA     BAUD,X
                LDAA     #$00
                STAA     SCCR1,X
                LDAA     #$0C      ;HABILITAR TRANSMISION Y RECEPCION
                STAA     SCCR2,X

                LDAB     #$00
                STAB     PORTB
INI         LDAB     #$00
                LDY     #$0000
                LDX     #$1000
INI2        BRCLR    SCSR,X,$20,INI2
                LDAA     SCDAT,X
                CMPA     #'C'
                BEQ     START
                BRA     INI
GETDATA     BRCLR    SCSR,X,$20,GETDATA
                LDAA     SCDAT,X
                ANDA     #$0F      ;CONVIERTE EL LSB
                STAA     TEMP
                CMPA     #$0E
                BEQ     MOVERU
                CMPA     #$0A
                BEQ     MOVERU
                RTS

START       JSR      GETDATA
                LDAA     TEMP
                CPY     #$0000
                BEQ     DATO1
                CPY     #$0001
                BEQ     DATO2
                CPY     #$0002
                BEQ     DATO3
                BRA     INI

DATO1      LDAA     TEMP
                CMPA     #$00
                BEQ     APAGAR
                STAA     TEMP1      ;SALVA CODIGO ASCCI
                INY
                BRA     START

```

```

DATO2      STAA  TEMP2      ;SALVA CODIGO ASCCI
           INY
           BRA   START

DATO3      STAA  TEMP3      ;SALVA CODIGO ASCCI
           INY
           BRA   MOVERU

MOVERU     CPY   #$0001
           BEQ   LIMIT
           CPY   #$0002
           BEQ   MOVERIZQ
           CPY   #$0003
           BEQ   COMPAR
           BRA   INI

LIMIT      CLRA
           CLRB
           CLC
           LDAA  TEMP1
           CMPA  #$09
           BMI  APAGAR
           BRA  MOVERIZQ

COMPAR     LDAA  TEMP1
           CMPA  #$02
           BPL  MOVERDER
           CLRA      ; pone a ceros las banderas n,v y c
           CLRB
           CLC
           LDAB  TEMP2      ;carga número A COMPARAR
           CPD   #$0008      ; compara el valor con 8 (DEL 180)
           BPL  MOVERDER

MOVERIZQ   LDAA  #DAT1      ;apuntamos cuando es menor a 180 o igual
           STAA  PORTB
           JSR  PASOS
           JMP  INI

MOVERDER   LDAA  #DAT2      ;apuntamos aquí cuando el número es mayor a 180
           STAA  PORTB
           JSR  PASOS
           JMP  INI

PASOS      LDX   #$FFFF      ;retraso para esperar que se establezca la plataforma
T1         LDAA  #$02
T2         DECA
           BNE  T2
           DEX
           BNE  T1
           LDAA  #00
           STAA  PORTB
           LDAB  #$F0
           LDAA  #$0F      ;constante compensación
UN         LDX   #$00FF
UNO        DEX
E1         BNE  E1
           DECA
           BNE  UNO
           DECB
           BNE  UN
           NOP
           RTS

APAGAR     LDAA  #$00
           STAA  PORTB
           JMP  INI

FIN        BRA   FIN

```

5.3. ACTUADORES.

Para poder realizar las pruebas de control con un sistema de bobinas magnéticas y ruedas inerciales, ha sido necesario llevar a cabo la construcción y adaptación de estos elementos. En esta sección se describen detalles de su construcción y sus características principales.

5.3.1. RUEDAS UTILIZADAS.

Como ruedas inerciales, se han utilizado tres masas cilíndricas que han sido montadas en los ejes de igual número de motores de corriente directa. Las dimensiones de uno de estos dispositivos, se muestra en la figura 5.4.

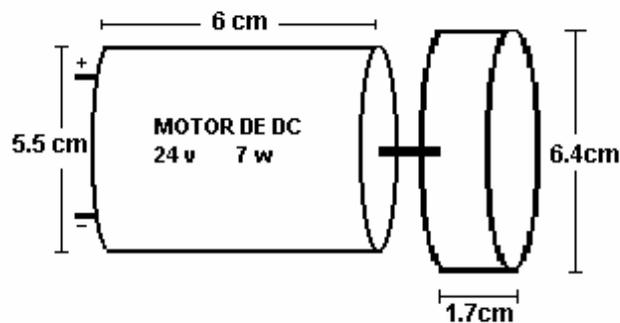


Figura 5.4 Dibujo de una de las ruedas utilizadas y su acoplamiento con el motor de CD.

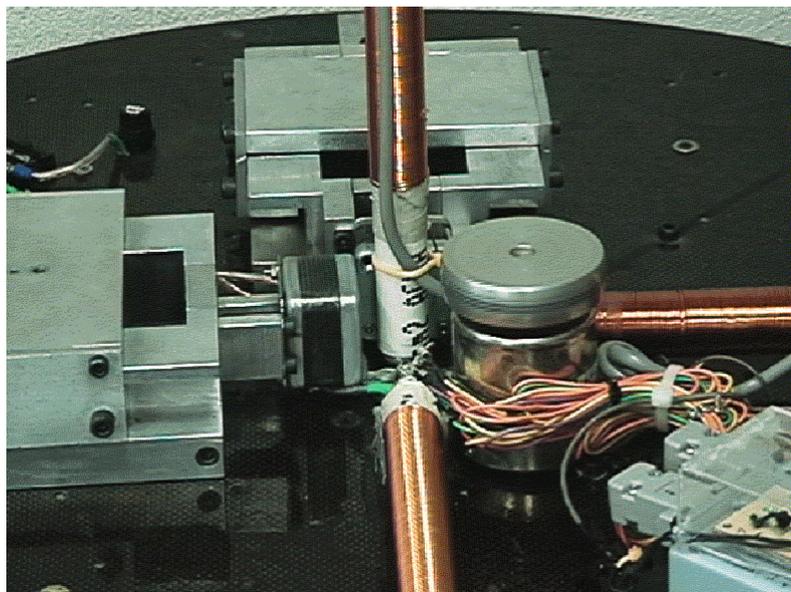


Figura 5.5. Localización de la rueda sobre el eje Z, en la plataforma de simulación.

5.3.2. BOBINAS UTILIZADAS.



Figura 5.6 Fotografía de dos bobinas en la mesa de pruebas.

Las bobinas utilizadas cuentan con las siguientes características:

Longitud	27 cm
Diámetro	2 cm
Dipolo	0.9 Am^2
alambre cobre calibre	18
número de arrollamientos	3
Núcleo	Aire
Potencia consumida	10.32 W

Tabla 5.2 Características de las bobinas.

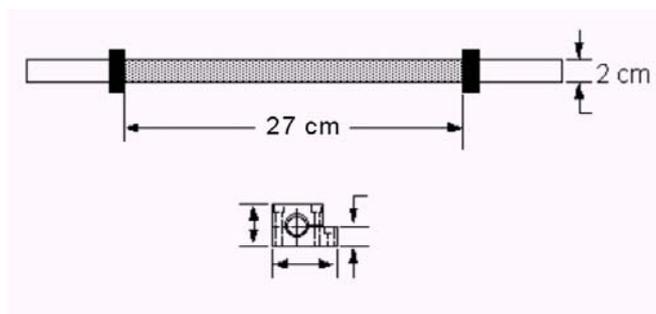


Figura 5.7. Bobina con núcleo de aire empleada para llevar a cabo funciones de desaturación en las ruedas inerciales.

5.4. INTERFACES CON EL MICROCONTROLADOR.

5.4.1. BRÚJULA ELECTRÓNICA.

El esquema general del sistema completo de detección de orientación y control de estabilización, ha sido mostrado en el capítulo anterior. Con el propósito de poder llevar a cabo las pruebas de laboratorio de manera simplificada, se ha utilizado una brújula electrónica para determinar la desviación de la plataforma. Este sensor nos puede proporcionar información sobre la desviación en tres ejes, sin embargo, en este caso particular, sólo hemos utilizado uno de ellos, debido a que el diseño del sistema de control está basado en la independencia entre ejes.

Para la comunicación entre estos dos dispositivos, simplemente se usa una típica interfaz RS-232, donde los datos del sensor son enviados en forma de caracteres ASCII.

5.4.2. MOTORES DE CD

Los motores de corriente directa presentan las siguientes ventajas:

- (1) Una velocidad ajustable del motor en intervalos amplios
- (2) Una salida de potencia mecánica constante, o par constante
- (3) Una rápida aceleración y frenado
- (4) Respuesta a una señal de retroalimentación.

Es por estas ventajas, que se tiene un mayor control y por tanto una mejor precisión. En la figura 5.9 se aprecia la conexión del motor al circuito de control.

Con la finalidad de poder llevar a cabo nuestras pruebas de laboratorio, se utilizaron motores de corriente directa como impulsores de las ruedas inerciales, debido a las ventajas que representa su utilización; pero es necesario recordar que para poder manejarlos desde el microcontrolador, es necesario un circuito de potencia. Este se describe en la siguiente sección.

5.4.2.1. Arreglo de Puente H

Como ya se ha mencionado el microcontrolador no tiene la capacidad de corriente necesaria para hacer que un motor eléctrico gire. Un circuito de potencia diferente al utilizado para los motores de paso, es utilizado para activar las ruedas inerciales. Este permite realizar la conmutación del flujo de corriente que se envía a la rueda inercial para que ésta gire en ambas direcciones, pero además suprime este flujo para detener el motor.

Este circuito permite controlar motores eléctricos de CD en dos direcciones desde un circuito digital (TTL, CMOS, el puerto de una computadora, un microcontrolador, etc.) es conocido como 'Puente H', porque su forma recuerda a esa letra. Un puente H es básicamente un arreglo de cuatro interruptores acomodados como se muestra en la Figura 5.8.

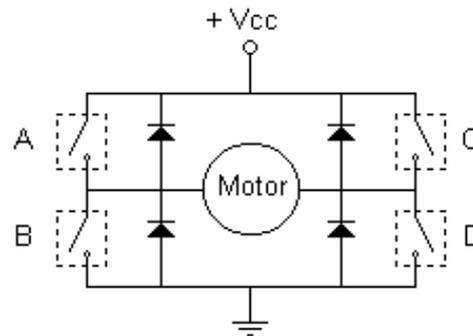


Figura 5.8. Arreglo básico de un puente H.

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 eléctrico de corriente directa funcione en ambos sentidos, sin tener que manejar voltajes negativos. 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 ó C y D no deben cerrarse al mismo tiempo para evitar un corto circuito.

La Figura 5.9. muestra el puente H, 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 FETs.

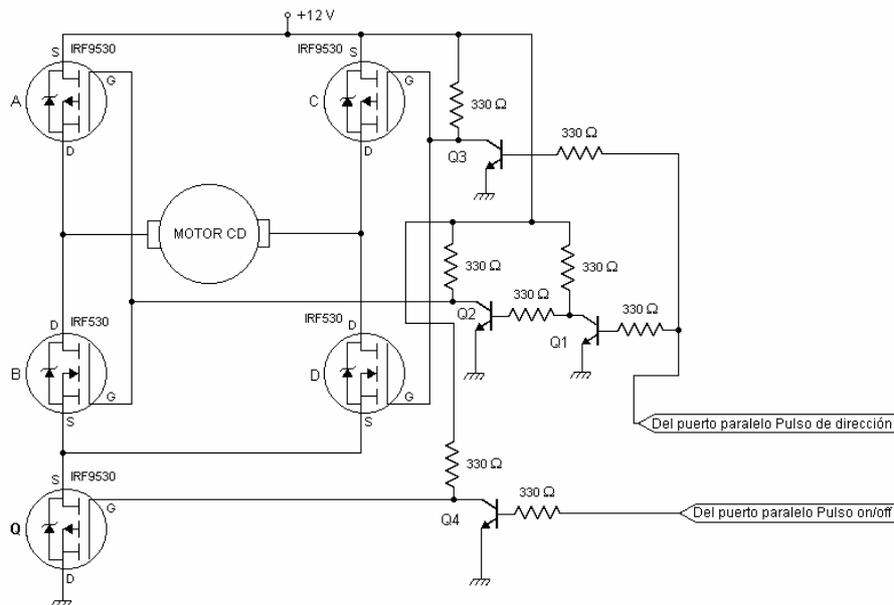


Figura 5.9. Puente H con MOSFETs.

RESULTADOS Y CONCLUSIONES

En este capítulo se hace una descripción de las pruebas de funcionamiento efectuadas con la plataforma de simulación de un medio sin fricción. Siendo ésta un elemento fundamental para todo tipo de experimentos de detección de orientación y de control de estabilización de satélites pequeños. La experimentación que se llevó a cabo con diferentes umbrales de precisión, con respecto a la horizontal, sirvió para caracterizar mejor el comportamiento y funcionamiento de la plataforma. También se presentan las pruebas realizadas con bobinas magnéticas y ruedas inerciales dentro de un esquema de control, donde cada eje de referencia se controla de manera independiente.

Se realizaron pruebas extensivas con todos estos sistemas, con la finalidad de establecer tanto la precisión como la repetibilidad de los resultados. Al final del capítulo se presentan las conclusiones de este trabajo de tesis y las recomendaciones para mejorar el funcionamiento de la plataforma de simulación.

6.1. PRUEBAS DE FUNCIONAMIENTO

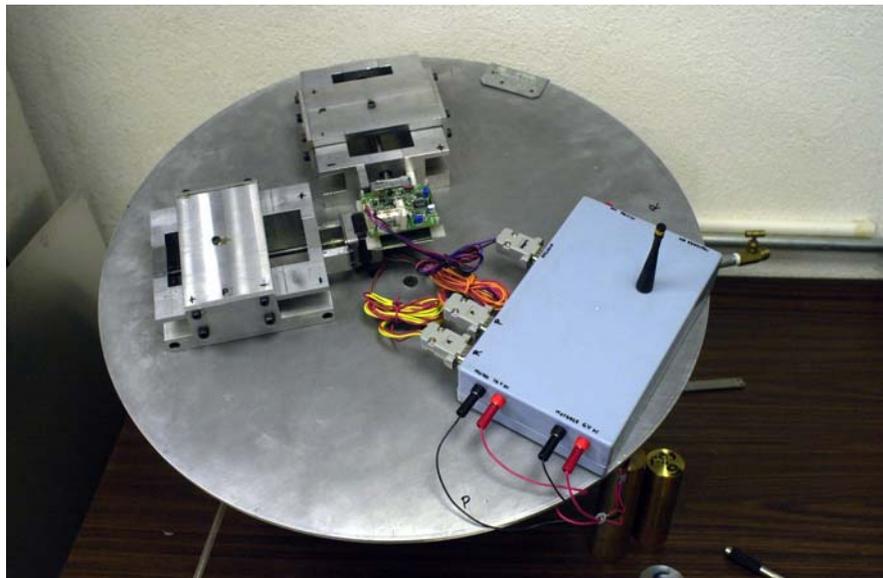


Figura 6.1. Mesa de simulación con los componentes del sistema de balanceo automático

Al efectuar las primeras pruebas de control de orientación con bobinas magnéticas, en los ejes X,Y. Se observó un problema en el funcionamiento de la plataforma, que hasta entonces no había sido previsto y es el hecho de que los pares gravitacionales afectan directamente el funcionamiento, cuando la plataforma sufre alguna desviación en dichos ejes. La tendencia es que se presenta una oscilación ante alguna desviación, causando un sesgo en los resultados. Por esta razón sólo se llevaron a cabo pruebas de funcionamiento en el eje Z, ya que aquí los pares gravitacionales tienen muy poca influencia y los resultados obtenidos están más cerca de la realidad.

6.1.1. PRUEBAS DE BALANCEO AUTOMÁTICO DE LA PLATAFORMA

Con este sistema de balanceo automático, basado en un lazo de control realimentado, se realizaron varias pruebas y se almacenaron los datos de orientación para determinar de manera gráfica el comportamiento de la plataforma.

Para analizar varios tipos de resultados se hicieron las pruebas no solo tomando en cuenta el umbral de ± 1 grado, sino también con ± 2 y ± 3 grados. En lo que respecta al funcionamiento del sistema para alcanzar la horizontal, no hubo ningún problema, notando que el comportamiento de la plataforma es semejante, es decir, en los tres casos la plataforma tiende a equilibrarse tendiendo a la horizontal; se empieza con una inclinación en alguno de sus ejes y por medio del control automático las mesas se van deslizando para equilibrar la plataforma tomando como referencia los datos de orientación que manda la brújula hacia el microcontrolador. Hasta tener el umbral requerido deja de funcionar el control automático y por lo tanto las mesas deslizantes. Cabe mencionar que para cambiar el umbral para los diferentes tipos de pruebas realizadas, se tienen que hacer modificaciones mínimas al programa del microcontrolador.

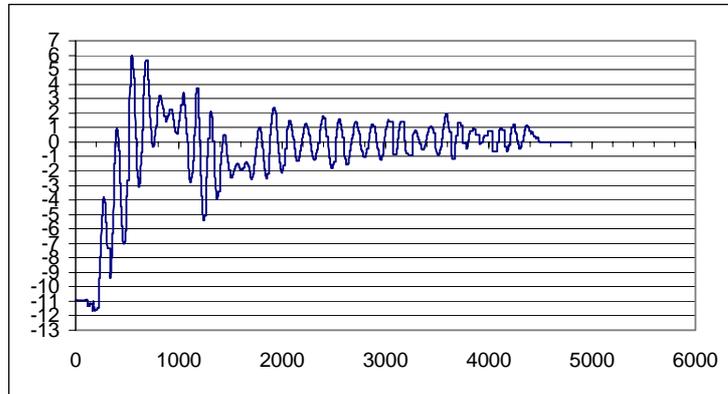


Figura 6.2. Arreglo experimental donde se muestra la pantalla sobre la que se grafican los datos de orientación, capturados de manera remota por el sistema de monitoreo.

En esta sección se presentan varias gráficas representativas del comportamiento de la plataforma a diferentes umbrales.

Tolerancia: $\pm 1^\circ$

Eje de Rotación



Eje de Cabeceo

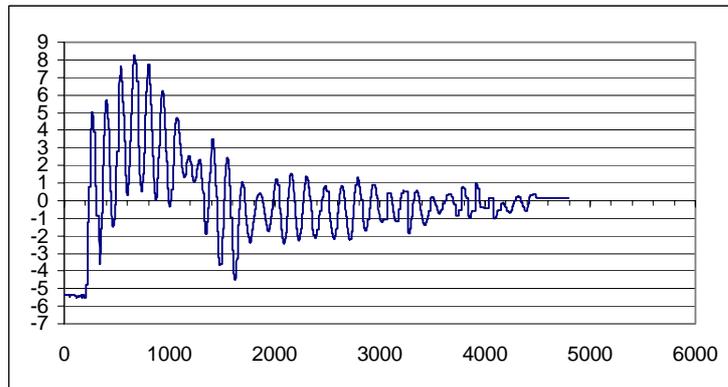


Figura 6.3. Prueba de balanceo automático que nos situó dentro del umbral de ± 1 grado.

En las gráficas mostradas en las figuras 6.3. y 6.4, podemos observar como se ha alcanzado un nivel de balanceo dentro de los límites del umbral de ± 1 grado y de ± 2 grados, respectivamente, partiendo de desviaciones importantes; es decir, de -11 grados en el eje de rotación y de -5.5 grados en el eje de cabeceo, para el primer caso y de $+9.5$ en el eje de rotación y de $+11$ en el eje de cabeceo, para el segundo caso.

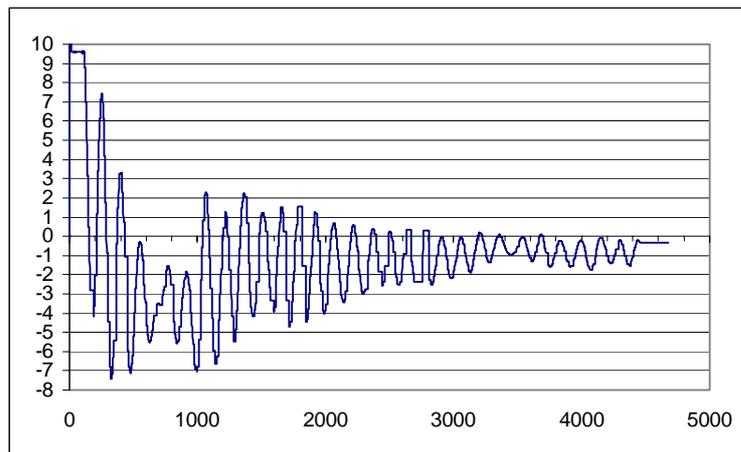
Durante esta fase de pruebas, se hizo patente la importancia del manejo adecuado de los tiempos de retraso entre ciclos de control (esencialmente el movimiento de las masas deslizantes en un sentido o en otro), debido a la naturaleza oscilatoria de la plataforma.

Partiendo de un estado de desequilibrio, el sistema de control mueve la masa respectiva para contrarrestar la desviación. Este movimiento causa la oscilación de la plataforma y si ésta ya se encuentra cerca del umbral, existen problemas en el sistema para llegar a la horizontal, ya que sus mediciones le estarán indicando valores contradictorios en cuanto a la dirección en que debe mover la masa. En general, es conveniente dar un retraso suficientemente grande entre cada ciclo de control, para que no ocurran oscilaciones indeseables y el sistema pueda ser balanceado adecuadamente.

El sistema puede llegar a compensar desviaciones grandes, si el tiempo de retraso se incrementa lo suficiente, para que se vaya obteniendo un equilibrio paso a paso, es decir, sin permitir que las oscilaciones aumenten su amplitud.

Tolerancia: $\pm 2^\circ$

Eje de Rotación



Eje de Cabeceo

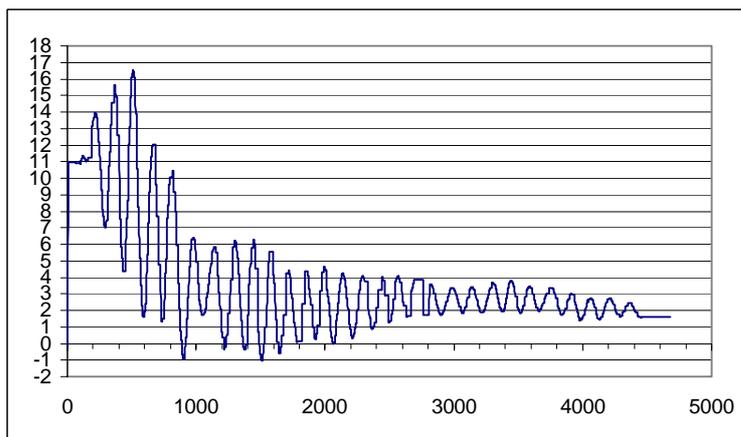


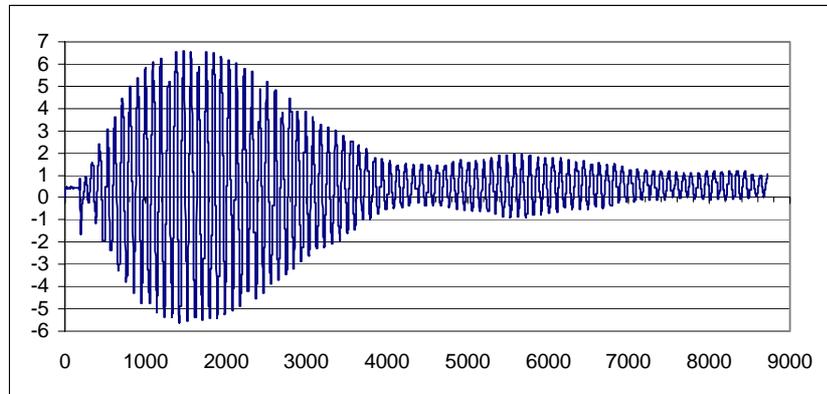
Figura 6.4. Prueba de balanceo automático que situó la plataforma en el umbral de ± 2 grados.

6.1.2. PRUEBAS DE OSCILACIÓN SIMPLE

La idea de tener diferentes umbrales con respecto a la horizontal, es la de comprobar el cambio en la frecuencia de oscilación a medida que se tienen diferentes niveles de precisión en el balanceo. Ya que se parte de la suposición de que mientras mejor se encuentre balanceada la plataforma, el periodo de oscilación será más grande.

Tolerancia: $\pm 1^\circ$

Eje de Rotación



Eje de Cabeceo

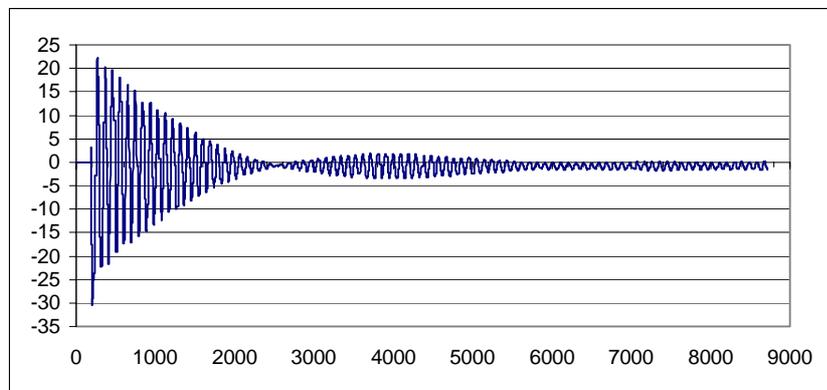
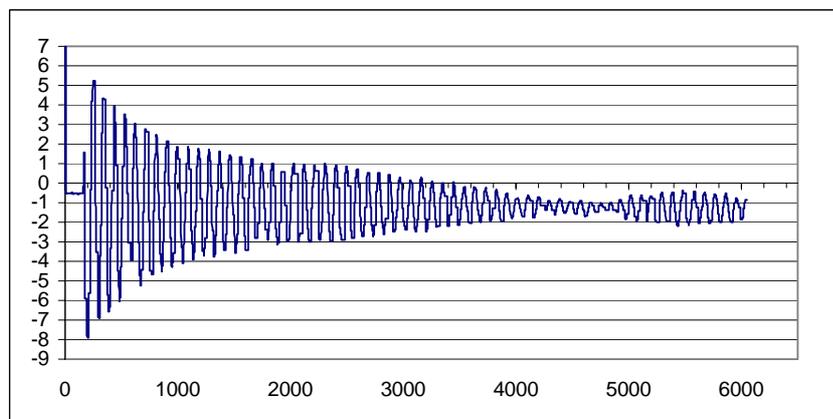


Figura 6.5. Prueba de oscilación introduciendo una desviación intencional de -30 grados en el eje de cabeceo, cuando la plataforma se encontraba balanceada utilizando un umbral de ± 1 grado.

Tolerancia: $\pm 2^\circ$

Eje de Rotación



Eje de Cabeceo

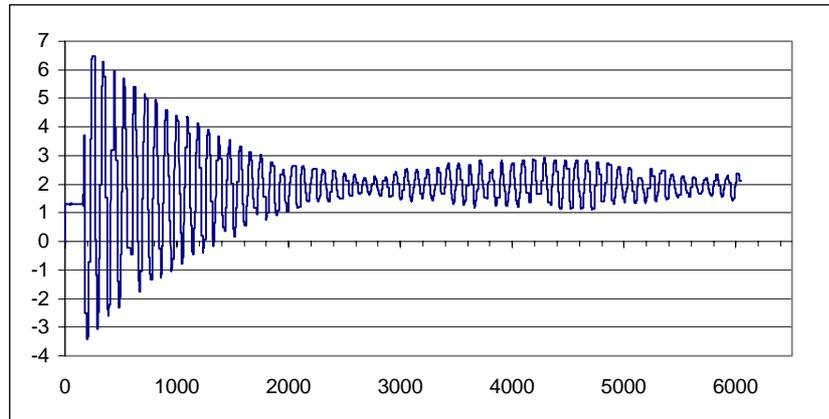
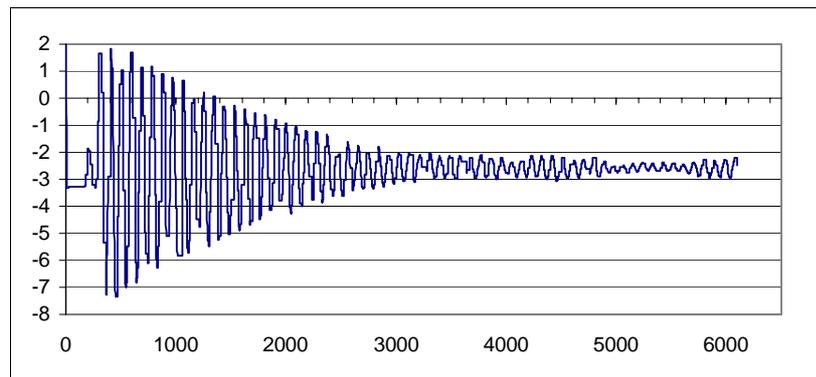


Figura 6.6. Curvas de oscilación obtenidas después de aplicar una desviación intencional de -8 grados en el eje de Rotación.

Tolerancia: $\pm 3^\circ$

Eje de Rotación



Eje de Cabeceo

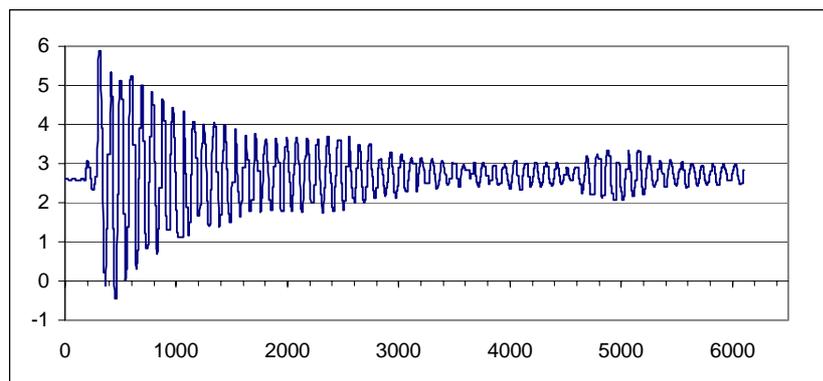


Figura 6.7. Curvas de oscilación obtenidas después de aplicar una desviación intencional de +6 grados en el eje de Cabeceo

En la siguiente tabla se presenta el promedio obtenido, a partir de un conjunto de datos obtenidos a partir de 6 pruebas de oscilación para cada uno de los diferentes umbrales.

	Periodo (segundos)	Frecuencia (Herz)
± 1 grado	8	0.125
± 2 grados	7.67	0.130
± 3 grados	7.60	0.132

Tabla 6.1. Periodo y frecuencia de oscilación de los diferentes grados de umbral establecidos para las pruebas de oscilación natural.

Esta información es obtenida a partir de una plataforma con determinadas características inerciales. Si éstas cambian, también lo harán los resultados.

La frecuencia de oscilación aumenta a medida que la magnitud del desbalanceo también se incrementa.

6.1.3. PRUEBAS DE OSCILACIÓN CAMBIANDO EL CENTRO DE MASA DE LA PLATAFORMA

También se realizaron algunas pruebas cambiando la posición del centro de masa de la plataforma, desplazándolo hacia arriba y hacia abajo, para evaluar este efecto. Esta prueba se efectuó tomando en cuenta solamente el umbral de $\pm 1^\circ$. Los resultados se muestran a continuación. En estos experimentos se introdujeron desviaciones intencionales en la plataforma. En la figura 6.8 se muestra el resultado obtenido al bajar el centro de masa de la plataforma y en la figura 6.9 cuando éste se colocó muy cerca del centro geométrico del balero de aire esférico.

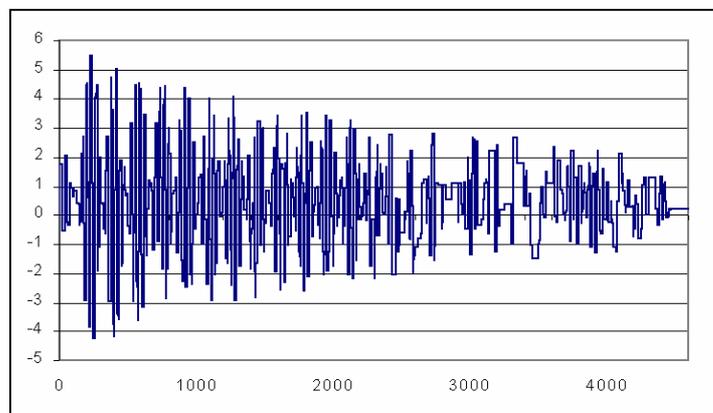
Tolerancia: $\pm 1^\circ$

Con el centro de masa muy por debajo del centro geométrico del balero de aire.

Eje de Rotación

T=2.666 seg

F=0.375 Hz



Eje de Cabeceo

$T=2.4\text{seg}$
 $F=0.41666\text{ Hz}$

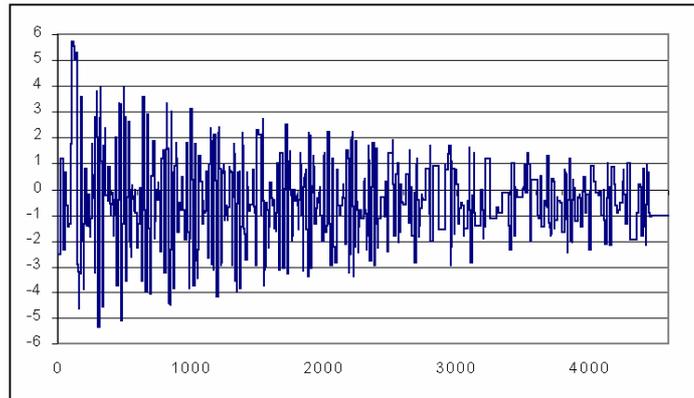


Figura 6.8. Curvas de respuesta de oscilación con el centro de masa muy bajo. En este caso se introdujo una desviación intencional de 5.5 grados en el eje de cabeceo.

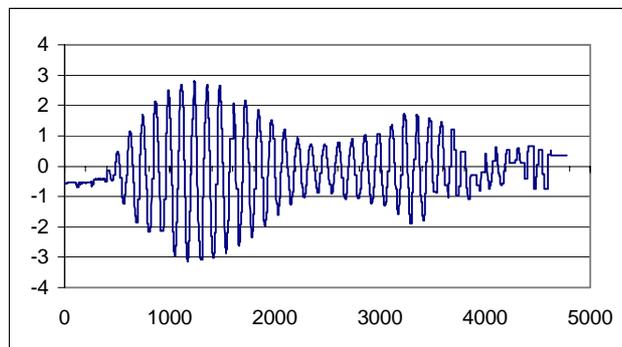
Ocurre un aumento muy significativo en la frecuencia de oscilación cuando el centro de masa se baja demasiado del centro geométrico del balero de aire de la plataforma, pasando de 2.5 a 10.2 segundos.

Tolerancia: $\pm 1^\circ$

Con el centro de masa más cercano al balero de la plataforma.

Eje de Rotación

$T=10.2\text{ seg}$
 $F=0.0980\text{ Hz}$



Eje de Cabeceo

$T=10.2\text{ seg}$
 $F=0.0980\text{ Hz}$

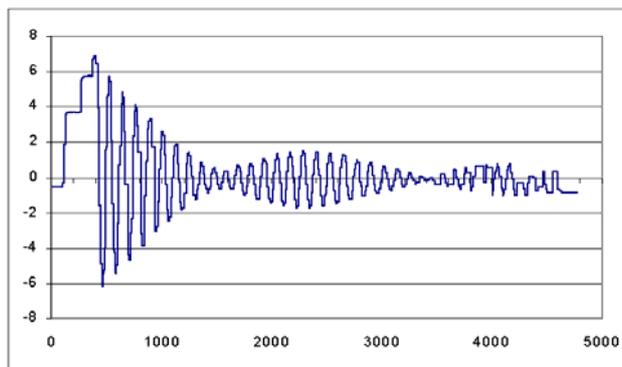


Figura 6.9. Prueba de oscilación donde se aplicó una desviación intencional en el eje de cabeceo de +7 grados, subiendo el centro de masa del sistema lo más cerca posible del centro geométrico del balero de aire.

La plataforma se comporta de manera muy distinta cuando se coloca el centro de masa de ésta, por encima o por debajo del centro geométrico del balero de aire. En el primer caso, ocurre que es muy difícil alcanzar el balanceo, ya que la plataforma tiende a desplazarse fuera de la horizontal, muy fácilmente. Esto causa que sea prácticamente imposible balancearla. En el segundo caso, el balanceo es muy simple aunque el problema es que los pares gravitacionales influyen de manera importante en la plataforma, aumentando significativamente su oscilación. Es por tanto, indispensable mantener el centro de masa lo más cercano posible al centro geométrico del balero de aire.

También se realizaron pruebas dejando oscilar libremente la plataforma, es decir, sin aplicarle absolutamente ninguna fuerza, perturbación o desviación, observándose que da exactamente lo mismo dejar oscilar libremente la plataforma, que aplicarle una desviación intencional. En ambos casos se obtiene exactamente el mismo valor de frecuencia.

6.1.4. PRUEBAS CON BOBINAS MAGNÉTICAS

La primera actividad efectuada, fue la de obtener un dipolo lo suficientemente grande que nos permitiera tener un movimiento que fuera posible apreciar a simple vista en la plataforma; por el efecto de la interacción con el campo magnético Terrestre. Se realizaron varias pruebas para obtener bobinas con especificaciones concretas para la obtención de este resultado. Estas pruebas comenzaron cada una con la bobina energizada apuntando a diferentes grados de azimut, para tener diferentes puntos de referencia y diferentes mediciones del tiempo que tarda en acoplar su campo magnético con el campo magnético terrestre

Prueba 1

Datos de las bobinas	Resultado
R=2.2	No se movió la plataforma
V=4 V	
I=1.81 A	
P=7.20 W	
Número de vueltas=247	
Diámetro=2 cm	
Longitud=27 cm	

Prueba 2

En esta prueba existe un cambio en la resistencia con respecto a la prueba anterior, debido a que se agregaron resistencias externas para poder aumentar la corriente.

Datos de las bobinas	Resultado
R=0.85	Se detectó movimiento en la plataforma pero sólo al acercar un imán a ésta, sin embargo, por si sola la plataforma no se mueve.
V=4 V	
I=4.7 A	
P=18.77 W	
Número de vueltas=247	
Diámetro=2 cm	
Longitud=27 cm	

Prueba 3

Datos de las bobinas	Resultado
R=1.55	Se detectó movimiento en la plataforma con una respuesta rápida tratando de alinearse con el campo magnético terrestre.
V=4 V	
I=2.58 A	
P=10.32 W	
Número de vueltas=247 por 3 arrollamientos : 741	El consumo de potencia es menor comparado con pruebas anteriores, por lo que estas bobinas son las utilizadas para llevar a cabo los experimentos que se explican a continuación.
Diámetro=2 cm	
Longitud=27 cm	

En esta etapa se realizaron varias pruebas para determinar el tiempo que tarda la bobina energizada para alinearse con el campo magnético terrestre. Este es uno de los factores más importantes por determinar, ya que de esto dependerá la eficacia de un sistema de bobinas como elemento de control de orientación y de su utilidad para desaturar las ruedas inerciales.

No hay que olvidar que un satélite en órbita baja se mueve a 25,000 km/hr, y esto hace necesario un sistema de control que sea lo suficientemente rápido, de lo contrario, hay que esperar varias órbitas para poder establecer una orientación determinada. Se efectuaron varias pruebas y de éstas se obtuvo un promedio, que nos da una clara idea del tiempo utilizado para mover la plataforma.

Los resultados se aprecian en la Tabla 6.2, mientras que en la figura 6.9 se presenta una gráfica del comportamiento típico de una prueba de alineamiento de una bobina colocada en el plano horizontal, con el norte magnético. Esto nos da una idea de cómo se comporta la plataforma bajo este procedimiento de alineación.

Prueba	Tiempo de respuesta
	(Tiempo en segundos para que gire la plataforma un grado)
1	4.53
2	7.15
3	5.62
4	6.24
5	4.05
6	3.62
7	2.73
8	5.3
Promedio	4.905

Tabla 6.2 Tiempo promedio, medido en segundos, que tarda en girar 1 grado la plataforma para llegar al acoplamiento del campo magnético de la bobina, con el terrestre.

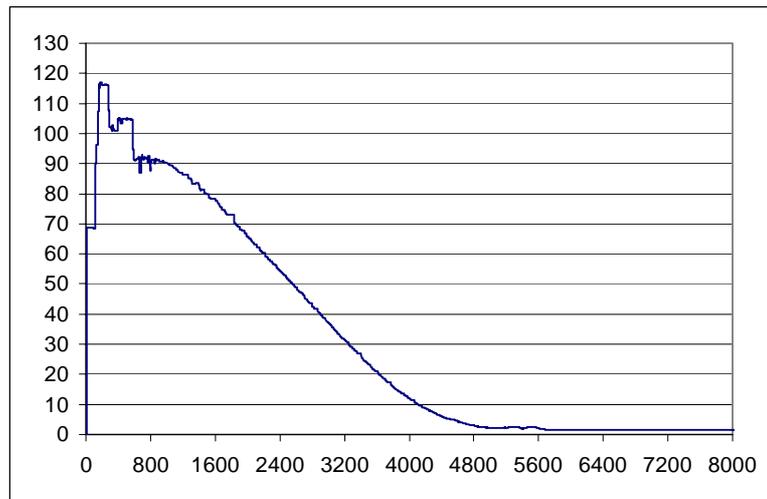


Figura 6.10. Comportamiento de la plataforma al alinearse los campos magnéticos Terrestre y el de una bobina localizada en el plano X,Y. El tiempo de respuesta es de 4.9 segundos por grado.

La siguiente serie de pruebas tuvo como finalidad determinar la posibilidad de estabilizar la plataforma en cualquier posición de toda su trayectoria alrededor del eje Z. Para ello, se diseñó un experimento para hacer girar la plataforma en un sentido y una vez alcanzado el alineamiento, invertir el sentido de la corriente en la bobina para cambiar la orientación de la plataforma en 180°.

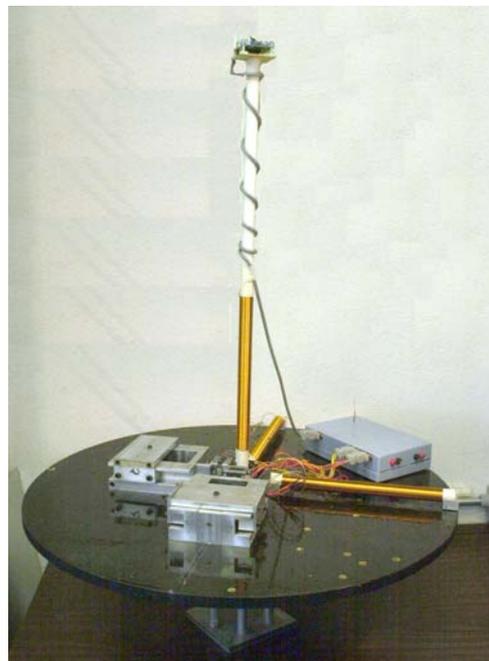


Figura 6.11. Plataforma con el sistema de balanceo y tres bobinas magnéticas.

El primer ensaye inició con la plataforma teniendo una orientación de 303.2° . Al aplicar la corriente a la bobina, la plataforma comenzó a girar hasta detenerse en 189.8° alcanzando el alineamiento. Una vez alcanzado este valor, se invirtió la polaridad, lo que significó un cambio en el sentido de giro. El sistema reaccionó tratando de alcanzar los 339° que es donde encontraría la alineación con el dipolo, sin embargo la energía en las baterías no fue suficiente para alcanzar esta meta.

Azimut

Comienzo de prueba:
17:40:33h

Fin de prueba:
17:53:56h

Tiempo total:
13'23"

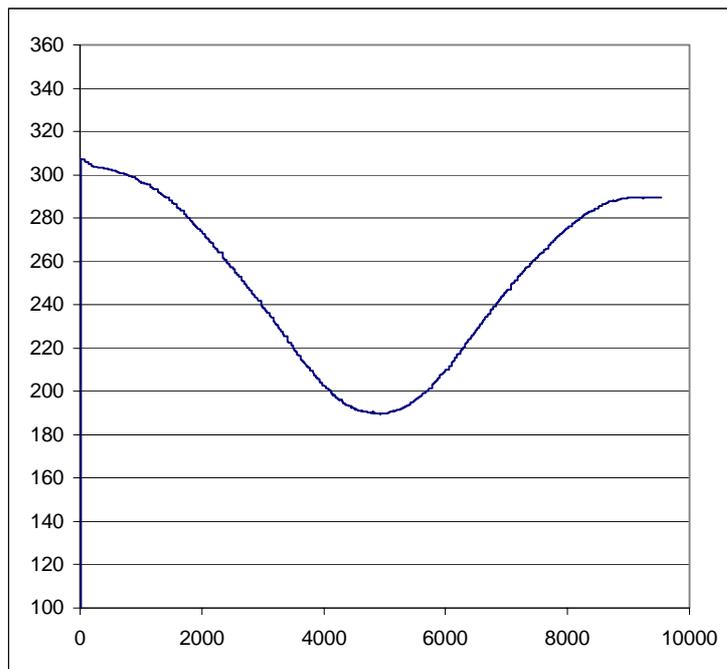


Figura 6.12. Prueba para demostrar la factibilidad de estabilizar la plataforma a lo largo de toda la trayectoria alrededor del eje Z.

Para la siguiente prueba ocupamos una brújula convencional de aguja imantada, para determinar de manera más o menos exacta, la localización del dipolo terrestre. Ésta también sirvió para comprobar el momento exacto en que el sistema de control enviaba la señal de cambio de polaridad a las bobinas.

El experimento comenzó con la plataforma orientada a 37° dirigiéndose a los 30.6° por inercia de la plataforma pero después giró en sentido contrario, ya por la influencia y la fuerza del campo magnético. Enseguida vemos que continúa girando la plataforma en sentido horario, deteniéndose en 239.3° un rato, para después regresarse en sentido antihorario. En este punto de 239.3° la brújula de aguja imantada marcaba hacia el norte magnético terrestre al igual que la bobina, es decir, ambos campos magnéticos estaban acoplados. Posteriormente la plataforma continuó moviéndose en sentido antihorario, con una misma velocidad, pero cuando llegó nuevamente a los 239.3° (norte magnético terrestre) ya no pudo detenerse en ese punto. El campo magnético de la bobina era ya muy pobre en esta etapa de la prueba, cosa que se comprobó al acercar la brújula con aguja imantada. Fue demasiado tiempo de prueba para la capacidad de las baterías instaladas en la plataforma.

Azimut

Comienzo de prueba: 16:49:52 h (30.6°)

Fin de prueba: 17:15:58 h

Tiempo total: 26'6"

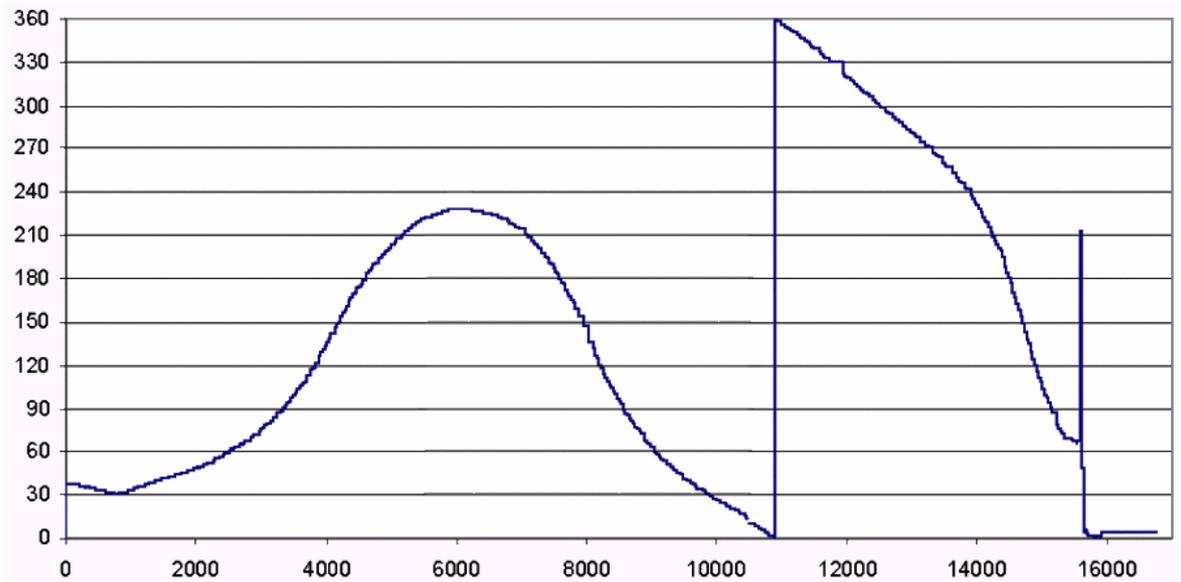


Figura 6.13. Esta gráfica muestra el resultado de buscar estabilizar la plataforma alrededor del eje Z.

6.1.5. PRUEBAS CON RUEDAS INERCIALES

Las pruebas efectuadas con ruedas inerciales, tuvieron como finalidad establecer el apuntamiento de la plataforma en una dirección determinada. Otro parámetro importante por estudiar, es el tiempo de respuesta del sistema, es decir, necesitamos saber que tan rápido es posible variar la orientación de nuestro sistema ante alguna perturbación dada o ante alguna maniobra programada. Como hemos mencionado, la experimentación se ha llevado a cabo únicamente en el eje Z, que es donde los pares gravitacionales ejercen una influencia poco significativa.

Prueba 1

Datos de la rueda	Resultado
Motor de 12 volts	No se movió la plataforma
Rueda de 5cm de diámetro y 2.5 cm de alto	

Prueba 2

Datos de la rueda	Resultado
Motor de 12 volts	No se movió la plataforma
Rueda de 8cm de diámetro y 0.5 cm de alto	

Prueba 3

Datos de la rueda	Resultado
Motor de 24 volts	Se observó movimiento significativo en la plataforma
Rueda de 6.4cm de diámetro y 1.7 cm de alto	

Hasta la tercera prueba se pudo mover la plataforma, haciendo uso de un motor de 24 volts, aunque solo fue alimentado con 20 volts, debido a la disponibilidad de voltaje en la plataforma. Con este arreglo se efectuaron las pruebas de orientación. En la siguiente figura se despliegan dos curvas que constituyen una muestra representativa del comportamiento de la plataforma cuando ésta es orientada hacia el norte magnético.

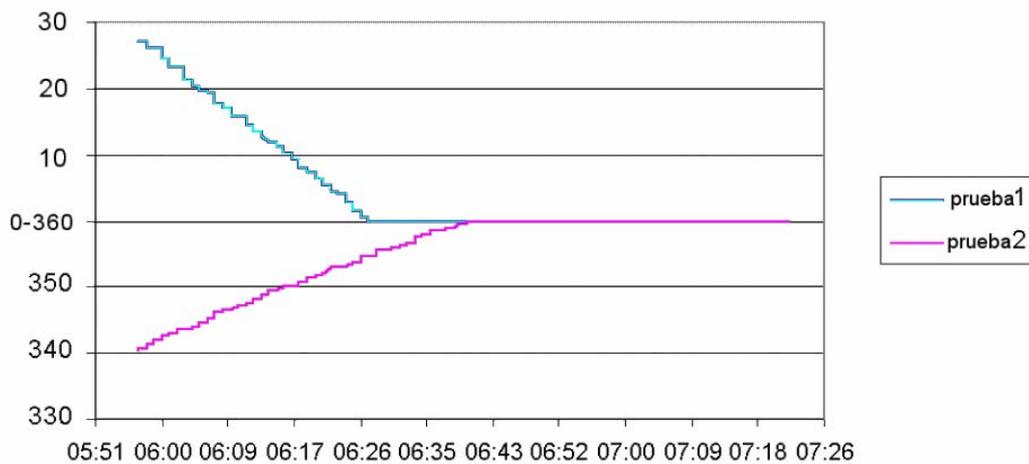


Figura 6.14. Respuesta de la plataforma al algoritmo de orientación que la dirige hacia el norte magnético.

Los tiempos de respuesta de estas dos pruebas son bastante similares, el defasamiento que se observa se debe a que en el primer caso se comenzó con una desviación en los 28.9 grados y en el segundo, se inició con una desviación de 341°.

La velocidad de respuesta promedio del sistema con ruedas inerciales es de 1.69 seg por grado.

6.2. DISCUSIÓN

6.2.1. BOBINAS MAGNÉTICAS

Como hemos podido apreciar durante las pruebas con bobinas magnéticas, la corriente que manejan es muy alta, cuando se utiliza núcleo de aire. Es un hecho irrefutable que a bordo de un satélite pequeño existen severas limitaciones, especialmente en el aspecto de la energía disponible. Debido a esta situación, se hace indispensable la

utilización de un número mayor de arrollamientos y/o un núcleo ferromagnético, para aumentar la intensidad del dipolo generado en la bobina. De esta manera se estaría aumentando de manera considerable la masa en el satélite, pero en compensación se reduciría significativamente la energía para efectuar labores de desaturación de ruedas inerciales y tareas de control de orientación.

La selección del material del núcleo es un parámetro muy importante del diseño; los ferromagnéticos, como es el *permalloy* (78% níquel y 22% hierro), y el *permendur* (50% cobalto y 50% hierro) tienen muy alta permeabilidad lo que permite una reducción substancial en el consumo de potencia, sin embargo, presentan saturación a valores relativamente bajos de intensidad de campo, además presentan no linealidades e histéresis.

6.2.2. RUEDAS INERCIALES

La inclusión de una o varias ruedas inerciales en un satélite pequeño, dependerá finalmente en la disponibilidad de masa, energía y recursos económicos. Por la alta especialización en la construcción que presenta este tipo de actuadores, es obligatorio adquirirlos con alguna empresa espacial. Como ejemplo damos los siguientes datos de una rueda inercial fabricada por la compañía ITHACO: masa de 2.5 kg, diámetro de 20cm, momento angular de 2.25 N-m-s y un costo de 109,000 dólares por cada rueda.

6.3. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

6.3.1. CONCLUSIONES

Del presente trabajo de tesis podemos desprender las siguientes conclusiones:

- Se efectuaron pruebas de funcionamiento exhaustivas con la plataforma de simulación de un medio sin fricción, para lograr una adecuada caracterización de su comportamiento. Al mismo tiempo se probaron los sistemas de transmisión inalámbrica y de despliegue y almacenamiento de la orientación.
- Se han llevado a cabo pruebas de funcionamiento con bobinas magnéticas y rueda inerciales en una plataforma de simulación de un medio sin fricción, para su implementación en satélites pequeños.
- Las bobinas cilíndricas (en forma tubular) ofrecen ventajas en cuanto a sus dimensiones reducidas y en su empleo en satélites pequeños, definitivamente debe aumentarse la masa en aras de obtener un mayor par disponible en órbita, con un consumo bajo de energía.
- La disponibilidad de energía en un sistema aislado como es un satélite pequeño es la restricción más importante a considerar durante todas las etapas de su desarrollo.
- Las ruedas inerciales pueden proveer pares importantes para orientar un satélite pequeño, aunque tienen la desventaja de consumir mucha energía.

6.3.2. RECOMENDACIONES

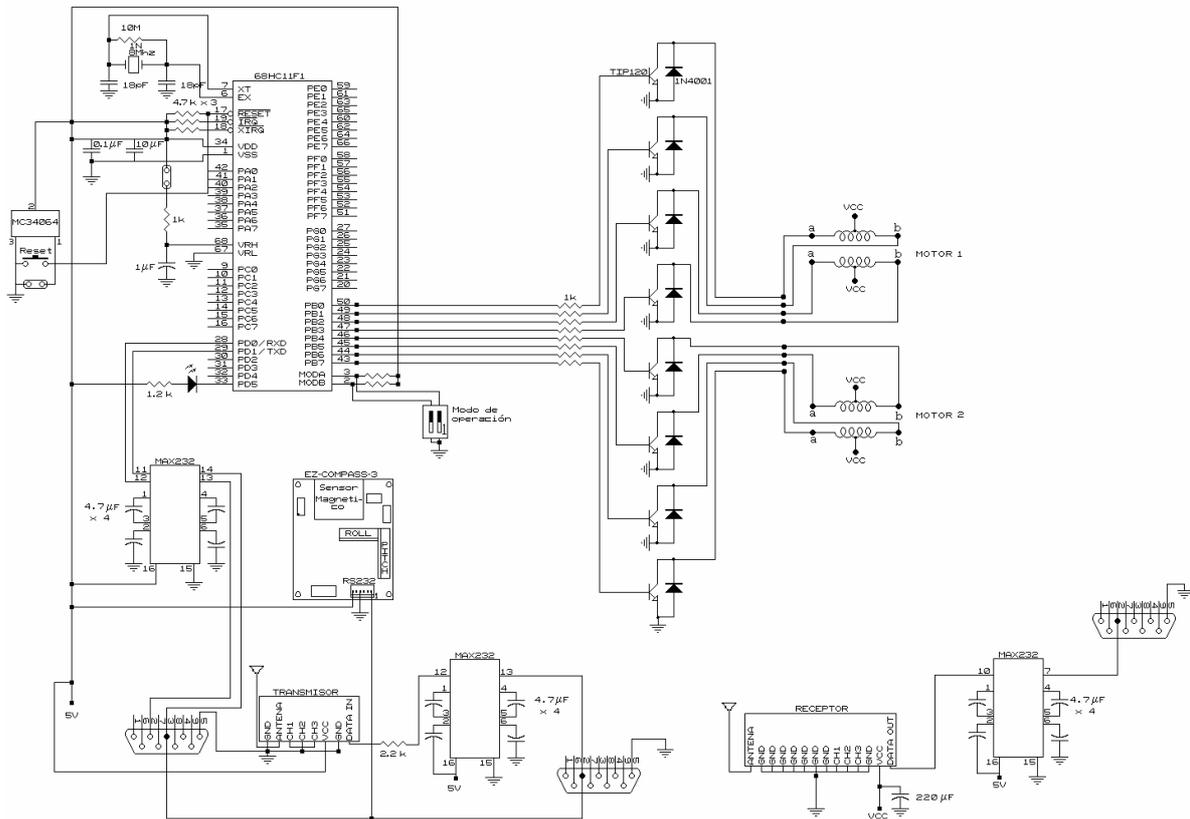
Se ha establecido la conveniencia de llevar a cabo un procedimiento que trate de compensar los efectos oscilatorios que causan en la plataforma, los pares gravitacionales, ya que dichas oscilaciones no permiten la experimentación en los ejes X,Y.

El procedimiento que se propone para tal efecto es el siguiente:

Una vez balanceada la plataforma e iniciado el experimento de control, esto es posible efectuarlo mediante un programa independiente que se encargue de controlar el desplazamiento de las masas deslizantes y que mantenga la posición de la plataforma en aquel lugar intermedio a la que fue llevada por el experimento de control de orientación. Este procedimiento debe ir siguiendo continuamente al sistema de control, conforme éste vaya progresando. Esto emularía el comportamiento de la plataforma en un ambiente de microgravedad, aunque hay que analizar si esto no causará otro tipo de problemas.

A

DIAGRAMA ELECTRÓNICO DEL SISTEMA DE BALANCEO AUTOMÁTICO



REFERENCIAS

- [1] Mesinas Ortiz Marcela. "Sistema de Monitoreo de un Simulador para Control de Orientación de Satélites". Tesis de Licenciatura, Facultad de Ingeniería, UNAM 2002
- [2] Gabriel A. Jaramillo, Alfonso A. Alvarado. "Electricidad y Magnetismo". Trillas, México 1997
- [3] Advanced Orientation Systems Inc., "EZ-COMPASS-3 Application Manual". Linden, NJ 1999.
- [4] Katsuhiko Ogata. "Ingeniería de Control Moderna". Ed. Prentice Hall. México, 1984.
- [5] M68HC11, "Reference Manual". Motorola. U.S.A., 1991.
- [6] MC68HC11F1, "Technical Data". Motorola. U.S.A., 1993.
- [7] Wayne Tomasi. "Sistemas de Comunicaciones Electrónicas". Prentice-Hall Hispanoamericana, S.A. 2ª Edición, 1996.
- [8] Martin James. "Communication Satellite Systems". Prentice-Hall. U.S.A, 1986.
- [9] Linx Technologies Inc. "Manual de Referencia, Módulo HP-II". Ashley Place, 2001
- [10] Juárez Durán Alejandro. "Balanceo Automático de un Simulador Para Control De Orientación de Satélites". Tesis de Licenciatura, Facultad de Ingeniería, UNAM 2001
- [11] Juárez Durán Gustavo. "Utilización de bobinas magnéticas para control de orientación de satélites pequeños." Tesis de Licenciatura, Facultad de Ingeniería, UNAM 1999.
- [12] James R. Wertz. Editor "Spacecraft Attitude Determination and Control". Kluwer Academic Publishers. The Netherlands. 1978.
- [13] Charles S. Siskind. "Electrical circuits". Second edition, McGraw-Hill International Student Edition. 1980.
- [14] Stickler A. Craig and K.T. Alfriend. "Elementary Magnetic Attitude control system". Journal of Spacecraft. Vol 13. pp282-287. 1976.
- [15] Parimal K. Pal and Stephen M. Fox. "The effects of momentum bias on a gravity gradient stabilized spacecraft with active magnetic control". Proc. 6th. Annual AIAA/USU Conf. on Small Satellites. Sept. 1992.
- [16] Morales J. "Electricidad y Magnetismo". Facultad de Ingeniería, UNAM 1983