

2ej



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTONOMA DE MEXICO

FACULTAD DE INGENIERIA

"UTILIZACION DE BOBINAS MAGNETICAS PARA CONTROL DE ORIENTACION DE SATELITES PEQUEÑOS."

T E S I S

QUE PARA OBTENER EL TITULO DE:
INGENIERO MECANICO Y ELECTRICISTA
(AREA ELECTRICA ELECTRONICA)

P R E S E N T A :
GUSTAVO JUAREZ DURAN



DIRECTOR DE TESIS: M. en I. JORGE PRADO MOLINA

MEXICO, D. F.

1988

TESIS CON FALLA DE ORIGEN

273557



Universidad Nacional
Autónoma de México

Dirección General de Bibliotecas de la UNAM

Biblioteca Central



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 mis padres y hermano.

Por todo el apoyo que me brindaron, haciendo posible la culminación de mi carrera

A mis amigos y compañeros de estudio:

Por su amistad desinteresada que siempre me han brindado.

A mis maestros.

A quien les debo los conocimientos adquiridos

RECONOCIMIENTOS.

Aprovecho la ocasión para agradecer a la Universidad Nacional Autónoma de México, Facultad de Ingeniería y a la Facultad de Química, la oportunidad que me ofrecieron.

Al Dr. Gianfranco Bisiacchi Giraldi Jefe del Laboratorio de Instrumentación Espacial, del Centro de Instrumentos de La UNAM, por el apoyo para la realización de esta tesis.

Al M. en I. Jorge Prado Molina por su continuo apoyo durante el desarrollo de esta tesis, así como sus atinados consejos y su paciencia en la revisión del trabajo escrito.

Al M. en C. Eduardo Montañó Aubert por darme la oportunidad de colaborar en la Facultad de Química, en el Centro de Información Químico Tecnológico.

ÍNDICE.

DEDICATORIA	i
RECONOCIMIENTOS	ii
ÍNDICE	iii
RESUMEN	v
1 - INTRODUCCIÓN.	1
1 1.- Detección de orientación.	2
1 2 - Bobinas magnéticas como actuadores en un satélite de órbita baja.	4
1.3.- Control de orientación	6
1 4 - Simuladores físicos.	7
1 4.1.- Plataforma de simulación en un medio sin fricción.	8
1.4.2 - Simulador magnético	9
2 - EL CAMPO MAGNÉTICO TERRESTRE.	11
2.1 - El origen del campo magnético.	12
2 2 - Características del campo geomagnético.	13
2 2.1 - Elementos que distorsionan el campo magnético terrestre.	16
2.2 2.- Pares perturbadores magnéticos.	17
2 3.- Medición del campo geomagnético.	17
2.3.1.- Magnetómetros.	17
2.3.1.1.- Magnetómetros de inducción.	18
2.3.1.2.- Magnetómetros cuánticos.	21
2.3.1.3.- Otras aplicaciones de los magnetómetros.	23
2.4.- Modelos del campo geomagnético para órbita baja.	23
2 5.- Programa para determinar las componentes vectoriales del campo geomagnético.	25
2 5.1.- Corrida del programa.	26
3.- DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE BOBINAS MAGNÉTICAS.	28
3 1- Diseño geométrico y cálculo de parámetros principales	28
3 1.1.- Geometría.	29
3 2.- Pares de control necesarios	29
3 2.1.- Cálculo de las perturbaciones en órbita.	30
3.3.- Construcción de bobinas magnéticas.	34
3.3.1.- Materiales utilizados.	36
3.3 2.- Núcleos ferromagnéticos.	38
4.- CONTROL DE ORIENTACIÓN CON BOBINAS MAGNÉTICAS.	42
4.1.- Esquema de control utilizado	42

4 2.- Programación del algoritmo de control	43
4 2 1.- Ley de control	44
4 2 2.- <i>Implementación de la ley de control en el satélite</i>	47
4.3.- Interfaces con el microcontrolador	48
4.3.1 - Etapa de potencia.	48
4 4.- Pruebas de funcionamiento.	49
4 5 - Discusión de resultados.	50
5 - CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.	52
5 1 - Conclusiones	52
5 2 - Recomendaciones	53
APÉNDICE A. Desarrollo de las ecuaciones de campo magnético utilizando esféricos armónicos y programa para calcular las componentes vectoriales del campo magnético	54
APÉNDICE B Cálculo del tiempo sideral.	64
BIBLIOGRAFÍA	67

CONTROL DE ORIENTACIÓN PARA UN SATÉLITE DE ÓRBITA BAJA, EMPLEANDO PARES MAGNÉTICOS.

RESUMEN

El objetivo central de este trabajo es *implementar un sistema para controlar la orientación de un satélite pequeño, utilizando un conjunto de bobinas magnéticas. El incluir un sistema de actuadores magnéticos en un satélite de órbita baja (entre 450 Y 1,000 km. aprox), tiene la gran ventaja de contar con un par correctivo durante toda la trayectoria de la órbita, y a diferencia de otros actuadores que tienen partes móviles o utilizan fluidos consumibles a bordo, las bobinas magnéticas funcionan durante toda la vida útil de la nave.*

Para aplicar los pares correctivos al satélite, se hace circular una corriente por las bobinas, esto producirá un campo magnético, que al interactuar a su vez con el campo geomagnético, generará un par que tenderá a disminuir la desviación de la nave, hasta que ésta apunte hacia el nadir terrestre, o hacia alguna otra orientación específica.

El error en la orientación de la nave, se obtiene a través de la medición de los ángulos de apuntamiento que proporcionan los sensores de a bordo y se compara con un modelo matemático, para de esta manera obtener una desviación o señal de error que será enviada a las bobinas magnéticas y otros actuadores para efectuar la corrección en la orientación.

Se describen las características de diseño de las bobinas, el modelo del campo magnético utilizado, así como los circuitos electrónicos asociados, el esquema general de control y los resultados de las pruebas de estabilización efectuadas en una plataforma de simulación, suspendida sobre un balero de aire esférico con capacidad de movimiento en tres ejes de rotación y con fricción despreciable

CAPITULO I

INTRODUCCIÓN.

Desde la década pasada, los satélites pequeños han tenido una gran utilización en diferentes misiones, abarcando una amplia gama de aplicaciones y requisitos de apuntamiento. Algunos sistemas de control, basados en diferentes configuraciones de gradiente gravitacional, ruedas inerciales y bobinas magnéticas, han sido desarrollados para su aplicación en satélites pequeños (<100 kg) debido a su confiabilidad. Para satélites de percepción remota (PR), es necesario contar con una capacidad de apuntamiento de una décima de grado o menos, para lograr imágenes útiles; además se tienen restricciones adicionales: el procesamiento de datos a bordo y la comunicación a grandes velocidades y grandes volúmenes, limitan substancialmente los recursos a bordo. Esto nos obliga a diseñar un sistema de control de bajo consumo de energía, de bajo peso y que no demande muchos recursos de la computadora de a bordo; de allí que los sistemas con bobinas magnéticas para efectuar un control activo, son particularmente atractivos.

Las características generales del campo magnético terrestre se han conocido por centurias, sin embargo, el primer estudio sistemático fue iniciado por el matemático Karl Gauss. Desde entonces se han desarrollado algunos modelos que describen su comportamiento y al mismo tiempo, se han obtenido gran cantidad de datos para validarlos; los cuales en su mayoría son resultado de las mediciones efectuadas por observatorios magnéticos y por naves espaciales que han orbitado el planeta desde la década de los sesenta. El viento solar genera una onda de choque que provoca perturbaciones en el campo magnético, por lo que la operación de los magnetómetros y las bobinas magnéticas se vea altamente influenciada por las tormentas solares, cuya máxima actividad se presenta en ciclos de 11 años. Existe otra fuente de perturbación del campo, generada por la propia nave debido a magnetismo residual y corrientes de eddy.

Consideraremos que el campo magnético de la tierra es predominantemente un dipolo, con una intensidad aproximada de 60, 000 nT en los polos y de 30, 000 nT en el ecuador y se decreta con la distancia desde la superficie de la tierra, con un factor de $1/r^3$. Su intensidad decrece aproximadamente 0.05% por año y tiene variaciones seculares de 1% máximo por año. El campo magnético de la tierra: B , puede ser representado como el gradiente de la función potencial escalar V , es decir $\underline{B} = -\nabla V$; donde V se representa por una serie de armónicos esféricos.

Se ha demostrado que con un modelo de campo, un magnetómetro a bordo, los keplerianos de la órbita y el uso del filtro de Kalman extendido, es posible determinar la posición orbital de una nave y la orientación de la misma en tres ejes; con lo que es

posible lograr una navegación autónoma con solo estos componentes, aunque dicho sistema de navegación sale del alcance de esta tesis.

Las bobinas magnéticas a bordo, son utilizadas como frenos magnéticos o como actuadores para control de orientación en tres ejes; su uso va desde órbitas bajas, hasta geosíncronas.

1.1 DETECCIÓN DE ORIENTACIÓN.

La orientación de un satélite está dada por tres ejes de rotación denominados: rotación, guiñada y cabeceo. La denominación de estos ejes son análogos a los utilizados en aviación y los describimos de la siguiente manera: el eje de rotación, se encuentra localizado de manera axial al vector velocidad, es decir, se encuentra sobre la trayectoria orbital, esto se ilustra en la figura 1. 1.

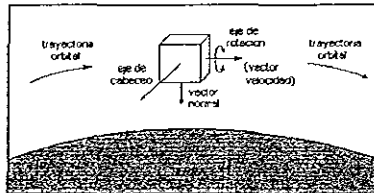


Figura 1 1. Definición del eje de rotación.

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 (ver figura 1 2).

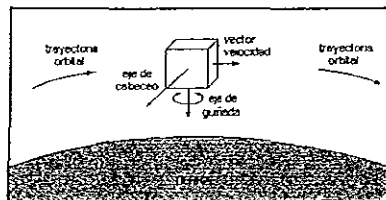


Figura 1.2. Definición del eje de guiñada.

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 (ver siguiente figura).

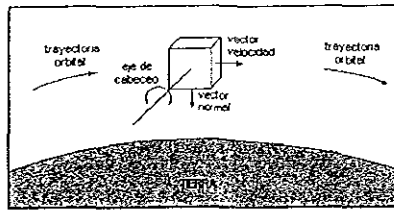


Figura 1.3. Ilustración del eje de cabeceo.

Para conocer la posición de un cuerpo rígido (como es el caso de nuestro satélite), utilizando las ecuaciones de Euler, es necesario conocer la posición y la velocidad de los tres ejes de rotación. Estos datos son proporcionados por diferentes sensores, alineados con respecto al sistema ortogonal mencionado

Para detectar la orientación de un satélite en órbita baja, se utilizan generalmente: un sensor de sol, un sensor de tierra y un magnetómetro para determinar la desviación angular; además se emplean tres giróscopos que proporcionan las velocidades angulares; con este conjunto de sensores es posible determinar la orientación de la nave en todo momento. Dado que la tierra genera un campo magnético en patrones bastante definidos, es posible detectar, en forma burda; en un sistema de tres ejes, la variación de su intensidad por medio de bobinas detectoras, colocadas en los ejes de referencia del satélite, y comparar estas mediciones con un modelo matemático para determinar la orientación. Puesto que existe una variación en la forma e intensidad del campo magnético de la tierra, sólo se puede hacer una estimación aproximada de la orientación del satélite, por tanto, la precisión del dispositivo no es muy grande ($\pm 2-3$ grados). Sin embargo, cuando el satélite se encuentra en eclipse, el sensor de sol no funciona y es entonces cuando el magnetómetro puede proporcionar los vectores que determinan la dirección de la nave.

Para la utilización del magnetómetro, es indispensable conocer un modelo de campo magnético para así poder interpretar sus lecturas. Es necesario considerar los parámetros que determinan la posición del satélite dentro de su órbita, debido a que existen muchas posibilidades de encontrar lecturas del campo magnético similares en los tres ejes, en algunos otros puntos de la órbita. En la siguiente tabla se muestran las características más importantes de los sensores de un sistema de detección de orientación para un satélite pequeño.

Tabla 1.1 Sensores de orientación para nuestro satélite de órbita baja

Tipo de sensor	Localización	Ángulos medidos	Precisión	Observaciones
Sensor de sol	Eje de rotación	Cabeceo y guiñada	± 0.1 grados	No disponible durante eclipse
Sensor de tierra	Eje de guiñada	Rotación y cabeceo	± 0.15 grados	Disponible en toda la órbita
Magnetómetro	De preferencia alejado del cuerpo del satélite	Rotación, guiñada y cabeceo	± 3 grados	Disponible en toda la órbita. Poco preciso
Giróscopos	Uno en cada eje	Rotación, guiñada y cabeceo	± 0.01 grados	Disponible en toda la órbita, muy precisos. Problema de deriva

1.2.- BOBINAS MAGNÉTICAS COMO ACTUADORES EN UN SATÉLITE DE ÓRBITA BAJA.

Las bobinas magnéticas o electromagnéticas son usadas para generar momentos de dipolo magnético para el control de orientación y el manejo del momentum angular en satélites. También son usadas para compensar los momentos residuales producidos por los actuadores de la propia nave y para contrarrestar la deriva de la orientación causada por perturbaciones externas, tales como: el arrastre atmosférico, el gradiente gravitacional y el viento solar.

La manera en que es posible obtener un par a partir de una bobina, se describe a continuación: consideremos una espira de alambre encerrando un área A , sobre un plano, a través de la cual circula una corriente I , como se muestra en la figura 1.4.

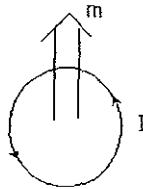


Figura 1.4. Momento magnético debido a la corriente en la espira.

De esta manera, el momento magnético m , está dado por: $m = I \cdot A \cdot n$ donde n es un vector unitario normal al plano de la espira. El sentido positivo del momento magnético es determinado por la regla de la mano derecha, donde el momento magnético, está en la dirección del dedo pulgar, mientras que los demás dedos están siguiendo la dirección de la corriente eléctrica en el conductor. Para una bobina de N vueltas, por el principio de superposición, tenemos que:

$$m = N \cdot I \cdot A \cdot n$$

El momento del dipolo magnético depende también del material encerrado por la corriente que fluye a través de las bobinas, y está dado por: $d = \mu \cdot m$ donde μ es la permeabilidad del núcleo. En el sistema internacional, la permeabilidad del espacio libre, μ_0 , tiene un valor de $\mu_0 = 4\pi \times 10^{-7} \text{ N/A}^2$. Entonces, para una bobina que encierra un área A , el momento de dipolo magnético está dado por:

$$d = \mu \cdot (NI)A \cdot n \quad (1)$$

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.

n , es un vector unitario normal al plano del arrollamiento.

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. Por otra parte, la permeabilidad está en función de la intensidad del campo magnético aplicado, esto impide predecir de una manera precisa el momento dipolar que es posible obtener. Es de práctica común el utilizar núcleos de "aire" y que las espiras sean de un material que sea buen conductor, que permita la disipación de energía y que sea de bajo peso, como es el caso por ejemplo, del aluminio magnético.

Para este proyecto se fabricaron diferentes bobinas. Con ellas se llevaron una serie de pruebas de funcionamiento, las cuales se describen en el capítulo 4. En la siguiente tabla se presentan a manera de ejemplo, diferentes tipos de bobinas que han sido utilizadas en algunas misiones de órbita baja.

Tabla 1.2 Características de las bobinas magnéticas colocadas en el eje de giro.

Nave	Momento Angular de la nave ($\text{kg} \cdot \text{m}^2 \text{s}^{-1}$)	Dipolo máximo (W m)	Taza de precesión máxima en un campo de 24 A/m, normal al eje de giro (grados/hora)	Comentarios
SAS-3	4.465	6.28×10^{-5}	69.3	bobina con 260 vueltas, $I_{\text{max}}=0.6\text{A}$, $P_{\text{max}}=10\text{W}$
OSO-8	342.6	5.33×10^{-5}	0.75	bobina con 360 vueltas, $I_{\text{max}}=0.075\text{A}$
AE-3	127.7	2.94×10^{-4}	11.3	Dos bobinas con 500 vueltas c/u, $P_{\text{max}}=12\text{W}$

El material del alambre de las bobinas es seleccionado con base a su peso, la habilidad para disipar el calor generado por la corriente y que no produzca un impacto negativo sobre las propiedades eléctricas del actuador. Por ejemplo: en el satélite SAS-3 se utilizaron bobinas con arrollamientos de alambre magnético de aluminio calibre 18 de 1.02 mm de diámetro.

Para lograr una determinación exacta de los pares de control magnéticos disponibles, las bobinas son energizadas con una corriente constante, este control es necesario ya que la fuente de voltaje puede fluctuar considerablemente en algunas misiones, y la resistencia de la propia bobina cambia con la temperatura.

En la figura 1.5 se muestra el circuito electrónico para manejar las bobinas localizadas en el eje de giro de la nave SAS-3, y utilizadas para controlar el momentum angular. La corriente en las bobinas es controlada por medio de un sistema de lazo cerrado, a través de la medición de la caída de voltaje en la resistencia de realimentación R_{th} , la operación bidireccional es realizada al invertir la corriente de la bobina a través del accionamiento remoto de un relevador de conmutación de tipo "latch". Cuando la fuente

de corriente constante es apagada, la bobina es conmutada para llevar a cabo un ajuste fino, en este modo de operación genera un dipolo para contrarrestar la deriva en la orientación del eje de giro de la nave

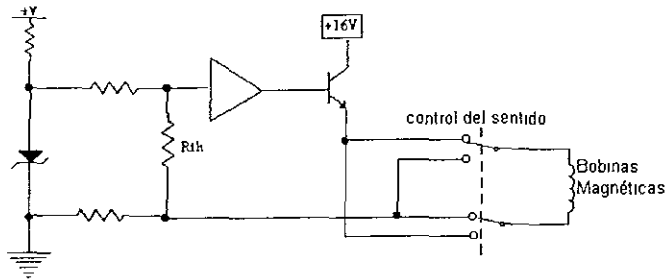


Figura 1.5 Lazo de control para bobinas magnéticas.

1.3.- CONTROL DE ORIENTACIÓN.

Para lograr conjuntar un sistema de control de orientación mínimo, aprovechando las propiedades del campo magnético terrestre, es necesario contar con la medición de las componentes vectoriales del campo magnético en tres ejes, un sensor de horizonte, una tercia de bobinas y una computadora de a bordo. Sin embargo, en nuestro caso utilizaremos los componentes descritos en la sección 1.1 con la finalidad de alcanzar una precisión de ± 2 grados en el apuntamiento y de lograr redundancia en las mediciones para asegurar un funcionamiento adecuado en órbita

El magnetómetro debe ser montado con sus ejes sensibles alineados a lo largo de los ejes principales de la nave, proporcionando la medición de las componentes del campo magnético de la tierra en el marco de referencia principal del satélite. Los sensores de sol y de horizonte en conjunto con los gróscopos, proporcionan la información necesaria para la determinación y control de la orientación, a todo lo largo de la órbita. Las tres bobinas montadas con sus ejes sensibles alineados a lo largo de los ejes principales del satélite, permiten un control activo alrededor de dichos ejes.

Los magnetómetros y los sensores de sol y de horizonte a bordo, miden las componentes del campo magnético local y el vector geocéntrico del microsátélite, respectivamente. Estas mediciones son procesadas por la microcomputadora de a bordo, la cual adopta el modelo de referencia del campo magnético y la propagación de la órbita para llevar a cabo una estimación de los ángulos de orientación y de las velocidades angulares del satélite. Entonces, con base en las leyes de control planeadas, los comandos de control son transmitidos a la bobina, la cual proporciona el momento dipolar apropiado a lo largo de los tres ejes del satélite (la ley de control se discute en la sección 4 2.1.)

Ya que el microsátélite está bajo la observación de una estación terrena por un corto periodo de tiempo (cerca de 10 minutos cada 7 órbitas), el sistema de control está diseñado para ser tan autónomo como sea posible: la telemetría está limitada a recibir

datos sobre el estatus de la nave, y los comandos para hacer actualizaciones periódicas de la posición de la órbita, a través del envío de las efemérides y de cálculos sobre la propagación de la órbita

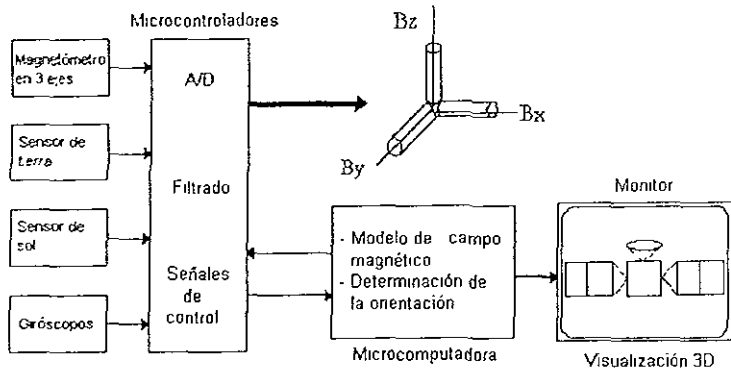


Figura 1.6 Diagrama de bloques del sistema de control con bobinas magnéticas.

La corriente en las bobinas es controlada en un esquema de lazo cerrado, la operación bidireccional es realizada por la inversión de la corriente desde la interfáz de potencia. Deben colocarse fuera del alcance de aquellos instrumentos sensibles a los campos magnéticos y además deben separarse unas de otras para evitar efectos de acoplamiento cruzado.

Debido a su simplicidad inherente, el sistema ofrece la ventaja adicional de muy alta confiabilidad para una misión de larga duración, con muy poco peso de equipo y un consumo de potencia promedio de aproximadamente 16 watts.

1.4.- SIMULADORES FÍSICOS.

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 necesariamente a un balero de aire esférico como la única solución para soportar a la plataforma.

1.4.1.- Plataforma de simulación en un medio sin fricción.

Los movimientos traslacionales no son esenciales para esta aplicación, sin embargo la fricción y el desbalanceo en la plataforma, con los componentes de control incluidos, deben mantenerse en un mínimo. 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, ya que el uso de cables excedería los límites de desbalanceo permitidos (5-10 gr-cm)



Figura 1.7- Plataforma de simulación, con un balero de aire esférico.

Esta plataforma permite simular una de las condiciones orbitales más importantes desde el punto de vista de sistemas dinámicos, la falta de fricción; además que sirve como mesa de prueba para llevar a cabo la integración de los sensores, los actuadores, baterías, controladores y todos los aditamentos necesarios para reproducir un tensor de

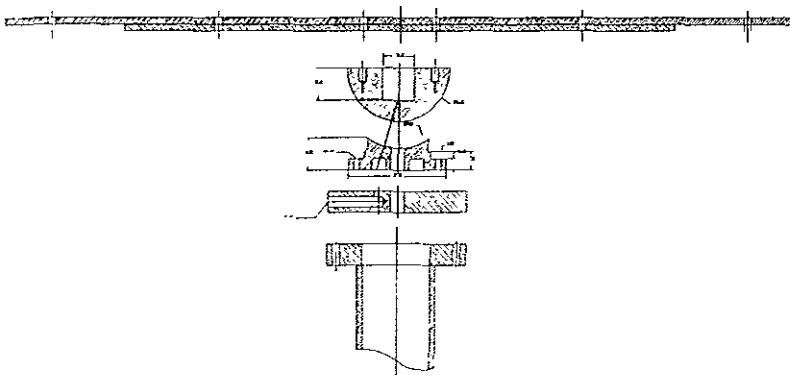


Figura 1.8.- Esquema de la plataforma sin fricción con 3 grados de libertad.

inercia dado. Esto último quiere decir que no es necesario colocar el satélite bajo prueba encima de la plataforma, ya que con colocar masas de prueba que reproduzcan de una manera fidedigna las características inerciales del satélite, será suficiente para probar de una manera mas objetiva el funcionamiento de los subsistemas de detección de orientación y de control.

En la figura anterior (1 8) se muestra el esquema general del diseño de la plataforma de simulación completa, sus principales componentes son: mesa o plataforma, balero de aire esférico, brida para suministro de aire y soporte.

1.4.2.- Simulador magnético.

Además del simulador físico de un medio sin fricción, también es deseable contar con un dispositivo que nos permita simular los valores tridimensionales de campo magnético que va encontrando un satélite durante su trayectoria. Esto permitiría simular el paso del satélite por una determinada órbita, con lo que se tendría un medio para evaluar de una manera mas realista el comportamiento de nuestro sistema de control, basado en bobinas magnéticas

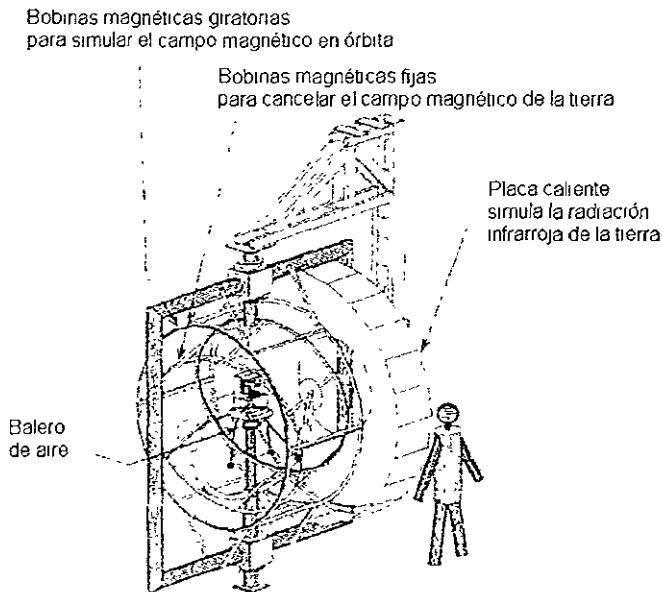


Figura 1 9.- Simulador que genera las componentes de campo magnético a lo largo de una órbita dada.

Para el diseño de un simulador magnético se deben de tener en cuenta los siguientes puntos:

- El satélite estará montado en una plataforma soportada por una esfera flotando en aire, capaz de girar alrededor de 3 ejes.
- Un solenoide fijo cancelará la constante del campo geomagnético en el laboratorio
- Unos solenoides giratorios, reproducen los valores de campo magnético a lo largo de la orbita
- Una placa metálica, caliente, simula la radiación infrarroja de la tierra.
- Una lámpara simula al sol.

Debido a la complejidad y alto costo de este tipo de simuladores, por lo pronto nos conformaremos con llevar a cabo pruebas en un medio sin fricción y para validar los diseños, se realizarán simulaciones en computadora.

{ }

CAPITULO II

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 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.

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 porque un imán se utiliza como brújula, ya que uno de sus extremos buscará apuntar hacia el polo norte geográfico de la tierra.

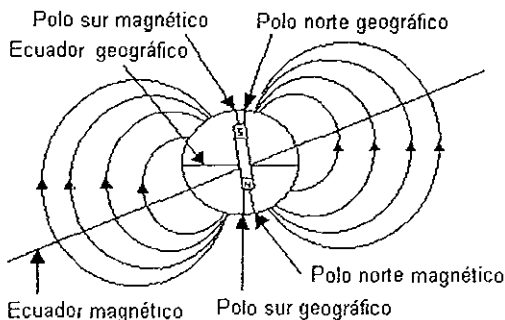


Figura 2 1 El campo magnético terrestre

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 2.1.

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.

2.1.- EL ORIGEN DEL CAMPO MAGNÉTICO.

Aun cuando el patrón del campo magnético terrestre es similar al que tendría una gigantesca barra de imán colocada en el interior de la Tierra, es fácil entender que la fuente del campo magnético de la Tierra no es una gran masa de material magnetizado permanentemente. La tierra tiene grandes depósitos de hierro en las profundidades de su interior, pero las altas temperaturas en su núcleo hacen suponer que el hierro no retiene ninguna magnetización permanente. Si se considera este hecho con más detenimiento, se verá que la fuente verdadera son las corrientes convectivas de carga que existen en el núcleo de la Tierra.



La circulación de iones o electrones en el líquido interior pudieran producir un campo magnético, tal como una corriente en una espira de alambre produce un campo magnético. Existe también una fuerte evidencia de que la intensidad del campo de la Tierra está relacionada con la rapidez de rotación de ésta. Por ejemplo, Júpiter gira tan rápido como la Tierra, y recientes pruebas espaciales indican que el campo magnético de Júpiter es tan intenso como el nuestro, por otro lado, Venus gira más lento que la Tierra y se ha encontrado que su campo magnético es débil. Por supuesto que las investigaciones sobre las causas del magnetismo de la Tierra continúan.

Se han realizados diversos estudios sobre el campo magnético de la tierra y de los cinturones o escudos contra las radiaciones, y también se han desarrollado varias teorías acerca de cuál es la explicación de la fuente de corriente que lo origina. Se sabe que la Tierra se comporta como un electroimán, por lo que se averigua cuál es la causa de las corrientes eléctricas que lo producen, y se plantean las teorías que veremos a continuación.

LA TEORIA DE LOS DÍNAMOS.

Esta teoría afirma que en el interior de la Tierra existe una DÍNAMO o generador de corriente eléctrica, que es la fuente que produce el campo magnético. Pero esta teoría ha quedado carente de valor, porque no se puede demostrar matemáticamente, aún considerando que existieran movimientos capaces de producir estas corrientes.

TEORIA DE LAMB.

El científico Sir Horace Lamb estableció la base científica de esta investigación en 1883. Él explicó la existencia de corrientes libres, remanentes de las que existieron en el pasado, que circulan en el interior del núcleo de la Tierra. Son corrientes en desvanecimiento libre, y por tanto, el campo magnético también se está desvaneciendo libremente. Los estudios sísmicos actuales revelan que la conductividad del núcleo del interior de la Tierra es muy potente, por lo que las corrientes de desvanecimiento libre duran mucho tiempo. La conductividad de dicha zona es mucho mayor que la que podemos observar en la superficie. Consecuentemente esta teoría elimina la posibilidad de la existencia de un dínamo que genera corrientes. Estas corrientes en desvanecimiento, según Lamb, existen, pero no indefinidamente, debido a la resistencia del núcleo terrestre. Lamb no hizo una predicción exacta en cuanto al desvanecimiento del campo magnético, porque no contaba con todos los datos confirmados con que ahora se cuenta, producto de la observación de estudios posteriores a él, acerca del núcleo de la Tierra y de las mediciones del campo magnético, los cuales muestran que éste está decayendo y muestran la proporción de su desvanecimiento.

La investigación de Lamb fue totalmente teórica, pero ha sido la única explicación física con sentido sobre la causa del campo magnético y del desvanecimiento de éste.

2.2. CARACTERÍSTICAS DEL CAMPO GEOMAGNÉTICO.

Como se ha mencionado en el capítulo anterior, las características más generales del campo magnético se han conocido desde hace tiempo, y que el primer estudio sistemático del mismo fue iniciado por Gauss y que desde entonces 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

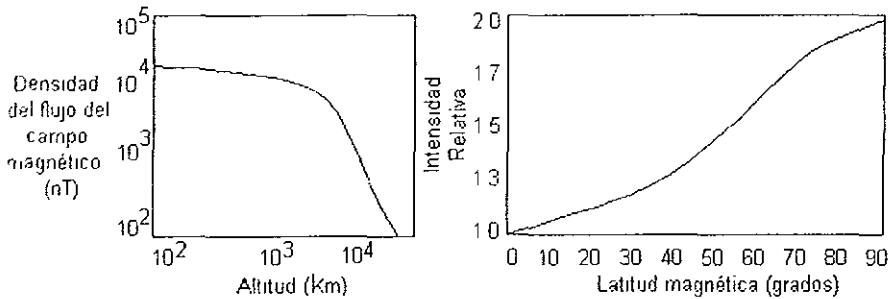


Figura 2.2 Intensidad de flujo magnético en función de la altura y en función de la latitud.

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 2.2 se puede apreciar la variación de la intensidad del dipolo en función de la altura, medida sobre el ecuador. Por otra parte, se observa

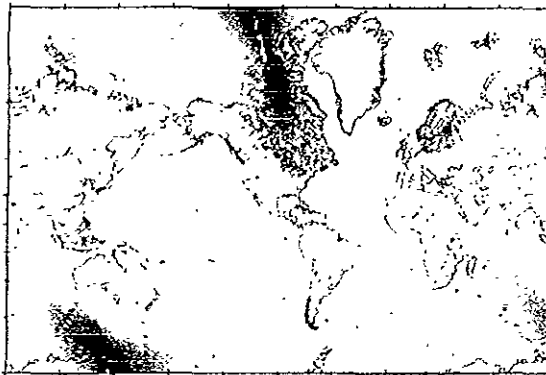


Figura 2.3 Mediciones de intensidad total del campo geomagnético en la superficie de la tierra (1995).

que la 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 grados, el campo está desviado hacia abajo de la horizontal aproximadamente 45 grados

En la figura 2.3 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 2.4 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.

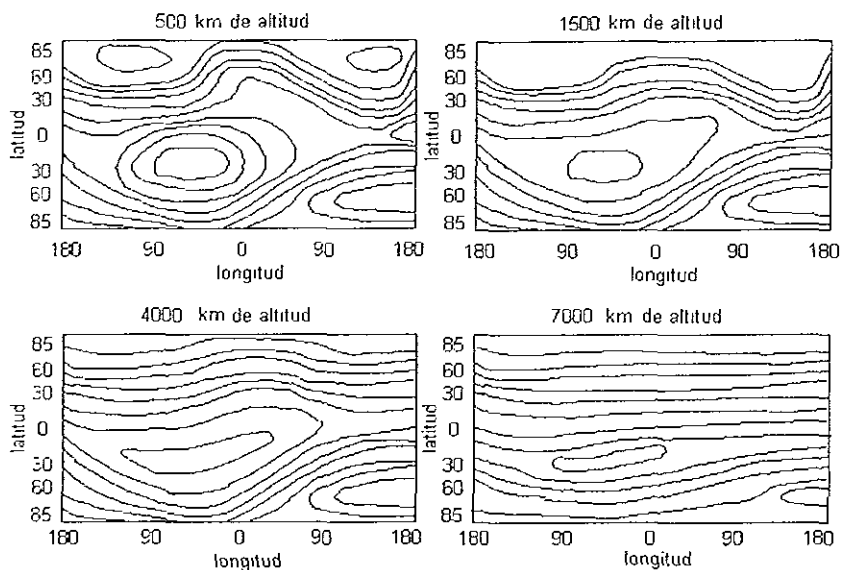


Figura 2.4 Variación del campo magnético en función de la altura

El campo geomagnético es monitoreado continuamente por varios observatorios magnéticos. Estos observatorios reportan la actividad magnética, tal como la producida por una tormenta, como 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 mas 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 2.7.

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.

2.2.1.- Elementos que distorsionan el campo magnético terrestre.

La principal fuente de perturbación del campo magnético es el sol, que emite constantemente un plasma neutro llamado viento solar. Éste distorsiona al campo geomagnético, particularmente a grandes alturas (a partir de 8 o 10 radios terrestres), así que a estas distancias, los modelos descritos por multipolos, ya no son válidos. Debido a que el plasma es altamente conductor, no permite que el campo magnético lo penetre, el plasma lo comprime hasta que las fuerzas se igualan aproximadamente a una distancia de 10 radios terrestres. En este punto, el plasma se rompe y algunas de las partículas cargadas son atrapadas por el campo magnético y empiezan a circular entrando y saliendo por los polos. La radiación solar incluye todas las ondas electromagnéticas emitidas por el sol, desde los rayos X hasta ondas de radio; ambos, radiación solar y viento solar, producen fuerzas perturbadoras que afectan la orientación y la órbita de las naves espaciales y satélites.

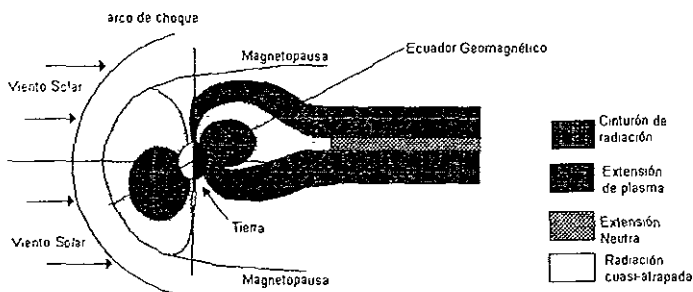


Figura 2.5 Magnetósfera terrestre.

Las rocas como la magnetita pura (imán de piedra) distorsionan el campo, haciendo erróneas las lecturas de las brújulas. Los objetos ferrosos que hace el hombre (edificios, carros, bombas, cercas, pipas, tambores, etc.) también afectan al campo magnético

El campo magnético de la tierra tiene una importancia práctica, no solamente en la navegación, sino también en los levantamiento topográficos, en los estudios geológicos para prospección minera y en las comunicaciones. Otro aspecto interesante es que los animales usan el campo magnético para navegar, especialmente los pájaros y algunos tipos de peces.

2.2.2. Pares perturbadores magnéticos.

Los pares perturbadores magnéticos, son el resultado de la interacción entre el campo magnético residual en la nave y el campo geomagnético. Las fuentes principales de los pares perturbadores son: los momentos magnéticos de la nave, las corrientes de eddy y la histéresis. De estos tres, el momento magnético de la nave es la fuente dominante de perturbaciones. Las naves espaciales son generalmente diseñadas con materiales que mantienen a las otras dos fuentes muy disminuidas.

El par perturbador magnético instantáneo, T (en N·m), debido a los momentos magnéticos de la nave m (en A·m²), está dado por.

$$T = m \times B$$

donde B es la densidad de flujo magnético (en Wb/m²) su magnitud es proporcional a $1/r^3$, donde r es el radio vector del centro de la tierra hacia el satélite, y m es la suma de los momentos magnéticos individuales causados por el magnetismo permanente e inducido y los lazos de corriente generados en la nave.

2.3.- MEDICIÓN DEL CAMPO MAGNÉTICO.

Dado que la tierra emite campos magnéticos en patrones que pueden ser definidos por modelos matemáticos, y a que es posible detectar en forma burda, la variación de su intensidad por medio de bobinas detectoras, colocadas en los ejes ortogonales de referencia del satélite, entonces se puede determinar la orientación del mismo en todo momento. Puesto que la variación en forma e intensidad del campo magnético de la tierra se presenta por diversas causas, sólo se puede hacer una estimación aproximada de la orientación del satélite, por tanto, la precisión del sistema no es muy buena (± 3 grados), en comparación con otros dispositivos

2.3.1.- Magnetómetros.

Para hacer un uso adecuado del magnetómetro es necesario conocer un modelo del campo magnético, para así poder interpretar sus lecturas. Los parámetros a considerar para tal labor son: la trayectoria de la órbita, horario de la lectura y un modelo del

campo magnético terrestre para tal punto. La razón para considerar tales parámetros es que hay muchas posibilidades de encontrar lecturas del campo magnético similares en tres ejes en algunos otros puntos de la órbita.

Los magnetómetros son usados como sensores de orientación en las naves espaciales, por muchas razones: proporcionan los vectores que proveen la dirección y la magnitud del campo magnético, son seguros y tienen poco consumo de energía, operan sobre un intervalo bastante amplio de temperatura y no poseen partes móviles. Sin embargo, no son inercialmente exactos como sensores de orientación, porque el campo magnético no es completamente conocido y los modelos usados para predecir la dirección del campo y su magnitud, con respecto a la posición de la nave espacial, están sujetos a errores substanciales

Un magnetómetro consta de 2 partes un transductor magnético y una unidad electrónica que transforma las medidas del transductor en un formato adecuado

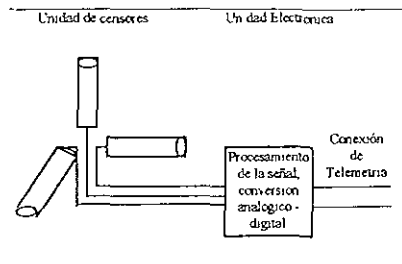


Figura 2.6 Diagrama de bloques generalizado de un magnetómetro.

Los sensores del campo magnético están divididos en 2 categorías principales:

- Magnetómetros cuánticos, los cuales usan fundamentalmente propiedades atómicas como la dispersión de Zeeman o la resonancia magnética nuclear.
- Magnetómetros de inducción, están basados en la ley de Faraday de inducción magnética.

2.3.1.1 Magnetómetros de inducción.

La ley de Faraday establece que una fuerza electromotriz (FEM), E , es inducida en una bobina que se encuentra dentro de un flujo magnético variable en el tiempo, $\frac{d\phi_B}{dt}$, tal que, la integral de línea de E a lo largo de la bobina, es. $V = \oint E \cdot l = - \frac{d\phi_B}{dt}$

Los 2 tipos de magnetómetros de inducción son. los de bobina y el de flujo de compuerta

En un magnetómetro de bobina, se tiene un arrollamiento solenoidal de N vueltas alrededor de una barra ferromagnética con una permeabilidad μ y una sección transversal A . La *fem* inducida en la bobina cuando ésta se ubica en un campo magnético, produce un voltaje V que está dado por.

$$V' = \oint E \cdot dl = -AN\mu \left(\frac{dB_{\perp}}{dt} \right), \text{ donde } B_{\perp} \text{ es la componente del campo a lo largo del eje}$$

de la bobina. El voltaje de salida es claramente *dependiente del tiempo* y puede ser reescrito considerando una bobina que se encuentra girando a una frecuencia fija $f = \omega / (2\pi)$, alrededor de un eje inercialmente fijo y normal a un campo constante B_0 de la siguiente manera.

$$V'(t) = -AN\mu B_0 \sin(\omega t).$$

Los magnetómetros basados en el principio anterior, son usados principalmente en naves estabilizadas por giro, para proporcionar información precisa sobre su fase, esto es debido a que las bobinas solo son sensibles a variaciones en la componente del campo a lo largo del eje solenoidal, cualquier movimiento de precesión o nutación complicaría grandemente la interpretación de los datos.

El segundo tipo de dispositivo de medición del campo magnético, basado en la inducción, es el magnetómetro de flujo de compuerta, mostrado en la figura 2.7. La bobina primaria, con terminales P_1 y P_0 , es usada para controlar alternadamente los dos núcleos SC_1 y SC_2 , y llevarlos a estados de saturación opuesta. La presencia de cualquier campo magnético en el ambiente, puede ser observada como la segunda armónica de la corriente inducida en la bobina del secundario, es decir, en las terminales $S1$ y $S2$. El propósito de los dos núcleos saturables, arrollados en direcciones opuestas, es el de causar que la bobina del secundario, sea insensible a la frecuencia del primario. Algunas otras geometrías utilizadas para lograr el desacoplamiento entre el primario y el secundario, usan núcleos helicoidales o toroidales.

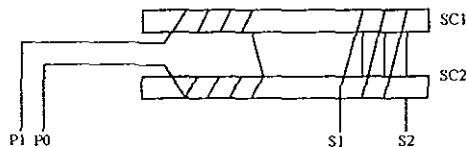


Figura 2.7 Magnetómetro de flujo de compuerta con núcleo dual.

La función de la operación del magnetómetro de flujo de compuerta se ilustra en la figura 2.8 Si el voltaje a través de la bobina del primario tiene una forma de onda

triangular y una frecuencia $\frac{2\pi}{T}$ y la amplitud de la intensidad magnética resultante es H_D , entonces los elementos del núcleo se saturan a una densidad de flujo de $\pm B_s$, cuando la intensidad del campo magnético alcanza $\pm H_c$. La intensidad neta de campo magnético tiene un corrimiento a partir de cero, debido a la intensidad magnética ambiental ΔH .

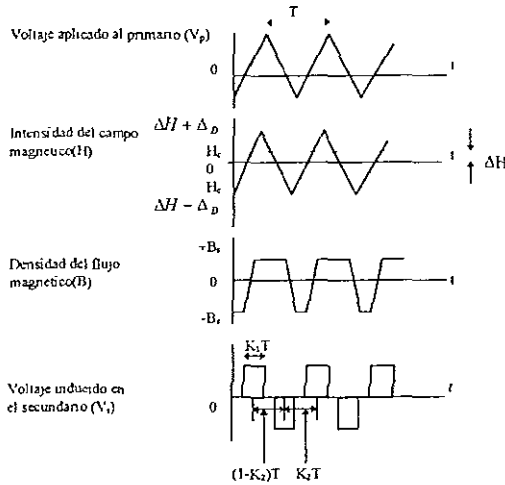


Figura 2.8 Principio de operación de un magnetómetro de flujo de compuerta.

La bobina secundaria experimentará una fem inducida, V_s , mientras los elementos del núcleo están siendo conmutados o la densidad de flujo magnético está siendo conducida de un estado saturado a otro. V_s consiste de un tren de pulsos de ancho K_1T , separado por intervalos de tiempo K_2T o $(1 - K_2)T$ donde:

$$K_1 = \frac{H_c}{4H_D} \quad K_2 = \frac{1}{2} \left(1 - \frac{\Delta H}{H_D} \right) \quad (2.1)$$

La intensidad magnética ambiental puede entonces ser determinada a partir de los pulsos espaciados mostrados en la cuarta gráfica de la figura 2.8 como $\Delta H = (1 - 2K_2)H_D$

Para modelar la respuesta de la electrónica del magnetómetro, V_s es expresada en series de fourier como

$$V_s = A \sum_{n=1}^{\infty} \left[1 - \exp(-1/2\pi \cdot nK_2) \right] \frac{\text{sen } K_1 n \cdot \pi}{n \cdot \pi} \cos(2\pi \cdot n \frac{t}{T}) \quad (2.2)$$

$$\text{donde } A = \frac{2B_s}{K_1 T}$$

En ausencia de un campo magnético externo (i.e. $\Delta H=0$), entonces $K_2=1/2$ y el término entre corchetes de la ecuación 2.2 se convierte en:

$$[1 - \cos(n\pi)] = \begin{cases} +2 \\ 0 \end{cases} \text{ para } \begin{cases} n = 1,3,5, \dots \\ n = 0,2,4, \dots \end{cases} \quad (2.3)$$

Las ecuaciones (2.2) y (2.3) implican que aún las armónicas de la frecuencia primaria pueden ocurrir solo en presencia de un campo magnético externo. Dividiendo la segunda armónica entre la primera

$$r = \left\{ \frac{1 - \exp\left[-i2\pi\left(1 - \frac{\Delta H}{H_D}\right)\right]}{1 - \exp\left[-i\pi\left(1 - \frac{\Delta H}{H_D}\right)\right]} \times \left[\frac{\text{sen}(2\pi K_1)}{2\text{sen}(\pi K_1)} \right] \right\} \quad (2.4)$$

Para $\Delta H \ll H_D$ y $H_c \ll H_D$, entonces $K_1 \ll 1$ y

$$r \approx \frac{1 - 1 + i \cdot \text{sen}\left(\frac{2\pi \cdot H_D}{H_D}\right)}{1 + 1 - i \cdot \text{sen}\left(\frac{\pi \cdot H_D}{H_D}\right)} = i \frac{\Delta H}{H_D} \pi \quad (2.5)$$

Esto significa que la segunda armónica se encuentra $\pm 90^\circ$ fuera de fase con respecto a la primaria. El signo de la segunda armónica proporciona la medición de ΔH con respecto al eje del núcleo y la amplitud es proporcional a $\Delta H/H_D$. La medición del campo magnético externo puede estar degradada si la electrónica del sensor no puede producir una forma de onda primaria, libre de la segunda armónica o si existe algún magnetismo remanente o inducido en la nave.

2.3.1.2 Magnetómetros cuánticos.

Los magnetómetros son llamados cuánticos, porque utilizan propiedades atómicas fundamentales en la medición de la dirección y magnitud del campo magnético. Los sensores cuánticos han sido usados para efectuar mediciones experimentales del

campo a bordo de algunas naves, sin embargo, a causa de su peso y requerimientos de potencia, no son apropiados como sensores de orientación en naves pequeñas.

El mas simple de los dispositivos cuánticos es el magnetómetro de precesión de protones. Si una muestra de hidrógeno es colocada en un campo magnético intenso, este exhibirá un campo magnético débil después de que el campo intenso es removido. Mas aún, el campo magnético inducido sufrirá un efecto de precesión alrededor de cualquier campo externo H, con una frecuencia $\gamma_p |H|$, donde γ_p es la relación de giro magnético. La medición de la frecuencia de precesión resultante nos da entonces una medida precisa de la magnitud del campo magnético externo, sin embargo, debido a que la dirección del campo magnético no es observable, los magnetómetros de precesión protónica no son utilizados como sensores de orientación. En la figura 2 9 se muestra un diagrama de bloques de un magnetómetro de este tipo.

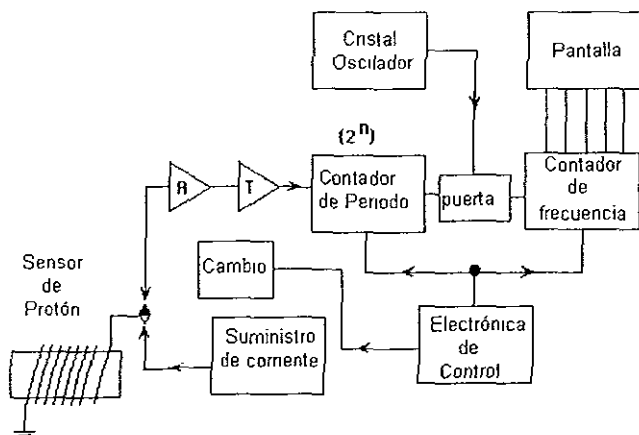


Figura 2 9 Diagrama de bloques de un magnetómetro de precesión protónica.

A es un amplificador ajustado, T es una etapa con un disparador Schmidt y la resolución está determinada por el número de estados "n" en el contador de periodo y la frecuencia de referencia "k" aplicada al oscilador .

La relación entre el campo B_0 y la frecuencia de precesión está dada por:

$$B_0 = \frac{2\pi \cdot f_p}{\gamma_p} = 23.487 f_p \quad (2.6)$$

donde γ_p es la relación de giro magnético del protón

2.3.1.3.- Otras aplicaciones de los magnetómetros.

Además de su utilización como sensores de orientación en naves espaciales, los magnetómetros también se utilizan ampliamente en aplicaciones que tienen que ver con la exploración mineral y de mantos acuíferos, la exploración petrolera, la focalización de tanques de acero, tubos enterrados, tesoros, localización de bombas enterradas, detección de minas y de subterráneos, etc

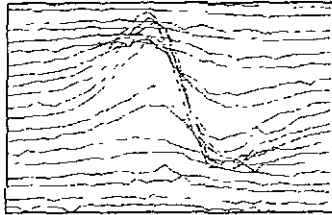


Figura 2 10 Proyectil enterrado 1.2 metros bajo las dunas de arena.

Por ejemplo, un proyectil de 500 mm distorsiona de manera significativa el campo magnético, como se ve en la figura de arriba. La localización exacta del objeto, se encuentra a la mitad del camino entre el pico magnético y el inferior máximo (un típico dipolo irregular)

2.4. MODELOS DEL CAMPO GEOMAGNÉTICO PARA ÓRBITA BAJA.

El campo magnético, medido en cualquier punto de la tierra o el espacio circundante, consta básicamente de tres componentes vectoriales y de las llamadas variaciones seculares. Mas del 90% del campo geomagnético es generado en el exterior del núcleo terrestre, llamado campo principal y sus características mas importantes han sido descritas en la sección 2.2. 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
- Cuadrípolo o dipolo excéntrico
- Dinamo

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:

$$V(r, \theta, \phi) = R \sum_{n=1}^{\infty} \left(\frac{R}{r}\right)^{n+1} \sum_{m=0}^n (g_n^m \cos m\phi + h_n^m \sin m\phi) P_n^m(\theta) \quad (2.7)$$

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_n^m, h_n^m 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 mas a un dipolo, como se observó claramente en la figura 2.4, 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 mas 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.

En el apéndice A, se presenta el desarrollo de las ecuaciones que representan el modelo dipolar de campo magnético (hasta orden 2) y se describe el funcionamiento de un programa adaptado para esta aplicación, que determina los valores de campo

magnético para cualquier punto de la tierra o de su espacio circundante. En el apéndice B se presenta un método para calcular el tiempo sideral, éste dato es indispensable para cuando se ligue el programa de cálculo de órbita, el cual proveerá de la posición exacta del satélite, con el programa de campo magnético; que proveerá las componentes vectoriales en ese punto y en ese instante en particular. En la siguiente sección se presenta un ejemplo de corrida del programa.

2.5.- PROGRAMA PARA DETERMINAR LAS COMPONENTES VECTORIALES DEL CAMPO GEOMAGNÉTICO.

Inicialmente se desarrolló una rutina para determinar los valores de campo magnético utilizando un modelo de esféricos armónicos de orden 2, pero al ser comparados los datos obtenidos con otros programas se notó una gran discrepancia en los resultados; esto es debido a que para órbita baja, un modelo de orden dos es insuficiente para determinar los valores de campo magnético con una aceptable precisión, por lo que era necesario regresar al desarrollo de un modelo de grado y orden mayores, lo cual fue considerado como un trabajo bastante tedioso y complicado por la gran cantidad de términos contenidos en las ecuaciones involucradas. Se exploró la opción de determinar la solución de las ecuaciones mediante métodos numéricos que permitieran obtener la solución no analítica de las mismas, pero también fue descartada. Finalmente se optó por la estrategia de *adaptar un programa ya desarrollado*.

El Modelo Magnético Mundial (WMM-1995), fue desarrollado de manera conjunta por la British Geological Survey (BGS) en Edinburgo, Escocia, y la Oficina Naval Oceanográfica (NAVOCEANO) ubicada en el centro espacial Stennis, en Mississippi, EUA. Este modelo ha sido utilizado en el programa que se adaptó para esta aplicación y que se presenta como ya dijimos en el apéndice A

El Modelo Magnético Mundial 95, consiste de modelo basado en esféricos armónicos de grado y orden 12 tanto para el campo principal, como para las variaciones seculares. Cada modelo está compuesto por 168 coeficientes de Gauss para esféricos armónicos. La base de datos geomagnéticos utilizada para la época de 1995 del modelo del campo principal, ha sido obtenida del conjunto de datos proporcionados por los satélites del Polar Orbiting Geomagnetic Survey (POGS), los cuales proporcionaron datos de la intensidad total en un intervalo grande de tiempo, desde 1991 hasta 1993. Posteriormente, este conjunto de datos fue complementado por medio de la información obtenida en el proyecto MAGNET que extendió sus operaciones de 1988 hasta 1993. Estos dos juegos de datos, mas los obtenidos por los datos anuales promedio de los observatorios geomagnéticos (recopilados por NGDC/WDC-A), conformaron la información básica para el desarrollo del WMM-95. Estos datos permitieron contar con una cobertura suficiente desde el punto de vista espacial y temporal, para permitir por primera vez, calcular los coeficientes Gaussianos para utilizarlos en el modelo del campo principal para la época de 1995

Los coeficientes Gaussianos para el campo principal, caracterizan al campo magnético en un instante de tiempo llamado la época base, la cual para WMM-95 es 1995.0. Los coeficientes Gaussianos para el cálculo de las variaciones seculares son predecibles y

se caracterizan por su lenta tasa de variación del campo magnético para el periodo de cinco años que transcurre entre la época base y la época de terminación; en cuyo momento deben ser remplazados.

Es muy importante reconocer que el modelo geomagnético WMM caracteriza solamente una porción del campo magnético terrestre, generado por el núcleo externo líquido. Las porciones del campo geomagnético generadas por la corteza, el manto superior, la ionósfera y la magnetósfera no están siendo representadas por este modelo. Consecuentemente, debe utilizarse un sensor magnético, tal como una brújula o un magnetómetro para observar la anomalías magnéticas tanto espaciales como temporales. Las anomalías que causan errores en la declinación, del orden de 3 a 4 grados son comunes, pero tienen una extensión espacial reducida y están relativamente aisladas. En tierra, las anomalías son producidas por cadenas montañosas, depósitos minerales, fallas geológicas, líneas de energía, vías del tren, etc. En el océano estas anomalías ocurren más frecuentemente cerca de la costa, en abismos profundos, zonas de fallas de origen volcánico. La mayoría de las fuentes de anomalías magnéticas se encuentran aisladas en espacio y en tiempo, sin embargo, desde una perspectiva global, los errores estimados RMS para la inclinación, la declinación y las variaciones en la malla para el modelo WMM-95, son de menos de 0.5 grados en el océano y menos de 1 grado sobre la tierra, esto para el periodo de 5 años que dura el modelo.

2.5.1. Corrida del programa.

Corrida del programa para el cálculo de las componentes de campo magnético desarrollado en turbo C

PROGRAMA QUE CALCULA LAS COMPONENTES DE CAMPO MAGNÉTICO BASADO EN EL MODELO MAGNÉTICO MUNDIAL (WMM) DE ARMÓNICOS ESFÉRICOS DE GRADO Y ORDEN 12.

PROGRAMA PARA CALCULAR LAS COMPONENTES DE CAMPO MAGNÉTICO, VÁLIDO DEL 1 DE ENERO DE 1995 AL 31 DE DICIEMBRE DE 1999.

INTRODUZCA LA LATITUD [°] (+ Norte , - Sur) +25
 INTRODUZCA LA LONGITUD [°] (+ Este , - Oeste) -125
 INTRODUZCA LA ALTITUD [m] 125
 INTRODUZCA EL AÑO (1995 a 1999) 1999
 INTRODUZCA EL MES (1 a 12) 6
 INTRODUZCA EL DÍA (1 a 31) 11

VALORES DEL CAMPO MAGNÉTICO VARIACIÓN ANUAL

Intensidad total = 41710 nT	Int total = -55.46 nT
Int horizontal = 27826 nT	Int h = -25.20 nT
componente X = 27200 nT	comp X = -25.43 nT
componente Y = 5873 nT	comp Y = -1.63 nT
componente Z = 31071 nT	comp Z = -51.88 nT
declinacion = 12.18 °	dec. = 0.47 min

inclinacion = 48 15 ° dip = -1.31 min.

NECESITA MAS DATOS? (S / N) s

PROGRAMA PARA CALCULAR LAS COMPONENTES DE CAMPO MAGNÉTICO, VÁLIDO DEL
1 DE-ENERO-DE 1995 AL 31 DE -DICIEMBRE- DE 1999.

INTRODUZCA LA LATITUD [°] (+ Norte , - Sur) +19 11
INTRODUZCA LA LONGITUD [°] (+ Este , - Oeste) +99 1
INTRODUZCA LA ALTITUD [m] 0
INTRODUZCA EL AÑO (1995 a 1999) 1999
INTRODUZCA EL MES (1 a 12) 6
INTRODUZCA EL DIA (1 a 31) 11

VALORES DEL CAMPO MAGNÉTICO VARIACIÓN ANUAL

Intensidad total = 43867 nT	Int.total = 11.90 nT
Int horizontal = 39800 nT	Int h = -10.20 nT
componente X = 39799 nT	comp X = -9.98 nT
componente Y = -236 nT	comp Y = 39.82 nT
componente Z = 18447 nT	comp.Z = 50.22 nT
declinacion = -0 34 °	dec. = 3 43 min
inclinacion = 24 87 °	dip = 3 91 min.

NECESITA MAS DATOS? (S / N) n

CAPÍTULO III

DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE 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

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

$$M_x = - \frac{dB_x}{dt} \text{ donde } \frac{dB_x}{dt} \text{ es la derivada con respecto al tiempo de la componente del}$$

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.

El uso de bobinas para el manejo del momentum aún en órbitas geoestacionarias puede representar una contribución bastante significativa, al no hacer uso de combustibles pueden reducirse de manera significativa los costos de la misión.

3.1.- DISEÑO GEOMÉTRICO Y CÁLCULO DE PARÁMETROS PRINCIPALES.

Como se mencionó en el capítulo I, 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. En nuestro caso específico daremos varias opciones de bobinas para finalmente tomar una decisión sobre las más convenientes. El límite total de masa del satélite podemos ubicarlo en 50 kg. y la energía total disponible entre 8 y 10 watts

3.1.1.- Geometría.

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. Para este proyecto se han tomado en cuenta las dos tendencias.

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 cual tendríamos mayor dipolo, pero se debe tener en cuenta que entre más cerca estén las bobinas de los circuitos, pueden existir efectos de interferencia electromagnética. Su diseño es muy simple, pero su montaje es considerado como complicado y delicado.

3.2.- PARES DE CONTROL NECESARIOS.

Para la determinación de los pares de control disponibles a bordo, vamos a fijar como criterios principales de diseño, la masa y la energía disponible a bordo ya que estos son dos elementos fundamentalmente escasos en esta clase de satélites. En la figura 3.1A es posible apreciar en forma gráfica la magnitud de los pares perturbadores esperados para un satélite pequeño con las características físicas descritas en la sección anterior. Se va a tomar también como criterio de diseño, 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 de $\pm 2-3$ grados en los tres ejes de rotación de la nave.

Durante la fase de lanzamiento es posible que exista el problema de que la nave sea despedida por el sistema de separación del cohete portador, con algún giro no

deseado, sin embargo en el caso de que esto ocurra, solamente será cuestión de tiempo para alcanzar a detener este giro y comenzar la fase de operación propiamente dicha de la nave

Daremos una solución basados en los criterios anteriormente expuestos, vamos a preestablecer el par de cada bobina en un valor máximo de 12 Am^2 . Que aunque puede aparentar ser un valor muy grande, esto nos permitirá tener el diseño del peor caso y entre otras cosas operar las bobinas en su zona lineal

3.2.1. Cálculo de las perturbaciones en órbita.

Como se ha mencionado, durante la operación del satélite, 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 estas influencias en términos absolutos y relativos, es parte esencial de nuestro trabajo como diseñadores del sistema de control de orientación

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

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

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

$$F_s = (1 + K)p_s A_n$$

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

A_n = área proyectada de la nave, normal al vector solar

$$p_s = I_s/c$$

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

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

asignamos los siguientes valores:

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

$$k = 0.5$$

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

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

Sustituyendo se tiene que:

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

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

y finalmente el par está dado por:

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

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

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 3.1

$$\hat{r} = (-\text{sen}\theta, \text{sen } \varphi, 1-\text{sen}^2\theta - \text{sen } \varphi)^T \cong (0, \varphi, 1)^T$$

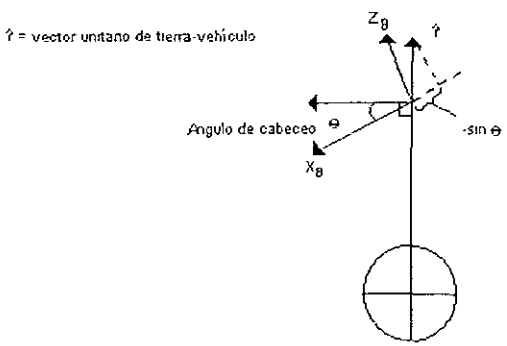


Figura 3.1. Geometría del plano de cabeceo del par provocado por el gradiente gravitacional.

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

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

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 mas 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. $n \cong 0.001 \text{ rad/s}$ y una diferencia en los momentos de inercia entre los ejes principales de 6 kg/m^2 . Entonces el par perturbador será $T = 1.8 \times 10^{-5} \text{ N m}$

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:

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

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.

$$r_{cp} = 0.03 \text{ m}$$

$$\rho = 6 \times 10^{-13} \text{ [kg/m}^3\text{]}$$

$$V = 9500 \text{ m/s}$$

$$S = 0.2025 \text{ [m}^2\text{]}$$

$$C_D = 1$$

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 $T = r_{cp} \times F_a = (0.03)(5.482 \times 10^{-6})$

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

Par de control disponible

Cada bobina magnética proporciona un dipolo de 12 Am², sin embargo, buscaremos su equivalente a Newton metro para tener una concordancia de unidades:

$$A \cdot m^2 = \frac{W}{v} \cdot m^2 \quad ; \text{pero como } W = \frac{N \cdot m}{s} \quad \text{entonces: } A \cdot m^2 = \frac{N \cdot m}{s \cdot v} m^2$$

$$\text{por otra parte } \frac{l}{T} = \frac{m^2}{v \cdot s}; \quad \text{sustituyendo } A \cdot m^2 = \frac{N \cdot m}{T} \quad 1T=10^4 \text{ Gauss}$$

$$\text{Finalmente } 1A \cdot m^2 = 10^{-4} N \cdot m$$

Entonces cada bobina con un dipolo de 12 Am² producirá un par de:

$$T = 12 \times 10^{-3} [N.m]$$

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

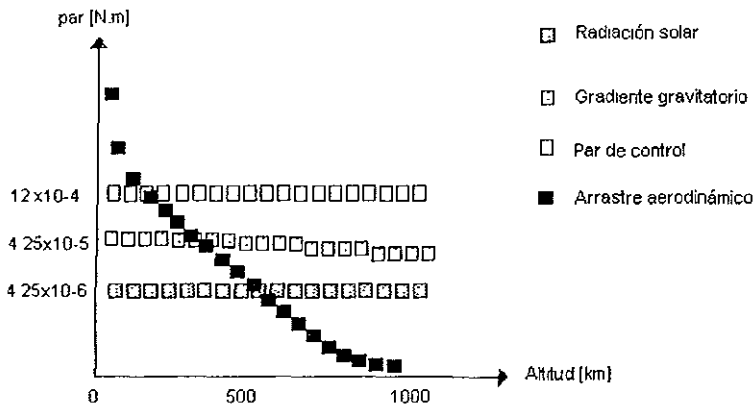


Figura 3.1A Pares perturbadores esperados en órbita.

3.3.- CONSTRUCCIÓN DE BOBINAS MAGNÉTICAS.

Una vez que las dos configuraciones han sido consideradas, y una aproximación de los pares disponibles ha sido establecida, procedemos a llevar una serie de cálculos y pruebas físicas conducentes a la selección del material, la geometría, el calibre del

alambre, las dimensiones de las bobinas, el tipo de núcleo, el número de vueltas y el voltaje óptimo de operación.

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

$$d = \mu \cdot (NI)A \cdot n \quad (3.1)$$

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.

n , es un vector unitario normal al plano del arrollamiento.

Debido a que se va a tener control sobre los tres ejes del satélite, las bobinas deben de ser similares, porque los errores en el número de vueltas y la corriente que circula por cada bobina, pueden llevar a errores en los cálculos de los pares disponibles a bordo. Los errores en el número de vueltas pueden ser directamente o indirectamente determinados:

Primero: midiendo la resistencia de la bobina se puede fácilmente determinar cuantas vueltas tiene la misma, esto es porque la resistencia es proporcional al número de vueltas.

Segundo: midiendo una corriente de prueba del producto de NI el cual da fácilmente el número de vueltas por comparación con la corriente de entrada de la bobina, si ésta es conocida, entonces se conoce el número de vueltas.

Además en la construcción de las bobinas se debe tener en cuenta lo siguiente:

Las líneas del campo magnético de una bobina devanada holgadamente (Figura 3.2), en el interior 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

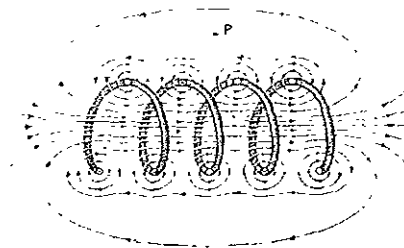


Figura 3.2 Dirección del flujo magnético para una bobina enrollada holgadamente

Por otra parte, si las espiras están muy próximas y el solenoide tiene una longitud finita (figura 3.3), 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

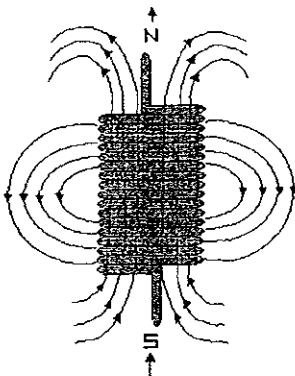


Figura 3.3. Dirección del campo magnético para una bobina enrollada estrechamente.

Por otra parte 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 anterior, podemos concluir, que se produce una aproximación al caso de la bobina ideal cuando las espiras están muy próximas y la longitud de la bobina es grande comparada con el radio, es decir, el campo exterior de la bobina es débil comparado con el interior, y éste último es uniforme a través de un gran volumen

Debe tenerse cuidado en la dirección que debe tener el enrollamiento de cada bobina, cuando se llevan a cabo dos o mas 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

3.3.1.- Materiales utilizados.

Tabla 3.1. Selección del material de acuerdo a su conductividad.

Material	Resistividad (20°C) ρ $[\Omega \cdot \text{mm}^2 / \text{m}]$	Conductividad (20°C) $\gamma = 1 / \rho$	Densidad kg / dm^3
Plata	0.016	62.5	10.5
Oro	0.0222	45	19.33
Aluminio	0.0278	36	2.7
Cobre	0.0175	57	8.93

Para la selección del material se tomaron como criterios básicos su conductividad, su costo y densidad. Como se muestra en la tabla 3.1, la plata es el material que tiene mayor conductividad, pero debido a su costo se ha descartado. El cobre en cambio representa la mejor opción debido a sus características de conductividad, bajo costo y sobre todo fácil adquisición.

Calibre del alambre

La selección del calibre del alambre de cobre se llevó a cabo considerando principalmente su masa y su resistencia eléctrica. También es necesario que cuente con un diámetro adecuado para su arrollamiento, ya que un diámetro muy pequeño implica un gran número de vueltas y cierta fragilidad. Utilizando datos de tablas se tomaron en cuenta diferentes calibres, optándose en un principio por el calibre 28, por presentar un diámetro adecuado desde es punto de vista mecánico, sin embargo, como veremos mas adelante; el tener una resistencia eléctrica relativamente baja, implica un gran número de arrollamientos para alcanzar la resistencia adecuada. No olvidar que la resistencia no debe ser muy baja para que el consumo de energía sea moderado, situación que debe tenerse muy en cuenta debido las restricciones de energía mencionadas.

Tabla 3.2. Datos de calibre, resistencia por metro lineal y masa

Calibre	ϕ , mm	Ω / m a 20°C	g / m	m /kg
AWG#27	0.36068	0.1688	0.9075	1101.58
AWG#28	0.32004	0.2129	0.7196	1389.29
AWG#29	0.28702	0.2684	0.5707	1752.17

Bobinas con núcleo de aire de forma tubular.

En la tabla 3.3 se muestra un resumen de algunos de los cálculos de los parámetros principales de bobinas utilizando núcleo de aire. El diámetro es de 2 cm, la resistencia y el voltaje se mantuvieron con valores constantes de 150 Ω y de 11 volts respectivamente. Aquí el dato mas interesante es que el dipolo máximo, que es posible obtener con una masa aproximada de medio kilogramo, es de solamente 0.257 Am², lo que nos coloca muy lejos de los valores propuestos para nuestro sistema de control de orientación.

Tabla 3.3. Características de bobinas con núcleo de aire ($\mu=1$)

Calibre AWG #	No. de vueltas	R (ohm)	V (volts)	Peso (kg)	Dipolo (A.m ²)
27	14,144	150	11	0.803	0.324
28	11,217	150	11	0.507	0.257
29	8,896	150	11	0.319	0.203

Se hicieron algunos cálculos y pruebas con bobinas de mayor diámetro, pero también fueron descartadas por no proporcionar los pares adecuados y por considerarse como un problema potencial en su integración con los demás componentes del satélite, principalmente por su volumen. En el caso de la bobina de 50 cm de diámetro se consideró que ésta constituye un arrollamiento alrededor del perímetro del satélite, donde es de notarse que con un peso aproximado de 500 gr. nos encontramos ya muy cerca de alcanzar el objetivo planteado en lo que al par disponible por bobina se refiere, con un consumo de 0.8 watts. En la tabla 3.4 se muestran de manera resumida estos cálculos

Tabla 3.4. Bobinas con núcleo de aire a diferentes diámetros. ($\mu=1$)

ϕ bobina	AWG #	vueltas	R (Ω)	V (volt)	Peso (gr)	Dipolo (Am^2)
50 cm	28	448	150	11	507.21	6.41
10 cm	28	2247	150	11	507.21	1.288
6 cm	28	3914	150	11	507.21	0.808
2 cm	28	11,211	150	11	507.21	0.257

3.3.2.- Núcleos ferromagnéticos.

Debido a que en general, las bobinas con núcleo de aire no son capaces de proporcionar los pares adecuados, la excepción es el caso de la bobina arrollada alrededor del perímetro del satélite; se hace necesario utilizar un núcleo ferromagnético para poder alcanzar los valores de Am^2 necesarios. Para el cálculo de los parámetros principales se van a considerar núcleos ferromagnéticos de 2 cm de diámetro, una longitud de 40 cm y una resistencia aproximada de 150 Ω con un voltaje de 11 volts para mantener el consumo en 0.8 watts. Estos parámetros han sido tomados como base para nuestros cálculos de un fabricante de bobinas magnéticas con amplia experiencia en la industria espacial

Antes de entrar en detalle al diseño de bobinas con núcleo ferromagnético, describiremos brevemente la clasificación de los materiales en términos de su permeabilidad μ , en comparación con la permeabilidad del espacio libre (μ_0) en: diamagnéticas, paramagnéticas y ferromagnéticas.

Una sustancia diamagnética ($\mu < \mu_0$) es aquella cuyos átomos no tienen momento dipolar magnético permanente, cuando se aplica un campo magnético externo a estas sustancias como es el caso del bismuto o la plata, un momento dipolar débil es inducido en la dirección opuesta al campo aplicado.

Las sustancias paramagnéticas ($\mu > \mu_0$) tienen un pequeño valor de susceptibilidad que se debe a la presencia de átomos (o iones) con momentos magnéticos permanentes. Estos dipolos sólo interactúan entre ellos y están orientados en forma aleatoria en ausencia de un campo magnético externo

Las sustancias ferromagnéticas ($\mu \gg \mu_0$) se utilizan para la fabricación de imanes permanentes, estas sustancias contienen momentos magnéticos atómicos que tienden a alinearse paralelamente unos con otros en presencia de un fuerte campo magnético externo. En la tabla 3.5 se muestran los valores de la permeabilidad relativa de los materiales más comúnmente utilizados como núcleos ferromagnéticos.

Tabla 3.5. Permeabilidad relativa de algunos materiales ferromagnéticos y su composición química aproximada.

Material	Permeabilidad relativa máxima K_m	Composición aproximada en %
Cobalto	250	
Níquel	600	
Hierro	5,000	99.8 Fe
Hierro - silicio	7,000	97 Fe, 3 Si
Mumetal	81,000	20 Fe, 74 Ni, 5 Cu, 1Mn
Hipernik	90,000	50 Fe, 50 Ni
Permalloy 78.5	105,000	78.5 Ni, 20.9 Fe, 0.6 Mn
Sendust	120,000	85 Fe, 9.5 Si, 5.5 Al
Supermalloy	1,000,000	15.7 Fe, 79 Ni, 5 Mo, 0.3 Mn

La inserción de un núcleo ferromagnético en las bobinas, es para obtener un mayor dipolo al poder contar con una permeabilidad grande en comparación con el aire, esto significa menor número de vueltas, y menor masa, pero por otra parte se genera una histéresis, con lo cual se mantiene un magnetismo remanente, dicha magnetización puede ser reducida a cero aplicando un campo en dirección opuesta, el campo inverso que reduce la magnetización a cero es llamado fuerza coercitiva del material.

Histéresis Magnética

Es el magnetismo que permanece en el material cuando desaparece la intensidad magnética externa aplicada. También se originan tensiones alternas en el material ferromagnético por la inducción electromagnética debida al cambio de flujo. Dependiendo de la conductividad eléctrica del material, se producen unas corrientes turbulentas llamadas parásitas, con la construcción laminar de los núcleos y las armaduras se reducen en alto grado.

El área encerrada por la curva comprende las pérdidas por histéresis y por corrientes parásitas, es decir representa la energía por unidad de volumen transformada en calor en los procesos de magnetización y desmagnetización. Se distinguen dos clases de materiales, los que se magnetizan fácilmente o magnéticamente suaves y los materiales de difícil magnetización o magnéticamente duros. Entre los materiales magnéticamente suaves o de baja coercitividad se encuentran el sendust, el hierro-silicio, el permalloy, el hipernik, el mumetal y el supermalloy, por lo que todos ellos serán considerados para nuestro diseño

Diseño de bobinas con núcleo ferromagnético

Se tomaron en cuenta diferentes materiales para el núcleo, los parámetros que ya permanecieron como definitivos quedaron de la siguiente manera: un voltaje de operación de 11 volts, una resistencia a temperatura ambiente de 150Ω , una longitud de 40 cm y un diámetro de 2 cm, quedando variable el dipolo. En la siguiente tabla se muestran de manera resumida los cálculos obtenidos.

Tabla 3.6. Cálculo de bobinas con núcleos ferromagnéticos con $\phi=2$ cm.

Núcleo Ferromagnético	Número de vueltas	Peso de la bobina (gr)	Peso del núcleo (gr)	Peso total (gr)	Dipolo en (Am^2)
Cobalto	11,217	507	1,105	1,612	7.16
Níquel	11,217	507	1,105	1,612	17.19
Hierro-silicio	11,217	507	877	1,384	200.5

A partir del hierro-silicio se cuenta con un dipolo muy grande, por lo que se omiten los cálculos para los materiales con una permeabilidad relativa mayor a 7,000. De la tabla 3.6 se deduce que con un núcleo ferromagnético fácilmente se puede obtener mayor dipolo y menor número de vueltas en la bobina. Este último parámetro es necesario considerarlo ya que con unas cuantas vueltas no es posible obtener un campo uniforme. Podemos ya decidir que los mejores materiales para llevar a cabo el diseño definitivo de nuestras bobinas son aquellos que cuentan con una permeabilidad relativa entre 250 y 600, por lo que en este caso seleccionamos al cobalto.

Para llevar a cabo la construcción de las bobinas con alambre de calibre 28 y cumplir con los requisitos de resistencia de 150 Ohms, es necesario contar con 11,211 vueltas lo que significa alrededor de 13 arrollamientos. Esto también ha sido determinado como un problema potencial, por lo que se han considerado otros calibres de alambre, para reducir el número de arrollamientos; aunque al disminuir el diámetro del alambre éste tendrá mayor fragilidad. En la tabla 3.7 se muestran los cálculos resumidos para diferentes calibres de alambre.

Tabla 3.7. Cálculos para diferentes calibres de alambre.

Calibre	Diámetro (mm)	Longitud total del alambre (m)	Número total de vueltas	Vueltas por arrollamiento	No. de arrollamientos	Peso de la bobina (gr)	Peso total (gr)
31	0.22606	350	6199	1769	3.5	125.91	1021.57
32	0.20320	277	4914	1968	2.4	79.13	974.79
33	0.18034	220	3898	2218	1.7	49.74	945.40
34	0.16002	175	3099	2500	1.23	31.39	927.05
35	0.14224	138	2457	2812	0.87	19.74	915.40
36	0.12700	110	1945	3149	0.61	12.40	908.06

Esta tabla nos permite establecer un calibre mas adecuado ya considerando la energía que se va a disipar en la bobina durante su operación. El calibre 32 con un diámetro de 0.203 mm y 2.4 arrollamientos o bobinas, nos proporcionan un dipolo de 12 Am^2 con una masa total de 974 gramos.

Concluyendo, el diseño definitivo con bobinas en forma tubular, puede establecerse de la siguiente manera.

longitud 40 cm.
diámetro: 2 cm
masa total 974 gr
dipolo: 12 Am^2 .
alambre: cobre calibre 32
bobinas: 2.4
núcleo cobalto

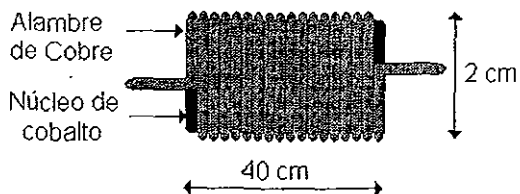


Figura 3.4 Diseño final de bobina con núcleo ferromagnético.

CAPITULO IV

CONTROL DE ORIENTACIÓN CON BOBINAS MAGNÉTICAS.

Se han considerado dos alternativas de utilización de las bobinas magnéticas, primero en un esquema de control proporcional en donde el sistema de control de orientación determina el momento dipolar requerido, en función de la orientación y de la rapidez de variación del error. Una corriente proporcional, con respecto al campo magnético terrestre, es aplicada en las bobinas correspondientes para generar el momento corrector, hasta que se vuelva a presentar el siguiente ciclo de control. En este modo de operación, debe cumplirse que el momento dipolar permanezca dentro de la zona lineal de funcionamiento de la bobina.

Otra forma de controlar la orientación, de una manera mas simple pero efectiva, es la de aplicar una corriente fija a las bobinas hasta que el sistema de control de orientación determine que el error de apuntamiento se encuentra por encima de un cierto umbral. La bobina permanecerá entonces energizada hasta que el error en la orientación sea reducido y se encuentre por debajo del otro umbral preestablecido. Este sería un ciclo típico de control bang-bang que incluso tiene la gran ventaja de que puede trabajar con las bobinas en saturación.

Para este proyecto se implementó el primer esquema para eliminar o inducir un giro al satélite y el segundo, en la fase de apuntamiento continuo hacia nadir.

Cada bobina magnética es alineada con cada eje de la nave y debe ser montada lejos de cualquier instrumento sensible a campos magnéticos. Además deben separarse entre si para evitar efectos de acoplamiento cruzado.

4.1.- ESQUEMA DE CONTROL UTILIZADO.

La figura 4 1 muestra un diagrama de bloques del sistema de control utilizado, en el cual se cuenta con sensores, un microcontrolador, algoritmos de detección y corrección de orientación (ejecutados en una PC), actuadores y un monitor para desplegar la orientación

El microcontrolador utilizado es de 8 bits, éste recibe las señales de los sensores, efectúa la conversión A/D y efectúa una rutina de filtrado, basada en una aproximación a una curva de segundo grado haciendo uso del método de mínimos cuadrados. La elección de este microcontrolador se basó principalmente en sus características y en su disponibilidad para vuelo orbital, es decir, que es posible conseguir estos dispositivos calificados para vuelo espacial y sólo se tendría que transferir el programa de control, y todo el desarrollo sin mayores complicaciones

Los sensores de orientación, como su nombre lo indica, proporcionan la información necesaria para determinar la orientación de la nave en todo momento. En el caso particular del magnetómetro, éste por sí solo podría proporcionar las mediciones de las componentes vectoriales del campo magnético para calcular el momento dipolar disponible y aplicar la corriente a las bobinas para ejercer la acción de control. Sin embargo, en el esquema planteado, se hará uso también de las señales proporcionadas por los sensores de sol y de tierra, para la detección de la orientación.

Las bobinas como ya se ha mencionado, son los elementos que al interactuar con el campo magnético de la tierra; generan un par en el cuerpo del satélite para corregir su orientación. Dependerá de circunstancias económicas el que se puedan añadir una o mas ruedas inerciales en los ejes ortogonales del satélite, para obtener una mayor rapidez y precisión en el apuntamiento.

En la computadora de a bordo es donde se llevan a cabo los cálculos de la orientación a través de la solución de las ecuaciones de Euler para cuerpos rígidos; para esto se cuenta con los datos de posición y velocidad angular en los tres ejes, proporcionados por los sensores de orientación.

La información de la orientación será enviada a tierra y desplegada en un monitor para su constante evaluación. Es importante tener un apoyo visual de la orientación, para evitar tener que estar interpretando analíticamente las lecturas. En caso necesario es posible reprogramar la computadora de a bordo para corregir o mejorar los algoritmos tanto de control como de detección de orientación.

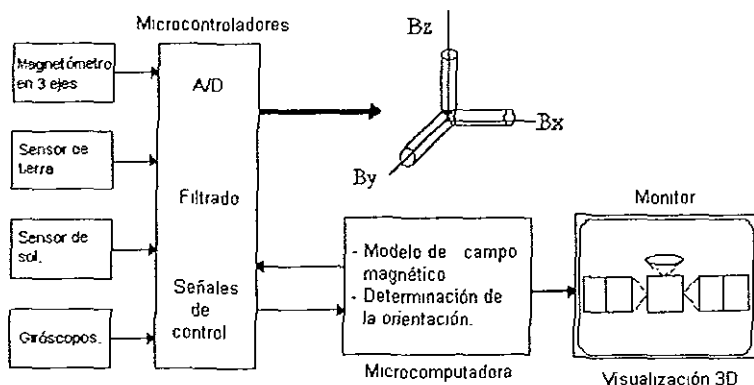


Figura 4.1 Esquema de control con bobinas magnéticas como actuadores.

4.2.- PROGRAMACIÓN DEL ALGORITMO DE CONTROL.

Las funciones principales que debe ser capaz de ejecutar el algoritmo de control son tres: la primera es para disminuir el giro del satélite desde que es separado del cohete portador, la segunda, para hacerlo girar en caso de que sea necesario protegerlo de la

radiación térmica del sol y finalmente, para mantener el apuntamiento o corregir la orientación del satélite en todo momento

4.2.1.- Ley de control.

La ley de control mas sencilla que existe, es de tipo proporcional, para la cual

$$M_i = -K\theta$$

donde

M_i es el par de control
 K es una constante
 θ es la salida del sistema

El control proporcional simple y llano, es muy rara vez utilizado debido a que produce oscilaciones grandes en la salida del sistema; en su lugar, se emplea para el control de orientación, una ley del tipo: *posición mas velocidad angular*.

$$M_i = -K_1\dot{\theta} - K_2\theta$$

De esta manera el par de control M_i , es directamente proporcional a la señal de error y a su derivada con respecto al tiempo, el término $-K_1\dot{\theta}$ proporciona un amortiguamiento. Es necesario contar con giróscopos para determinar la velocidad angular, o implementar un método numérico de derivación para calcular la $\dot{\theta}$, como se describe mas adelante.

El algoritmo de control que hemos utilizado para cumplir con los tres requisitos mencionados anteriormente, está basado en una variación de la bien conocida ley de control magnético "menos la derivada de B". Esta ley de control trabaja estableciendo el i-ésimo dipolo M_i , con respecto a los ejes del satélite, atendiendo a la siguiente expresión:

$$M_i = -K\dot{B}_i \quad (i = x_b, y_b, z_b) \quad (4.1)$$

donde \dot{B}_i es la derivada con respecto al tiempo, de la i-ésima componente del campo magnético medida sobre los ejes del satélite y K es una constante. Los valores de \dot{B}_i son obtenidos diferenciando las salidas del magnetómetro, que se encuentra montado directamente en el cuerpo del satélite, y alineado con los ejes ortogonales del mismo.

$$\dot{B}_i(t) = [B_i(t) - B_i(t - \Delta t)] / \Delta t \quad (i = x_b, y_b, z_b) \quad (4.2)$$

donde Δt es el periodo de muestreo.

Implementando esta ley de control se reduce el giro del satélite a partir de un movimiento inicial arbitrario (amortiguamiento), también puede ser utilizada para aumentar la velocidad de giro del satélite invirtiendo el signo, en la ecuación (4.1).

El efecto de esta ley de control, es el reducir o aumentar la energía cinética del satélite, a través de ejercer una rotación alrededor de su centro de masa. Esto se muestra en el siguiente desarrollo.

La razón de cambio de energía cinética con respecto al tiempo, para un cuerpo arbitrario, debido a la rotación está dada por.

$$\frac{d}{dt}(T) = \dot{T} = \bar{\tau} \cdot \bar{\omega} \quad (4.3)$$

donde $\bar{\tau}$ es el par externo que actúa sobre el cuerpo.

El par producido por un dipolo en un campo magnético está dado por.

$$\bar{\tau} = \bar{M} \times \bar{B} \quad (4.4)$$

A partir de un teorema básico de la cinemática tenemos que.

$$\frac{d}{dt}{}^{inercial}(\bar{B}) = \frac{d}{dt}{}^{cuerpo}(\bar{B}) + \bar{\omega} \times \bar{B} \quad (4.5)$$

Debido a que \bar{B} , observada en un marco inercial, varía con una velocidad angular de $2\omega_0$, tenemos que para $\omega \gg \omega_0$,

$$\frac{d}{dt}{}^{inercial}(\bar{B}) \approx 0 \quad \Rightarrow \quad \frac{d}{dt}{}^{cuerpo}(\bar{B}) = \dot{B} \approx -\bar{\omega} \times \bar{B} = \bar{B} \times \bar{\omega} \quad (4.6)$$

combinando las ecuaciones de la (4.3) a la (4.6), obtenemos

$$\dot{T} = \bar{M} \times \bar{B} \cdot \bar{\omega} = \bar{M} \cdot \bar{B} \times \bar{\omega} = \bar{M} \cdot \dot{B} \quad (4.7)$$

Implementando la ley de control, ecuación (4.1), vemos que

$$\dot{T} = -K\dot{B}^2 = -K|\bar{B} \times \bar{\omega}|^2 \quad (4.8)$$

La cual es claramente menor o igual que cero. Esto quiere decir que la razón de cambio de energía cinética con respecto al tiempo, utilizando esta ley de control, siempre se decrementará.

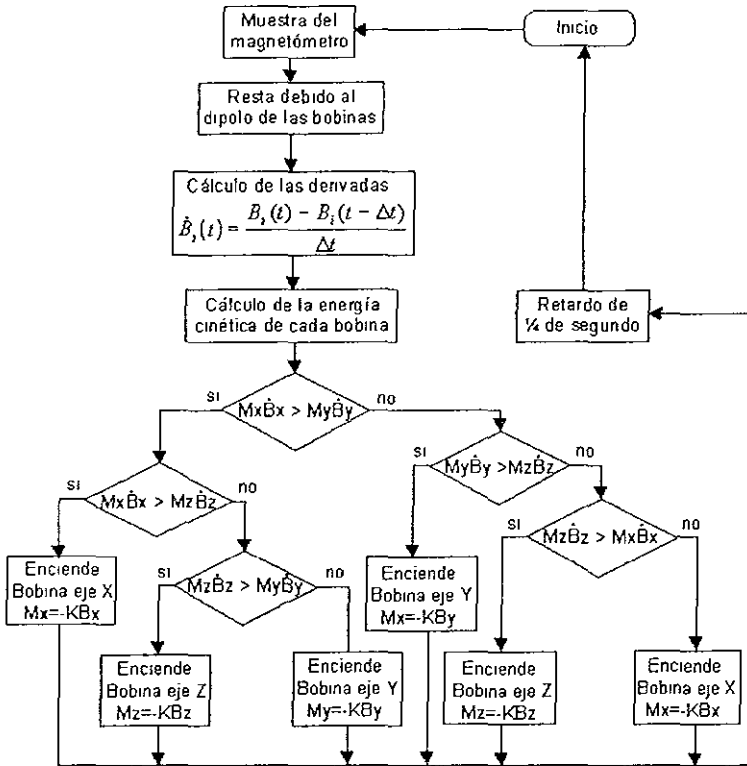


Figura 4.2 Diagrama de flujo de la ley de control

La ecuación (4.8) muestra que no podemos reducir la componente de ω a lo largo de \vec{B} , esto es evidente, debido a que el magnetómetro no puede sensar este movimiento, ni las bobinas pueden proporcionar ningún par a lo largo de \vec{B} . Afortunadamente, el movimiento orbital del satélite asegura que la dirección de \vec{B} no permanece fija. El efecto neto de la ley de control, ecuación (4.1), es el de eliminar todo movimiento angular entre el satélite y el campo \vec{B} , resultando en un movimiento terminal donde el satélite estará girando alrededor de su eje de máximo momento de inercia, con un pequeño ángulo de nutación y alineando el eje de giro con el campo magnético de la tierra

4.2.2.-Implementación de la ley de control en el satélite.

Para la implementación de la ley de control, se tienen en cuenta algunas consideraciones, estas incluyen la potencia disponible en ese momento y las muestras del magnetómetro. El criterio para determinar que bobina será encendida, esta basado en el hecho de que es necesario proporcionar la mayor pérdida de energía cinética. Se ha establecido también una región de estabilidad para ejercer la acción de control, esto es para asegurar que las bobinas estén apagadas cuando no se haya detectado un movimiento significativo. El programa que se muestra a continuación, lleva a cabo el control cuando se ha alcanzado un estado estable y el giro no deseado ha sido eliminado. El máximo muestreo disponible será de cuatro veces por segundo, basándonos en datos obtenidos en pruebas de laboratorio.

```
*****
* PROGRAMA QUE CONTROLA LA INVERSIÓN DE LA POLARIDAD Y APAGADO
* DE LAS BOBINAS MAGNÉTICAS PARA EL MICROCONTROLADOR MC68HC11E1.
*****
* ASIGNACIÓN DE DIRECCION DE REGISTROS
```

```
PORTB EQU $1004
PORTE EQU $100A
OPTION EQU $1039
ADCTL EQU $1030
ADR1 EQU $1031

      ORG $0110      ,INICIO DEL PROGRAMA EN MEMORIA "RAM"
      LDS #501FF    ;CARGA EL STACK POINTER
      LDAA #580
      STAA OPTION   ;CARGA 1000 0000 EN ADPU
      LDAA #530
      STAA ADCTL    ,CARGA 1011 0000 EN ADCTL
      LDAA #57B     ;VALOR INFERIOR DE ESTABILIDAD
      STAA $180
      LDAA #57F     ,VALOR CENTRAL DE ESTABILIDAD
      STAA $181
      LDAA #583     ;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 #500
          STAA PORTB ;APAGADO DE LAS BOBINAS
          JSR DELAY
          JMP READDATA
MASMENOS LDAA #501 .POLARIZACIÓN POSITIVA
          STAA PORTB
          JSR DELAY
          LDAA ADR1
          CMPA $181
```

```

BNE MASMENOS
JMP READDATA
MENOSMAS LDAA #S03          .POLARIZACIÓN NEGATIVA
STAA PORTB
JSR DELAY
LDAA ADR1
CMPA $181
BNE MENOSMAS
JMP READDATA
DELAY.   LDX #S0D05        :RETARDO DE 10 MILISEGUNDOS
LOOP    DEX
        BNE LOOP
        CLC
        RTS

```

4.3.- INTERFACES CON EL MICROCONTROLADOR.

Las interfaces del microcontrolador son el medio a través del cuál son conectados el microcontrolador con los sensores y los actuadores (bobinas magnéticas). El microcontrolador recibe información de los sensores, en particular cada una de las 3 salidas del magnetómetro proporcionan la magnitud del campo magnético con respecto a los ejes principales, estas señales son acondicionadas y se envían al convertidor analógico digital del microcontrolador, el cual contiene también una rutina de filtrado y decide cual bobina puede ser encendida. Cada bobina es controlada por 2 líneas digitales de entrada/salida, una para el encendido/apagado y la otra para la polaridad, es decir la electrónica de control de las bobinas magnéticas opera de tres formas, encendido positivo, encendido negativo y apagado, en respuesta al algoritmo del microcontrolador

4.3.1.- Etapa de potencia.

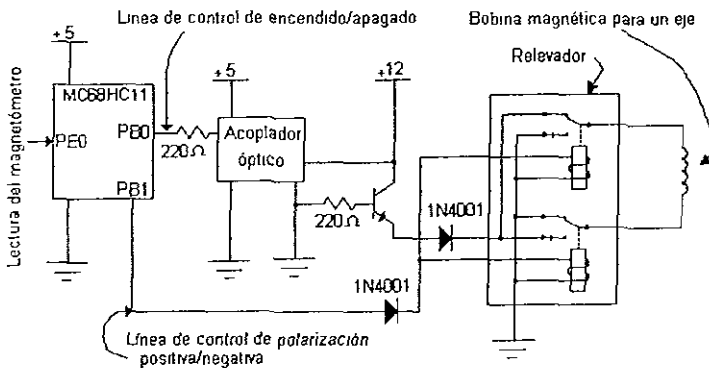


Figura 4.3 Circuito de potencia de las bobinas

Debido a que la salida digital del microcontrolador solo puede proporcionar 5 volts y una corriente máxima de 25 mA, es necesario colocar una etapa de potencia, la cuál nos proporcionará la corriente y voltaje necesarios para hacer funcionar de manera adecuada a las bobinas magnéticas, este circuito se muestra en la figura 4.3.

4.4.- PRUEBAS DE FUNCIONAMIENTO.

Con el propósito de comprobar el funcionamiento adecuado de los programas y circuitos desarrollados para el manejo de las bobinas y determinar los pares netos disponibles y su efectividad para llevar a cabo la corrección de la orientación, dadas las limitaciones de masa, dimensiones y energía disponibles en un satélite pequeño, se ha implementado un experimento como el mostrado en la figura 4.4.

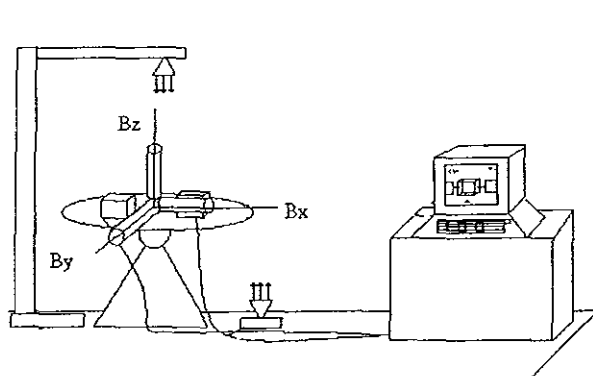


Figura 4.4. Experimento de control de orientación con bobinas magnéticas.

Para llevar a cabo las pruebas de funcionamiento se ha utilizado una plataforma que simula la falta de fricción, una de las características mas importantes desde el punto de vista de sistemas dinámicos, y de la que ya hemos hablado en la introducción

Las bobinas han sido colocadas sobre la plataforma (una a la vez), junto con baterías, circuitos de acondicionamiento, interfaces de potencia, el microcontrolador y un sensor de sol que nos sirve para determinar la desviación de la orientación. El control de orientación implementado es de tipo bang-bang, donde un voltaje constante de 11 volts proporciona un dipolo aproximado de 12 Am^2 . Este dipolo interactúa con el campo magnético local para proporcionar un par de control en el conjunto. Los valores del campo magnético en el lugar donde se llevaron a cabo las pruebas fueron de: $B_x = 39,772 \text{ nT}$ en la dirección Norte, $B_y = -236 \text{ nT}$ en la dirección Este y $B_z = 18,597 \text{ nT}$ en la dirección vertical. La componente del campo total es $B_t = 43,906 \text{ nT}$. El eje X está alineado con el Norte, el Eje Y con el Este, y el eje Z con la vertical

La componente en Y es la que menor valor tiene, por lo que la desviación inicial en este eje fue de -5 grados, en lugar de los +10 de los otros dos ejes. Las curvas de respuesta promedio de varios ensayos, se muestran en la figura 4 5, donde es posible observar que en un tiempo aproximado 21 horas o 14 órbitas, el sistema es capaz de llegar a reducir la desviación a sus valores nominales de precisión

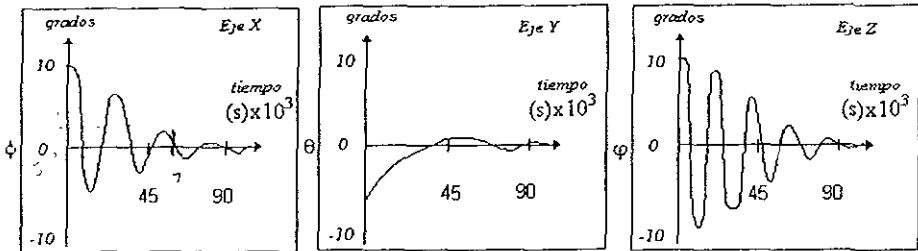


Figura 4 5. Curvas de respuesta Desviación vs Tiempo en los tres ejes de referencia.

El mayor problema que hemos enfrentado hasta este momento durante la realización de las pruebas, ha sido el desbalanceo de la plataforma, ya que al no existir fricción, una pequeña desviación (inducida intencionalmente por nosotros) provoca un gran desplazamiento en el conjunto, por lo que a falta de un sistema automático de balanceo, fue necesario pivotear el eje bajo estudio y así poder llevar a cabo las pruebas, aunque con un poco de fricción causada por el mismo pivoteo.

4.5.- DISCUSIÓN DE RESULTADOS.

La utilización de bobinas magnéticas tiene muchas ventajas en un satélite pequeño de órbita baja, debido a su bajo consumo de energía y bajo peso, además que permite implementar un sistema de navegación autónomo. La desventaja es la precisión que se obtiene, sin embargo existe una tendencia positiva para mejorarla, debido a la utilización de nuevos algoritmos y microcomputadoras mas poderosas a bordo.

Se emplearon valores constantes de campo magnético para pruebas en el laboratorio, ya que nos es posible contar con un simulador magnético que sea capaz de reproducir los valores de campo magnético de una determinada órbita. Basados en los resultados hasta ahora obtenidos, podemos afirmar que es posible la utilización de este sistema para control de orientación de satélites de órbita baja, logrando una precisión de ± 3 grados en los tres ejes.

Este tipo de experimento nos han permitido llevar a cabo una comprobación física del funcionamiento del sistema en su conjunto. Podemos asegurar que es posible contar con pares suficientemente grandes para corregir la orientación y llevar a cabo

funciones de freno magnético en la nave. Será necesario llevar a cabo pruebas de simulación para determinar su comportamiento en órbita.

Por razones obvias no fueron utilizados los elementos de la órbita durante las pruebas, sin embargo, no debemos perder de vista que es necesario ligar el programa de determinación de la órbita del satélite, con el programa que determina las componentes del campo magnético, ya que éste último a partir de los datos de posición, entrega los valores de campo magnético; datos indispensable para el funcionamiento de los algoritmos de control. Cabe recalcar que para que sea posible obtener la precisión mencionada de ± 3 grados en el apuntamiento, es necesario utilizar un buen programa de determinación de la posición orbital del satélite, es decir, deben emplearse modelos que no solamente incluyan los Keplerianos de la órbita, ya que este sería un modelo muy idealizado y en unas cuantas órbitas perderíamos la posición del satélite. Deben incluirse las perturbaciones causadas por la no redondez de la tierra, el arrastre atmosférico y la influencia de terceros cuerpos como son la luna y el sol, para así poder contar con valores más exactos de la órbita y en consecuencia, valores más precisos de las componentes del campo magnético en un determinado punto de la órbita.

CAPÍTULO V

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

Del presente trabajo podemos desprender las siguientes CONCLUSIONES:

Debido a que los satélites pequeños (< 100kg) tienen severas limitaciones de volumen, masa y energía disponible, se ha demostrado la factibilidad de lograr un sistema de control de orientación de bajo costo, de bajo peso y bajo consumo de energía aprovechando la existencia del campo magnético terrestre

Se implementaron dos alternativas de utilización de las bobinas magnéticas, primero en un esquema de control proporcional derivativo para reducir o inducir un giro al satélite, y segundo, al aplicar una corriente fija a las bobinas en un sentido o en otro, hasta que el sistema de control de orientación determine que el error de apuntamiento se encuentra dentro de un cierto umbral.

El sistema de control aquí propuesto consta de sensores de orientación, algoritmos de control y actuadores. Los sensores son: de sol, de tierra, un magnetómetro y tres giróscopos para medición de velocidades angulares. Como actuadores: tres bobinas magnéticas. Algoritmos: de detección de orientación y control de orientación.

Se exploraron las dos posibilidades básicas de diseño de bobinas magnéticas. La forma tubular o de cilindro alargado, que es la que mas ventajas ofrece; particularmente con la inclusión de un núcleo de material ferromagnético que produce un dipolo relativamente grande, y la opción de arrollar las bobina alrededor del perímetro del satélite, con la desventaja de su montaje, el cual se considera delicado

Se han diseñado, construido y probado un conjunto de bobinas magnéticas, capaces de producir un dipolo de 12 Am^2 , suficiente para llevar a cabo maniobras de reducción de giros no deseados o inducción de los mismos, para efectos de protección térmica de la nave y alineamiento con el dipolo terrestre para control de orientación en ciclo límite.

Se ha utilizado un modelo, donde el campo magnético es representado como el gradiente de una función potencial escalar representada por esféricos armónicos:

$$\mathbf{B} = -\nabla V$$

Con esta expresión debidamente desarrollada se ha escrito una rutina de

programación, de manera específica para esta aplicación, para determinar el valor del campo magnético en cualquier lugar de la órbita. Este programa ha sido probado y validado con base en datos de campo geomagnético medidos en órbita, con la finalidad de poder desarrollar en un futuro los sistemas de detección de orientación y de navegación autónoma.

Se han llevado a cabo pruebas de funcionamiento de este sistema, en una plataforma de simulación de un medio sin fricción, con resultados satisfactorios. Las pruebas se realizaron probando un eje a la vez debido a problemas de desbalanceo de la plataforma.

Para dar continuidad a este trabajo es pertinente hacer las siguientes RECOMENDACIONES:

El modelo de campo magnético que ha sido utilizado hasta el momento es ideal, por lo que es necesario introducir las perturbaciones causadas por el viento solar, para poder efectuar un análisis más realista.

Llevar a cabo una serie de simulaciones en computadora a fin de determinar de una mejor manera cual será el comportamiento del sistema de control en órbita y llevar a cabo el ajuste definitivo de algunos parámetros de diseño. Como la optimización del tamaño y par disponible en las bobinas.

Utilizar para las pruebas de funcionamiento, una plataforma de simulación que cuente con un sistema de balanceo dinámico que opere de forma automática, a fin de que no se induzca fricción debida al pivoteo del eje bajo estudio y que al mismo tiempo se puedan efectuar pruebas en los tres ejes de manera simultánea. Como se ha mencionado es deseable contar con un simulador magnético, pero por lo pronto con las simulaciones por computadora puede ser suficiente.

Con la inclusión de un magnetómetro, un modelo de campo magnético y la computadora de abordo, es posible llevar a cabo la implementación de un sistema de navegación autónomo para satélites de órbita baja, por lo que sería factible aprovechar los elementos existentes para hacer este desarrollo, que bien pudiera ser utilizado como sistema de respaldo.

APÉNDICE A

DESARROLLO DE LAS ECUACIONES DEL MODELO DE CAMPO MAGNÉTICO QUE UTILIZA ESFÉRICOS ARMÓNICOS Y PROGRAMA PARA CALCULAR LAS COMPONENTES VECTORIALES DEL CAMPO GEOMAGNÉTICO.

Retomando la ecuación (2.7)

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

Para el modelo dipolar, se tiene que $n=1$, $m=0$, $m=1$

$$V(r, \theta, \phi) = R \left(\frac{R}{r}\right)^2 \left[(g_1^0 \cos 0 + h_1^0 \sin 0) P_1^0(\theta) + (g_1^1 \cos \phi + h_1^1 \sin \phi) P_1^1(\theta) \right]$$

$$V(r, \theta, \phi) = \frac{R^3}{r^2} \left[g_1^0 P_1^0(\theta) + (g_1^1 \cos \phi + h_1^1 \sin \phi) P_1^1(\theta) \right] \quad (\text{A-1})$$

Ahora determinaremos los polinomios de Legendre $P_1^0(\theta)$ y $P_1^1(\theta)$ mediante la normalización de Schmidt

$$n=1, m=0 \quad P_1^0(\theta) = \left[\frac{(2 - \partial_0^0)(1!)}{1!} \right]^{\frac{1}{2}} \frac{1!!}{1!} \sin^0(\theta) = \cos \theta \quad (\text{A-2})$$

$$n=1, m=1 \quad P_1^1(\theta) = \left[\frac{(2 - \partial_0^0)(0!)}{2!} \right]^{\frac{1}{2}} \frac{1!!}{0!} \sin^1(\theta) = \sin \theta \quad (\text{A-3})$$

finalmente al substituir (A-2) y (A-3) en (A-1) se tiene

$$V(r, \theta, \phi) = \frac{R^3}{r^2} \left[g_1^0 \cos(\theta) + (g_1^1 \cos \phi + h_1^1 \sin \phi) \sin(\theta) \right]$$

$$V(r, \theta, \phi) = \frac{R^3}{r^2} g_1^0 \cos \theta + \frac{R^3}{r^2} g_1^1 \cos \phi \sin \theta + \frac{R^3}{r^2} h_1^1 \sin \phi \sin \theta \quad (\text{A-4})$$

donde

- El primer término corresponde al potencial debido a un dipolo alineado con el eje polar o eje de rotación de la tierra.
- El segundo término es el potencial debido a un dipolo alineado con respecto al eje X
- El tercer término es el potencial debido a un dipolo alineado con respecto al eje Y.

De modo que el campo geomagnético se puede expresar por

$$B = -\nabla V(r, \theta, \phi) = \left(-\frac{\partial V}{\partial r}, -\frac{1}{r} \frac{\partial V}{\partial \theta}, -\frac{1}{r \sin \theta} \frac{\partial V}{\partial \phi} \right) \quad (\text{A-5})$$

con lo cual se obtienen las componentes esféricas del campo magnético.

$$\begin{aligned} B_r &= -\frac{\partial}{\partial r} V(r, \theta, \phi) = 2 \left(\frac{R}{r} \right)^3 \left[g_1^0 \cos \theta + (g_1^1 \cos \phi + h_1^1 \sin \phi) \sin \theta \right] \\ B_\theta &= -\frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial \theta} V(r, \theta, \phi) = \left(-\frac{R}{r} \right)^3 \left[g_1^0 (-\sin \theta) + (g_1^1 \cos \phi + h_1^1 \sin \phi) \cos \theta \right] \\ B_\phi &= -\frac{1}{r \sin \theta} \frac{\partial}{\partial \phi} V(r, \theta, \phi) = \left(\frac{R}{r} \right)^3 \left[g_1^1 \sin \phi - h_1^1 \cos \phi \right] \end{aligned} \quad (\text{A-6})$$

Para convertir las componentes esféricas a componentes cartesianas, se debe obtener la corrección del tiempo utilizando el tiempo sideral referido a Greenwich (apéndice B), obteniendo:

$$\begin{aligned} B_x &= (B_r \cos(\delta) + B_\theta \sin(\delta)) \cos(\alpha) - B_\phi \sin(\alpha) \\ B_y &= (B_r \cos(\delta) + B_\theta \sin(\delta)) \sin(\alpha) + B_\phi \cos(\alpha) \\ B_z &= B_r \sin(\delta) - B_\theta \cos(\delta) \end{aligned} \quad (\text{A-7})$$

donde

$\delta = 90^\circ$ - latitud

$\alpha = \text{TSG (tiempo sideral referido a Greenwich) + longitud}$

PROGRAMA QUE DETERMINA LOS VALORES DE CAMPO MAGNÉTICO PARA CUALQUIER PUNTO DE LA TIERRA.

Este programa ha sido adaptado de una versión desarrollada por la British Geomagnetic Survey, las rutinas están realizadas en lenguaje Turbo C, sus características principales y sus secuencia de funcionamiento son las siguientes.

- El programa principal hace uso de un archivo externo (wmm_95.dat), el cuál contiene los coeficientes gaussianos de orden y grado 12, basado en el modelo magnético mundial (WMM).
- Realiza la asignación de las variables (latitud, altitud, longitud, fecha).
- Calcula las componentes cartesianas del campo y sus variaciones anuales.
- Despliega los valores de las componentes cartesianas del campo magnético, así como la variación anual de los mismos, además de la declinación e inclinación.

El programa es válido para el intervalo de 1995 a 1999, pero se puede utilizar para un periodo mayor, únicamente es necesario actualizar los valores de los coeficientes gaussianos del archivo externo, que estarán disponibles en la WWW (world wide web) próximamente

Tanto el modelo de IGRF, como el de WMM únicamente representan el campo principal sin las otras fuentes mencionadas

```
/* PROGRAMA PARA CALCULAR LAS COMPONENTES DE CAMPO MAGNÉTICO */
```

```
#include <math.h>
#include <stdio.h>
#include <string.h>

void main()

{
    extern void geomag(), geomg1(),
    char tecla;
    static int maxdeg;
    static float altm, dlat, dlon, ati, adec, adip, alt, time, dec, dip,
        ti, gv, time1, dec1, dip1, ti1, time2, dec2, dip2, ti2;
    float x1, x2, y1, y2, z1, z2, h1, h2, ax, ay, az, ah, l, J, K, rTd=0.017453292,

/* RUTINA DE INICIALIZACIÓN */

S1. clrscr (),
    maxdeg = 12; /* MÁXIMO GRADO DE COEFICIENTES GAUSSIANOS */
    geomag(&maxdeg);

printf("Programa para calcular las componentes de campo magnético, válido del");
printf("\n1-enero-1995 al 31-diciembre-1999");
printf("\n\n INTRODUZCA LA LATITUD [ø] (+ Norte , - Sur) ", scanf("%f", &dlat);
printf(" INTRODUZCA LA LONGITUD [ø] (+ Este , - Oeste) ", scanf("%f", &dlon);
```



```

printf("\n componente Z = %7.0f nT\t\t comp Z = %6.2f nT",z1,az),
printf("\n declinacion = %7.2f ø\t\t dec. = %6.2f min.",dec1,adec);
printf("\n inclinacion = %7.2f ø\t\t dip. = %6.2f min.",dip1,adip),
printf("\n\n NECESITA MAS DATOS? (S / N) "); scanf("%s", &tecla);

```

```

if ((tecla == 's') || (tecla == 'S')) goto S1;
    exit(0);
}

```

```

static void OPCION(IENTRY,maxdeg,alt,glat,glon,time,dec,dip,ti,gv)

```

```

int IENTRY;
int *maxdeg,
float alt,glat,glon,time,*dec,*dip,*ti,*gv,

```

```

{
    static int maxord,i,icomp,n,m,j,D1,D2,D3,D4;
    static float c[13][13],cd[13][13],tc[13][13],dp[13][13],snorm[169],
        sp[13],cp[13],fn[13],fm[13],pp[13],k[13][13],pi,dtr,a,b,re,
        a2,b2,c2,a4,b4,c4,epoca,gnm,hnm,dgnm,dhnm,flnmj,otime,oalt,
        olat,olon,dt,rlon,rlat,srlon,srlat,crlat,srlat2,
        crlat2,q,q1,q2,ct,st,r2,r,d,ca,sa,aor,ar,br,bt,bp,bpp,
        par,temp1,temp2,parp,bx,by,bz,bh;
    static char model[20], c_str[81], c_new[5];
    static float *p = snorm;
    char tecla;
    FILE *wmmdat;
        switch(IENTRY){case 0: goto GEOMAG; case 1: goto GEOMG1;
    }
}

```

```

GEOMAG.

```

```

    wmmdat = fopen("WMM-95.DAT","r");

```

```

/* INICIALIZACIÓN DE CONSTANTES */

```

```

    maxord = *maxdeg;
    sp[0] = 0.0,
    cp[0] = *p = pp[0] = 1.0,
    dp[0][0] = 0.0,
a = 6378 137,          /* RADIO MAYOR DE LA TIERRA [Km] */
b = 6356.7523142;    /* RADIO MENOR DE LA TIERRA [Km] */
re = 6371 2,         /* RADIO ECUATORIAL SEGÚN IGRF [Km] */
    a2 = a*a,
    b2 = b*b,
    c2 = a2-b2;
    a4 = a2*a2;
    b4 = b2*b2;
    c4 = a4 - b4,

```

```

/* LECTURA DE COEFICIENTES ARMÓNICOS */

```

```

c[0][0] = 0 0;
cd[0][0] = 0 0;
    fgets(c_str, 80, wmmmdat);
    sscanf(c_str, "%f%s", &epoca, model),
S3
    fgets(c_str, 80, wmmmdat),

/* VERIFICA LA ÚLTIMA LINEA DEL ARCHIVO */

    for (i=0; i<4 && (c_str[i] != '\0'); i++)
        {      c_new[i] = c_str[i];   c_new[i+1] = '\0';   }
    icomp = strcmp("9999", c_new);
    if (icomp == 0) goto S4,

/* FIN DEL ARCHIVO NO ENCONTRADO, DAR VALORES */

sscanf(c_str, "%d%d%f%f%f", &n, &m, &gnm, &hnm, &dgnm, &dhn);

    if (m <= n)
    {
        c[m][n] = gnm;
        cd[m][n] = dgnm;
        if (m != 0)
            {      c[n][m-1] = hnm;           cd[n][m-1] = dhn;           }
    }
    goto S3;

/* CONVERSIÓN DE COEFICIENTES NORMALIZADOS A DESNORMALIZADOS */

S4: *snorm = 1.0;
    for (n=1; n<=maxord; n++)
    {
        *(snorm+n) = *(snorm+n-1)*(float)(2*n-1)/(float)n;
        j = 2;
        for (m=0, D1=1, D2=(n-m+D1)/D1; D2>0; D2--, m+=D1)
        {
            k[m][n] = (float)((((n-1)*(n-1)-(m*m)))/(float)((2*n-1)*(2*n-3)));
            if (m > 0)
            {
                flnmj = (float)((n-m+1)*j)/(float)(n+m);
                *(snorm+n+m*13) = *(snorm+n+(m-1)*13)*sqrt(flnmj);
                j = 1;
                c[n][m-1] = *(snorm+n+m*13)*c[n][m-1];
                cd[n][m-1] = *(snorm+n+m*13)*cd[n][m-1];
            }
            c[m][n] = *(snorm+n+m*13)*c[m][n];
            cd[m][n] = *(snorm+n+m*13)*cd[m][n],
        }
    }

```

```

fn[n] = (float)(n+1),
                                fm[n] = (float)n;
}
k[1][1] = 0.0;
otime = oalt = olat = olon = -1000.0,
fclose(wmmdat);
return;

```

GEOMG1:

```

dt=time-epoca;
if (otime < 0.0 && (dt < 0.0 || dt > 5.0))
{
    printf("\n AVISO: LA FECHA ESTA FUERA DEL ALCANCE DEL MODELO");
    printf("\n DESEA CONTINUAR (S / N) ");
    scanf("%s",&tecla);
    if ((tecla == 'n') || (tecla == 'N'))
    {
        printf("\n DESEA INTRODUCIR MAS DATOS (S / N) "); scanf("%s",&tecla);
        if ((tecla == 's')||(tecla == 'S')) main ( ),
        else exit (0);
    }
}
}
pi=3.14159265359;
dtr=pi/180.0;
rlon=glon*dtr, /* CONVERSION GRADOS A RADIANES */
rlat=glat*dtr, /* CONVERSION GRADOS A RADIANES */
srlon=sin(rlon);
srlat=sin(rlat),
crlon=cos(rlon),
crlat=cos(rlat);
srlat2=srlat*srlat,
crlat2=crlat*crlat;
sp[1]=srlon;
cp[1]=crlon;

```

/* CONV. COORDENADAS GEODÉTICAS A COORDENADAS ESFÉRICAS */

```

if (alt != oalt || glat != olat)
{
    q = sqrt(a2-c2*srlat2);
    q1 = alt*q;
    q2 = ((q1+a2)/(q1+b2))*((q1+a2)/(q1+b2));
    ct = srlat/sqrt(q2*crlat2+srlat2);
    st = sqrt(1.0-(ct*ct));
    r2 = (alt*alt)+2.0*q1+(a4-c4*srlat2)/(q*q);
    r = sqrt(r2);
    d = sqrt(a2*crlat2+b2*srlat2);
    ca = (alt+d)/r;
    sa = c2*crlat*srlat/(r*d),
}

```

```

if (glon != olon)
{
for (m=2; m<=maxord, m++)
{ sp[m] = sp[1]*cp[m-1]+cp[1]*sp[m-1];    cp[m] = cp[1]*cp[m-1]-sp[1]*sp[m-1];
}
}
aor = re / r,
ar = aor*aor,
br = bt = bp = bpp = 0.0;
for (n=1; n<=maxord; n++)
{
ar = ar*aor;
for (m=0,D3=1,D4=(n+m+D3)/D3; D4>0; D4--,m+=D3)
{

```

/* CÁLCULO DE POLINOMIOS DE LEGRENDRE*/

```

if (alt != oalt || glat != olat)
{
if (n == m)
{
*(p+n+m*13) = st**(p+n-1+(m-1)*13);
dp[m][n] = st*dp[m-1][n-1]+ct**(p+n-1+(m-1)*13);
goto S50;
}
if (n == 1 && m == 0)
{
*(p+n+m*13) = ct**(p+n-1+m*13);
dp[m][n] = ct*dp[m][n-1]-st**(p+n-1+m*13);
goto S50;
}
if (n > 1 && n != m)
{
if (m > n-2) *(p+n-2+m*13) = 0.0;
if (m > n-2) dp[m][n-2] = 0.0,
*(p+n+m*13) = ct**(p+n-1+m*13)-k[m][n]**(p+n-2+m*13),
dp[m][n] = ct*dp[m][n-1] - st**(p+n-1+m*13)-k[m][n]*dp[m][n-2];
}
}
}

```

/* AJUSTE DE TIEMPO DE LOS COEFICIENTES GAUSSIANOS */

```

S50 if (time != otime)
{
tc[m][n] = c[m][n]+dt*cd[m][n];
if (m != 0) tc[n][m-1] = c[n][m-1]+dt*cd[n][m-1];
}

```

```
/* ACUMULACIÓN DE TÉRMINOS DE LA EXPANSIÓN DE ARMÓNICOS ESFÉRICOS
*/
```

```

par = ar**(p+n+m*13);
if (m == 0)
{
temp1 = tc[m][n]*cp[m];
temp2 = tc[m][n]*sp[m];
}
else
{ temp1 = tc[m][n]*cp[m]+tc[n][m-1]*sp[m], temp2 = tc[m][n]*sp[m]-tc[n][m-1]*cp[m]; }
bt = bt-ar*temp1*dp[m][n];
bp += (fm[m]*temp2*par),
br += (fn[n]*temp1*par),

```

```
/* CASO ESPECIAL: POLOS GEOGRÁFICOS NORTE/SUR */
```

```

if (st == 0 0 && m == 1)
{
if (n == 1) pp[n] = pp[n-1];
else pp[n] = ct*pp[n-1]-k[m][n]*pp[n-2];
parp = ar*pp[n];
bpp += (fm[m]*temp2*parp);
}
}
}
if (st == 0.0) bp = bpp;
else bp /= st;
bx = -bt*ca-br*sa, /* CÁLCULO COMPONENTE X */
by = bp; /* CÁLCULO COMPONENTE Y */
bz = bt*sa-br*ca; /* CÁLCULO COMPONENTE Z */
bh = sqrt((bx*bx)+(by*by));
*ti = sqrt((bh*bh)+(bz*bz)); /* CÁLCULO DE LA INTENSIDAD TOTAL */
*dec = atan2(by,bx)/dtr, /* CÁLCULO DE LA DECLINACIÓN */
*dip = atan2(bz,bh)/dtr; /* CÁLCULO DE LA INCLINACIÓN */

```

```
/* CÁLCULO DE LAS VARIACIONES MAGNÉTICAS SI LA POSICIÓN GEODÉTICA
ACTUAL ESTÁ EN EL ÁRTICO O ANTÁRTICO (EJEMPLO. GLAT > +55 ° o GLAT < -
55 °) DE OTRA FORMA, AJUSTA LAS VARIACIONES MAGNÉTICAS A -999.0 */
```

```

*gv = -999.0;
if (fabs(glat) >= 55.)
{
if (glat > 0.0 && glon >= 0.0) *gv = *dec-glon;
if (glat > 0.0 && glon < 0.0) *gv = *dec+fabs(glon);
if (glat < 0.0 && glon >= 0.0) *gv = *dec+glon;
if (glat < 0.0 && glon < 0.0) *gv = *dec-fabs(glon);
if (*gv > +180.0) *gv -= 360.0;
if (*gv < -180.0) *gv += 360.0;
}

```


APÉNDICE B

CÁLCULO DEL TIEMPO SIDERAL

El tiempo sideral (ST) está basado en la rotación de la tierra con respecto a las estrellas y es definido como la hora ángulo (HA) del equinoccio de primavera Υ . (Una hora ángulo equivale a 15 grados, entonces 1 grado de hora ángulo corresponde a 4 minutos de tiempo).

El tiempo sideral local (LST) está definido como la hora ángulo local de Υ , o sea LHA Υ , y el tiempo sideral en Greenwich (GST), está definido como la hora ángulo de Greenwich de Υ , es decir, GHA Υ .

El tiempo sideral también puede ser determinado a partir de la hora ángulo (HA) y ascensión recta (RA), de cualquier estrella. La ascensión recta de una estrella es la componente azimutal de la posición de la estrella medida hacia el Este a partir de Υ .

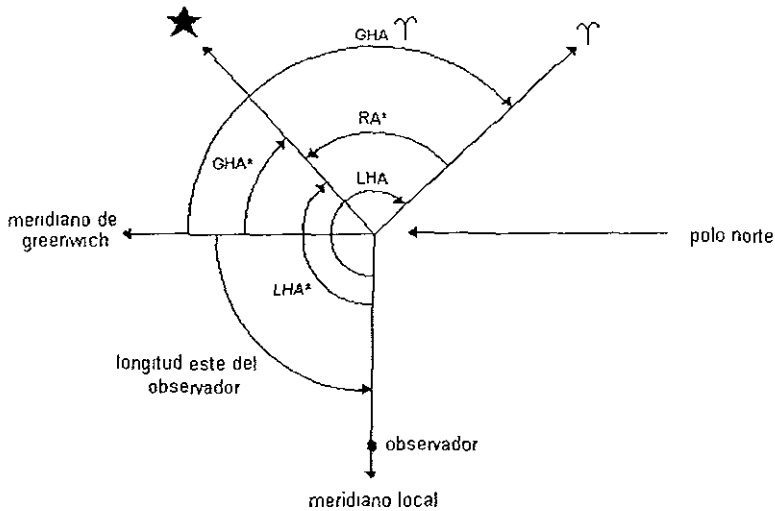


Figura B.1 Tiempo Sideral (viendo hacia abajo sobre el polo norte terrestre).

A partir de la figura anterior se tiene que:

$$\text{LST} = \text{LHA} \gamma = \text{LHA}^* + \text{RA}^*, \text{ modulo } 24 \quad (\text{B } 1)$$

donde LHA* y RA* son los HA y RA (ambos convertidos a tiempo) de la estrella

En el ejemplo de la figura B 1, LHA* tiene un valor de 135 grados o 9 horas, RA* equivale a 90 grados o 6 horas, y el LST equivale a 15 horas. Similarmente,

$$\text{GST} = \text{GHA} \gamma = \text{GHA}^* + \text{RA}^*, \text{ modulo } 24 \quad (\text{B } 2)$$

donde GHA* es la GHA de la estrella (convertida a tiempo). En la figura B.1, GHA* equivale a 45 grados o 3 horas; entonces GST tiene un valor de 9 horas. Note que el tiempo sideral en Greenwich es igual a la ascensión recta del meridiano de Greenwich. La diferencia entre LST y GST (6 horas en este ejemplo) corresponden a la longitud Este del observador (90 grados en este ejemplo). En general,

$$\text{LST} = \text{GST} + \text{EL} / 15 \quad (\text{B.3})$$

donde EL es la longitud Este del observador en grados.

El tiempo promedio en Greenwich (GMT) o tiempo universal (UT) se define como la hora ángulo del sol promedio medido en Greenwich, mas doce horas, módulo 24.

$$\text{UT} = \text{GHA} + 12 \text{ horas}, \text{ módulo } 24$$

Esta definición nos permite deducir que UT se iguala con la hora ángulo de Greenwich del promedio solar ficticio, mas 12 horas, es decir:

$$\text{UT} = 12 \text{ horas} + \text{GST} - R_{\odot}$$

donde R_{\odot} es la ascensión recta del sol promedio. Para un tiempo universal (UT) dado, en cualquier fecha del calendario,

$$\text{GST} = R_{\odot} - 12 \text{ horas} + \text{UT}$$

$$\text{GST} = 6^{\circ} 38' 45'' .836 + 8640184^{\circ} 542 T + 0^{\circ} .0929 T^2 + \text{UT} \quad (\text{B } 4)$$

donde T es el número de siglos Julianos de 36,525 días que han pasado desde el medio día (GMT) de Enero 0 de 1900. La expresión correspondiente para GST en grados es,

$$\text{GST} = 99^{\circ} .6910 + 36000^{\circ} 7689 T + 0^{\circ} 0004 T^2 + \text{UT} \quad (\text{B.5})$$

donde UT está en grados y T está en centurias Julianas. Las fechas Julianas (JD) o días Julianos son muy convenientes para determinar las centurias Julianas y así

resolver las ecuaciones B.4 y B.5. El día Juliano para Greenwich a medio día de Enero 0 de 1900 (i.e. Enero 0.5, 1900), es 2, 415, 020.0.

La determinación de los días julianos en el último cuarto de esta centuria, puede llevarse a cabo sumando el número del día del año, mas para el día juliano para Enero 0.0 de ese mismo año y que se encuentra en la tabla B.1

Tabla B.1 Días Julianos para el comienzo de cada año, desde 1975 hasta el 2000.

Año	DJ para Enero 0.0 UT	Año	DJ para Enero 0.0 UT	Año	DJ para Enero 0 UT
	2400000+		2400000+		2400000+
1975	42412.5	1987	46795.5	1999	51178.5
1976	42777.5	1988	47160.5	2000	51543.5
1977	43143.5	1989	47526.5	2001	51909.5
1978	43508.5	1990	47891.5	2002	52274.5
1979	43873.5	1991	48256.5	2003	52639.5
1980	44238.5	1992	48621.5	2004	53005.5
1981	44604.5	1993	48978.5	2005	53370.5
1982	44969.5	1994	49352.5	2006	53735.5
1983	45334.5	1995	49717.5	2007	54100.5
1984	45699.5	1996	50082.5	2008	54466.5
1985	46065.5	1997	50448.5	2009	54831.5
1986	46430.5	1998	50813.5	2010	55196.5

Vamos a poner como ejemplo, el determinar el Tiempo Sideral de Greenwich (GST) para las 3h Tiempo Universal (UT), del 4 de Julio de 1976.

$$\begin{array}{r}
 \text{Número de día de Julio } 4.125 \text{ (= 3h UT julio 4, 1976)} \\
 + \text{ DJ para Enero 0.0 de 1976} \\
 = \text{ DJ para julio 4.125 de 1976} \\
 - \text{ DJ para Enero 0.5 de 1900} \\
 = T \text{ en días} \\
 \div 36,525 = T \text{ en centurias Julianas} \\
 8640184.542T + 0.0929 T^2 = \\
 + \text{ el primer término de la ecuación (B.4)} \\
 + \text{ UT} \\
 \text{GST}
 \end{array}
 \begin{array}{r}
 186.125 \\
 \underline{+2\,442\,777.5} \\
 = 2\,442\,963.625 \\
 \underline{-2\,415\,020.0} \\
 27\,943.625 \\
 0.765054757 \\
 6\,610\,214.340 \text{ segundos} \\
 = 76^d 12^h 10^m 14^s.340 \\
 6\,38\,45.836 \\
 \underline{3\,0\,0.000} \\
 21^h 49^m 0^s.176
 \end{array}$$

Por tanto, el Tiempo Sideral de Greenwich (GST) para las tres horas del día 4 de Julio de 1976, es $21^h 49^m 0^s.176$

REFERENCIAS

- [1] Jorge Prado Molina "Diseño de un sistema para detección de orientación de un satélite" Tesis de maestría. Facultad de Ingeniería, UNAM México, D.F 1993.
- [2] Victor Miranda Centeno "Diseño y construcción de un sistema de adquisición de datos, para detección de orientación y control de estabilización de satélites". Tesis de Licenciatura Facultad de Estudios Superiores Cuautitlán, UNAM 1998.
- [3] James R. Wertz, Editor "Spacecraft Attitude Determination and Control". Kluwer Academic Publishers. The Netherlands. 1978.
- [4] Charles S. Siskind. "Electrical circuits" Second edition, McGraw-Hill International Student Edition. 1980.
- [5] M.Grassi, S. Vetrella and A. Moccia. "Preliminary Design of the attitude control system of a microsatellite for earth observation". Space Tech. Vol 15. No. 4 pp223-230 1995
- [6] Stickler A. Craig and K.T. Alfriend. "Elementary Magnetic Attitude control system". Journal of Spacecraft. Vol 13. pp282-287. 1976
- [7] E. Schmidt, Jr. "The application of magnetic attitude control to a momentum biased synchronous communications satellite". AIAA Guidance and control conference. Boston, Massachusetts. August 20-22, 1975 AIAA paper No.75-1055
- [8] ITHACO, Inc. "Attitude determination and control subsystem capabilities". Report 94203. September, 1992, pp 1-23.
- [9] 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.
- [10] F. martel, P. K. Pal and M. Psiaki. "Active magnetic control system for gravity gradient stabilized spacecraft " Proc. 2th. Annual AIAA/USU Conf. on Small Satellites. Sept. 1988.
- [11] Prado J., Bisiacchi G., Juárez G. "Utilización de bobinas magnéticas para control de orientación de satélites pequeños". SOMI XIII Congreso Nacional de Instrumentación. Ensenada, BCN. México. Octubre 5-9, 1998. Memorias del Congreso. pp 408-412. Trabajo reconocido por la SOMI, con el tercer lugar de investigación tecnológica en el campo de Instrumentación Espacial y Percepción Remota.

- [12] Giora Shaviv and Moshe Shachar "TechSAT-1, An Earth pointing, three-axis stabilized microsatellite". Space Technology. vol 15, No. 4 pp245-256 1995.
- [13] Carlos Roithmayr. "Contributions of Spherical Harmonics to Magnetic and Gravitational Fields". NASA Johnson Space Center, Houston, Texas, 77058 December 4, 1992
- [14] "HC11 Technical Data". Edited by Motorola, inc., 1993
- [15] W P. Olson. "Comparison of the predicted and observed Magnetic Field at ATS 1" Journal of Geophysical Res. Space Physics. Vol 75, NO. 34, Dec 1970 pp7117-7121.
- [16] M.D. Griffin and J.R. French. "Space Vehicle Design". AIAA Education Series. Ohio, EUA. 1991.
- [17] Brij N Agrawal. "Design of Geosynchronous Spacecraft" Prentice Hall, New Jersey , 1986.
- [18] Morales J. "Electricidad y Magnetismo". Facultad de Ingeniería, UNAM 1983

Direcciones en el Worl Wide Web.

- NSSDC DGRF/IGRF Geomagnetic Field Model 1945-2000
<http://nssdc.gsfc.nasa.gov/space/model/magnetos/igrf.html>
- Proton Precession Magnetometer
<http://www.irf.se/obshb/photonmagn.html>
- Campo Magnético de la Tierra
<http://www.geocities.com/Athens/Delphi/8951/campob.htm>
http://gretchen.geo.rpi.edu/roecker/AppGeo/lectures/mag/earth_field.html
<http://www.sectec.rj.gov.br/redeescola/especialistas/fisica/tema01/fis-tm01.html>
<http://www.familyradio.com/otero/frames/ciencia/ciencia06.html>
- Cálculo del Día Juliano
<http://www.intercom.es/astrored/internet/javas/juliano.html>
- The Design of the OPAL attitude control system
<http://www.sdl.usu.edu/conferences/smallsat/procedings/sess7/opal.pdf>
- Attitude control
<http://aa.stanford.edu/~ssdl/projects/squirt2/design/attitude/ADC.html>