



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTONOMA DE MEXICO

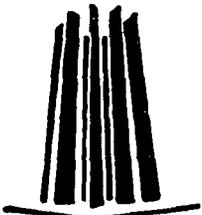
ESCUELA NACIONAL DE ESTUDIOS PROFESIONALES
"ARAGON"

"IMPLEMENTACION DE UN SISTEMA DE CONTROL DE ORIENTACION PARA UN SATELITE PEQUEÑO, UTILIZANDO RUEDAS INERCIALES."

T E S I S

QUE PARA OBTENER EL TITULO DE:
INGENIERO MECANICO ELECTRICISTA
P R E S E N T A N :
ANTONIO GUADALUPE ESPINOSA MENDEZ
GILBERTO SALGADO SALGADO

ASESOR: M. en I. JORGE PRADO MOLINA



BOSQUES DE ARAGON, ESTADO DE MEXICO.

2002

**TESIS CON
FALLA DE ORIGEN**



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

Esta tesis es el resultado de una secuencia de niveles escolares, a lo largo de dichos estudios pase (lo que la mayoría de estudiantes) alegrías, desvelos, etc, lo cual me forjó y me ayudo a terminar la Licenciatura, gracias a Dios.

Agradezco a todos los profesores que tuve en los diferentes niveles como estudiante, por haberme ayudado a labrar y a sembrar la semilla del conocimiento en mi espíritu, que hoy veo cosechada con la impresión de la presente tesis.

También dedico este trabajo, con todo cariño y reconocimiento, a mis hermanos, Gilberto, Ignacia, Leticia, María, Carlos y José; en especial a mis Padres Antonio y Guadalupe, a los cuales agradezco el gran esfuerzo y dedicación, para coadyuvarme a terminar la Licenciatura, de quienes puedo decir: *si ellos no fueran lo que son yo tampoco sería lo que ahora soy.* Agradezco a Dios por tener unos Padres como ellos.

Un reconocimiento especial a mi hermana Rosa Leticia por su cariño, apoyo y comprensión por haberme alentado en el transcurso de mi vida (y que lo sigue haciendo hasta el día de hoy).

A mis sobrinos Anayetzin, Jael, Carlos, Itzel, Mildret, Manuel, Martín y Patricia; para algunos de ellos creo que es muy temprano para que lo entiendan, para otros, es un poco difícil que lo entiendan. Para todos, deseo que ojalá lo que representa esta tesis sea un estímulo en su vida como estudiantes. Puedo decirles que no hay mayor obstáculo que el que uno mismo se pone y que no hay mayor orgullo para un padre, que ver que su hijo es mejor que él (en todos los sentidos).

A mis amigos Lourdes, Ivonne, Gilberto, José María, Jacinto, Armando, Israel, Alberto, David, Ernesto, Marco, Víctor, Alexei, Rafael, de los cuales tengo un grato recuerdo y a quienes agradezco su amistad.

Antonio Gpe. Espinosa Méndez

**"Volar alto, no significa dar unos cuantos
aletazos y caer despavorido
en el mismo lugar,
Volar alto, significa aventurarse en el
Horizonte, en el ancho mar, sin
Saber si se podrá alcanzar la otra orilla".**

Elena Poniatowska.

DEDICADO

A Dios que me concedió la vida a través de mis Padres, que me han enseñado a conocerle y a amarlo.

A mis Padres, Asminda y Guilebaldo, a los cuales agradezco su apoyo, dedicación y, sobre todo, el gran amor que me han manifestado durante mi educación.

A mis hermanos Judith, Hugo, Raúl y Jorge por demostrarme su cariño en todo momento.

A mi novia Rocío F. Cruz Avila por motivarme a seguir adelante y estar conmigo durante el desarrollo de este trabajo.

A mis amigos Alejandro, Alfredo, Antonio, Lourdes, Ivonne, José María, Armando, Israel, Alberto, David, Marco, Víctor, Alexei, Rafael, Saúl, Jacinto, Moisés, por su valiosa amistad que me han demostrado.

Gilberto Salgado Salgado

**"Bienaventurado el hombre que halla la sabiduría,
Y que obtiene la inteligencia;
Porque su ganancia es mejor que
la ganancia de la plata,
Y sus frutos más que el oro fino.
Más preciosa es que las piedras preciosas;
Y todo lo que puedes desear,
No se puede comparar a ella."**

Proverbios 3:13-15

RECONOCIMIENTOS.

Agradecemos a la Universidad Nacional Autónoma de México, Escuela Nacional de Estudios Profesionales Aragón, por los conocimientos adquiridos en el transcurso de nuestros estudios.

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 constante apoyo durante todo el desarrollo de esta tesis, así como por la cuidadosa revisión e infinita paciencia en la corrección del trabajo escrito.

**TESIS CON
FALLA DE ORIGEN**

ÍNDICE

| | |
|-----------------|-----|
| DEDICATORIA | i |
| RECONOCIMIENTOS | iii |
| ÍNDICE | iv |
| RESUMEN | vii |

| | |
|--|----|
| 1. INTRODUCCIÓN. | 1 |
| 1.1. Satélites de percepción remota | 1 |
| 1.1.1. Requisitos de apuntamiento | 2 |
| 1.2. Control de orientación de satélites pequeños. | 2 |
| 1.2.1 Control pasivo. | 3 |
| 1.2.1.1 . Gradiente gravitacional. | 3 |
| 1.2.1.2 . Gradiente gravitacional con amortiguamiento magnético | 4 |
| 1.2.1.3 . Estabilización aerodinámica y por presión del viento solar. | 5 |
| 1.2.1.4 . Estabilización por giro. | 5 |
| 1.2.2. Control Activo. | 6 |
| 1.2.2.1 Ruedas inerciales. | 6 |
| 1.2.2.2 Bobinas magnéticas. | 7 |
| 1.2.2.3 Toberas de reacción. | 8 |
| 1.2.3. Control de orientación en tres ejes para un satélite pequeño. | 9 |
| 1.3.- Ejes de referencia y detección de orientación. | 9 |
| 1.3.1 Detección de Orientación | 10 |
| 1.4.- Fuerzas perturbadoras. | 11 |
| 1.5.- Modelado. | 12 |
| 1.5.1. Modelo dinámico del satélite. | 13 |
| 2.- MODELADO DINÁMICO DE CUERPO RÍGIDO. | 14 |
| 2.1.- Representación de la orientación (Parametrización). | 14 |
| 2.1.1. Matriz de orientación. | 15 |
| 2.1.2. Diferentes parametrizaciones. | 17 |
| 2.2.- Modelo de cuerpo rígido de un satélite utilizando las ecuaciones de Euler. | 18 |
| 2.2.1. Ecuaciones de Euler y ángulos de orientación. | 19 |
| 2.2.2. Desarrollo de las ecuaciones de movimiento. | 20 |
| 2.2.3. Determinación de la orientación. | 24 |
| 2.2.4. Cálculo de los momentos de inercia de la plataforma de simulación. | 25 |
| 2.3.- Modelos de ruedas inerciales y bobinas magnéticas. | 28 |
| 2.3.1. Ruedas inerciales. | 28 |
| 2.3.2. Bobinas magnéticas. | 30 |
| 2.4.- Fuerzas perturbadoras actuando en un satélite en órbita. | 32 |
| 2.4.1. Par producido por la radiación solar. | 32 |
| 2.4.2. Par producido por el gradiente gravitacional. | 33 |
| 2.4.3. Par producido por el arrastre atmosférico. | 34 |
| 2.4.4. Pares magnéticos residuales y misceláneos. | 35 |
| 2.4.5. Pares de control necesarios. | 37 |

| | |
|--|-----------|
| 3. DETECCIÓN DE ORIENTACIÓN Y CONTROL DE ESTABILIZACIÓN CON RUEDAS INERCIALES COMO ACTUADORES . | 39 |
| 3.1.-Detección de orientación. | 39 |
| 3.1.1.- Sensores de orientación. | 39 |
| 3.1.1.1. Sensor de sol. | 40 |
| 3.1.1.2. Sensor de Tierra | 41 |
| 3.1.1.3. Sensor de estrellas | 42 |
| 3.1.1.4. Magnetómetro | 43 |
| 3.1.1.5. Giróscopos | 43 |
| 3.2.- Ruedas inerciales. | 45 |
| 3.2.1. Momentum y ruedas de reacción. | 48 |
| 3.2.2. Ruedas inerciales. | 49 |
| 3.2.3. Sistemas de control con momentum diferente de cero. | 50 |
| 3.2.4. Sistemas de ruedas de reacción. | 51 |
| | |
| 4. CONTROL DE ORIENTACIÓN EN TRES EJES. | 54 |
| 4.1. Esquema de control en tres ejes. | 54 |
| 4.1.1.- Diagrama de bloques del esquema de control. | 55 |
| 4.2.- Algoritmos de control implementados. | 56 |
| 4.2.1. Control en cada eje independiente. | 57 |
| 4.2.2. Rutina para controlar la orientación en un eje. | 57 |
| 4.2.3. Encendido de las bobinas magnéticas. | 58 |
| 4.3.- Actuadores | 59 |
| 4.3.1. Ruedas utilizadas. | 59 |
| 4.3.2. Bobinas utilizadas. | 60 |
| 4.4.- Interfaces microcontroladores-sensores. | 61 |
| 4.4.1. Circuitos de acondicionamiento. | 62 |
| 4.4.2. Filtrado digital. | 62 |
| 4.5.- Interfaces microcontroladores-actuadores. | 63 |
| 4.5.1. Motores de CD. | 64 |
| 4.5.2. Circuitos PLL (Lazo de Amarre de Fase). | 65 |
| 4.5.3. Tacómetro. | 66 |
| | |
| 5.-PRUEBAS DE FUNCIONAMIENTO. | 68 |
| 5.1.- Simulador físico para pruebas de control de orientación. | 68 |
| 5.2.- Pruebas de funcionamiento en cada eje independiente. | 70 |
| 5.3 – Pruebas de funcionamiento en tres ejes | 73 |
| 5.4.- Visualización y discusión de resultados. | 73 |
| 5.5 – Discusión de resultados | 75 |

| | |
|---|----|
| APÉNDICE A. Desarrollo de las ecuaciones de Euler y ángulos de orientación (2.2.1) | 78 |
| APÉNDICE B. Diagrama esquemático de la tarjeta microcontroladora basada en el M68HC11F1, en modo "Single Chip". | 82 |
| APÉNDICE C. Cálculo y configuración del circuito Lazo de amarre de fase (PLL) | 84 |
| APÉNDICE D. Desarrollo e implementación del Tacómetro. | 88 |
| BIBLIOGRAFÍA. | 92 |

CONTROL DE ORIENTACIÓN EN TRES EJES PARA UN SATÉLITE PEQUEÑO, UTILIZANDO RUEDAS INERCIALES.

RESUMEN

El objetivo principal de este trabajo, es llevar a cabo el control en el apuntamiento de un satélite pequeño, cuya masa no sobrepasa los 100 kg y sus dimensiones no son mayores a un metro en cualquiera de sus lados, su consumo de energía es del orden de las decenas de watts y su costo de centenas de miles de dólares. Se pretende mantener un apuntamiento continuo hacia el centro de la tierra, controlando sus movimientos en los tres ejes ortogonales o cartesianos; cuyo origen ha sido definido arbitrariamente por nosotros, al igual que su forma cúbica. Se utilizan como actuadores tres volantes de inercia o ruedas inerciales, colocadas cada una de ellas de tal manera que el plano de giro de la rueda, es perpendicular a su eje de rotación. Cada rueda es controlada de manera independiente.

El diseño de este sistema esta basado en el empleo de tres microcontroladores de la serie HC11, que se encargan de recibir las señales de los sensores de orientación (magnetómetro, giróscopos, sensor de tierra y sensor de sol) y ejecutar las acciones de control para corregir las desviaciones. Los actuadores consisten de tres masas cilíndricas (ruedas inerciales) montadas en los ejes de tres motores de corriente directa que giran con una velocidad constante, y que son controlados desde los microcontroladores en un esquema de lazo cerrado basado en un PLL. Cuando ocurre una perturbación o desviación de la dirección de apuntamiento, el controlador correspondiente al eje alterado, envía la señal a la rueda para cambiar su velocidad y así corregir el apuntamiento.

Las pruebas de este sistema de control se han realizado en tierra, esto quiere decir que no ha sido probado en órbita. Se ha utilizado un simulador físico que provee de un medio con fricción casi nula y que ha sido diseñado y construido en nuestro laboratorio.

Se describen los programas y circuitos utilizados, así como los resultados obtenidos durante los diferentes ensayos realizados con este sistema.

CAPÍTULO I

INTRODUCCION

Indudablemente los satélites pequeños constituyen una herramienta muy interesante, no solo para proporcionar servicios de comunicaciones y percepción remota, entre otros, sino también para llevar a cabo investigaciones científicas en el espacio. No obstante, presentan limitaciones de tamaño, peso, energía disponible y severas restricciones en el diseño de algunos de sus subsistemas; como es el caso del control de orientación; donde usualmente se adoptan sistemas de control de tipo pasivo. Aunque como se demostrará mas adelante, es posible lograr un sistema de control activo aún con estas limitaciones.

Desde la década de los 80, los satélites pequeños han sido utilizados para diferentes misiones en el espacio, su intervalo de precisión ha tenido una amplia variedad, desde un burdo apuntamiento hacia el centro de la tierra (nadir), hasta unas décimas de grado. Los sistemas de control basados en diferentes configuraciones, tales como: ruedas inerciales o volantes de reacción, bobinas magnéticas y gradiente gravitacional, empiezan a ser ampliamente utilizados en satélites pequeños, debido a que proveen alta fiabilidad, duración y capacidad para proveer alta precisión en el control de la orientación[1]. Por lo tanto, las soluciones que ofrezcan bajo costo, masa y gasto de energía, deben ser las mas investigadas para efectuar el control de orientación de este tipo de satélites.

1.1. SATÉLITES DE PERCEPCIÓN REMOTA.

Los satélites se han vuelto indispensables, además de la muchas aplicaciones en telecomunicaciones, se utilizan en un área no menos interesante: la percepción remota; que nos permite obtener imágenes del planeta para que a través de ellas podamos recabar información estadística de los recursos naturales o registrar la evolución de las concentraciones urbanas en algún territorio, solo por mencionar un par de ejemplos. La meta final debe ser la de generar sistemas de información geográfica, que proporcionen bases de datos históricas y sobre todo actualizadas que permitan a los que tienen en sus manos las decisiones, poder llevar a cabo su trabajo de una manera objetiva. Los satélites de percepción remota, tienen como función primordial la de obtener imágenes de la superficie terrestre y enviarlas a una estación para su posterior interpretación. A pesar de que lo anterior puede realizarse por medio de fotografía o video con barridos desde aeronaves, tal tarea resulta laboriosa y tardada cuando se trata de realizar estudios en áreas más extensas, ya que es impráctico llevarla a cabo con estas técnicas. Estos mismos servicios de percepción remota satelital son ofrecidos por algunos gobiernos y empresas y vendidos a quienes así lo solicitan. Sin embargo, su utilización en los países en vías de desarrollo no siempre es frecuente, debido al alto costo del servicio. Es por ello que se han enfocado algunos esfuerzos en nuestro país para desarrollar este tipo de satélites y poder ser beneficiarios de esta tecnología, al ser poseedores de un sistema de percepción remota satelital propio.

1.1.1. Requisitos de apuntamiento.

Los sistemas de control de orientación amplían significativamente la capacidad operativa de los satélites artificiales, al permitir: la reducción del tamaño de antenas (en tierra y a bordo), el apuntamiento continuo hacia la tierra o el espacio y mayor energía disponible a bordo, entre otras.

Para el caso específico de nuestro satélite pequeño de percepción remota, estamos hablando de un sistema de orientación con una capacidad de apuntamiento de 0.1 grados en los tres ejes ortogonales, fijos al cuerpo del satélite. Es un satélite de órbita baja, cercana a la polar, de aproximadamente 760 km de altura, con una masa de 50 Kg y con un arreglo de sensores CCD (dispositivo de carga acoplada de sus siglas en inglés: Charge Coupled Device) para adquisición de imágenes en el visible (parte del espectro electromagnético detectada por el ser humano), así como algunas bandas con menor intervalo espectral (imágenes multispectrales) con una resolución de 30 metros en el piso (tamaño mínimo de objeto que puede ser discriminado por el sistema de adquisición de imágenes) [5].

Si consideramos que la percepción remota exige un apuntamiento continuo y estable hacia la superficie de la tierra, para lograr la obtención de imágenes útiles, la desviación angular en cualquiera de los ejes afectaría a la imagen recogida por la cámara. No obstante, las aplicaciones en percepción remota tienen rigurosos requisitos adicionales: deben contar con unidades de procesamiento de imágenes a bordo y efectuar la comunicación a altas tasas de transmisión de datos para enviarlas a tierra.

1.2.- CONTROL DE ORIENTACIÓN DE SATÉLITES PEQUEÑOS.

El control de orientación es el proceso de lograr y mantener una orientación en el espacio. Una maniobra de control es el proceso de reorientación de la nave de una orientación a otra. La estabilización de la orientación es el proceso de mantener una orientación relativa existente, con respecto a algún sistema de referencia externo. Este sistema de referencia puede ser cualquiera inercialmente fijo o puede encontrarse rotando lentamente, como en el caso de los satélites orientados hacia a la Tierra. En general, un sistema de control de orientación residente a bordo del satélite, consta de tres elementos básicos: sensores de orientación, algoritmos programados en la computadora de a bordo y actuadores. Los sensores de orientación detectan la ubicación de un objetivo de referencia como puede ser el sol, la tierra o el campo magnético terrestre. El algoritmo de control determina cuando el control es requerido, qué fuerzas son necesarios aplicar y el modo como éstos serán generados[2]. Los actuadores son los mecanismos que suministran los pares de control.

Existen dos técnicas utilizadas de manera regular en el control de orientación y estabilización, que son: el control pasivo y el activo; a continuación se presenta una breve descripción de éstos, haciendo énfasis en la estabilización en tres ejes, ya que éste es el tipo de estabilización desarrollada para este trabajo de tesis.

1.2.1. Control Pasivo.

Las técnicas de estabilización pasivas recurren a fenómenos físicos básicos, aprovechando las fuerzas que ocurren de manera natural en el entorno de la nave, diseñando ésta para mejorar o aumentar el efecto de una de ellas, mientras se reducen

las otras. No cuentan con ninguno de los tres elementos básicos de un sistema de control. Se mueven como una nave a la deriva.

Una nave diseñada para operar con control pasivo no siempre garantiza una adecuada estabilidad, ya que el medio ambiente y otras causas internas pueden inducir variaciones indeseables en la orientación del vehículo. Dentro del control pasivo se encuentran los siguientes métodos:

1.2.1.1. Gradiente gravitacional.

El campo gravitacional terrestre es un medio efectivo para estabilizar satélites en órbita baja, ya que las naves tienden a mantener su orientación, situando su eje de mínima inercia en una posición vertical. Las fuerzas de gravitación diferencial actúan en una nave asimétrica y la forzan por su eje menor (eje de mínimo momento de inercia) a alinearse de manera perpendicular al gradiente equipotencial. Esta propiedad puede ser utilizada cuando se necesite un apuntamiento constante hacia nadir o cenit de algún instrumento o antena. La manera de producir las condiciones inerciales apropiadas para un sistema orientado por gradiente gravitacional, es mediante una extensión telescópica larga, con una masa de varios kilogramos en su parte final. La estabilización por gradiente gravitacional no necesita energía, ni la detección de la orientación, esto es particularmente favorable para satélites pequeños de bajo costo y peso, es muy útil para misiones muy largas y cuando los requisitos de precisión son holgados (10 a 20 grados). Esta técnica es en general, muy inflexible e imprecisa para la mayoría de las aplicaciones, ya que las oscilaciones que se producen, pueden tener tal magnitud que ocasionalmente pueden llegar incluso a invertir la nave. Esto ocurre debido a la excitación que provoca la radiación solar en la extensión telescópica, provocando resonancias de periodos largos (ver figura 1.1).

Debido a que los pares disponibles en el control por gradiente gravitacional, se decreentan con el inverso del cubo de la distancia desde la fuente gravitacional, estos sistemas son generalmente usados para misiones cerca de la tierra o de la luna, cuando es necesario que una cara del satélite se mantenga apuntando hacia el cuerpo central. Debido a la excentricidad de la órbita, el amortiguamiento y a los efectos térmicos de calentamiento, la exactitud máxima posible en el apuntamiento es de 4 a 8 grados.

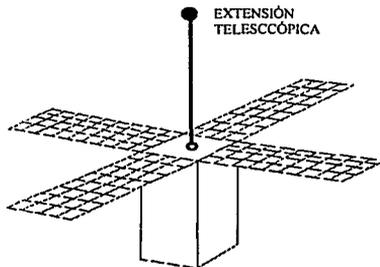


Figura 1. Satélite estabilizado con el método de gradiente gravitacional.

1.2.1.2. Gradiente gravitacional con amortiguamiento magnético.

Este método tiene como base el principio anterior, pero debido a que en la estabilización por gradiente gravitacional no existe la posibilidad de controlar las oscilaciones, entonces se incluye un amortiguamiento para contrarrestar dicho movimiento. Las oscilaciones se controlan con barras magnéticas, de esta manera es posible generar un amortiguamiento (pasando a un control activo), que por supuesto ofrece un mejor desempeño que el simple control por gradiente gravitacional, aunque debe notarse que con este método no es posible obtener estabilidad en el eje vertical; la nave puede rotar libremente alrededor de dicho eje. Cuando esta condición es inaceptable, la adición de una rueda inercial con su eje de rotación perpendicular al eje vertical de la nave, producirá una condición de estabilidad, es decir, con el momento angular de la rueda alineado a lo largo del vector normal a la órbita. Esta configuración nos proporciona una precisión en el apuntamiento de ± 3 grados. Véase la figura 1.2.

TESIS CON
FALLA DE ORIGEN

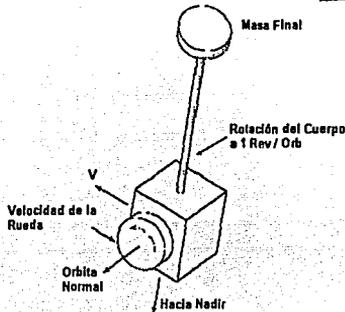


Figura 1.2 Sistema de estabilización por gradiente gravitacional y una rueda inercial en el eje normal a la órbita.

1.2.1.3.- Estabilización aerodinámica y por presión del viento solar.

Como en el caso del gradiente gravitacional, la existencia de la presión aerodinámica y aquella provocada por la radiación solar, posibilita su uso para el control de la nave. Aunque es cierto que en contadas misiones se han utilizado este tipo de controles

pasivos, los resultados no han sido satisfactorios, los esquemas han funcionado bien, pero ha sido necesario un intenso modelado y apoyo interactivo en tierra.

1.2.1.4. Estabilización por giro.

En la estabilización por giro, la rigidez o estabilidad giroscópica la proporciona el conjunto de todas y cada una de las partes que componen el cuerpo del satélite. Hay dos subconjuntos en esta clase; estabilización con giro sencillo y con doble giro. Cuando toda la nave gira alrededor del eje que tiene el momento de inercia principal, tenemos estabilización con giro sencillo. Su principal limitante es el no poder tener antenas parabólicas continuamente orientadas hacia la tierra, lo que implica usar antenas omnidireccionales, que tienen una ganancia muy baja. Por otro lado, esta limitación no existe en el caso del doble giro, donde la plataforma (bus) de la nave gira proporcionando la estabilidad giroscópica; mientras que las antenas, incluyendo en algunas ocasiones el equipo de comunicaciones como en los satélites Morelos, forman una plataforma estable que apunta hacia la tierra. Este tipo de estabilización por doble giro pronto dejará de utilizarse, por las desventajas en cuanto a energía disponible a bordo, ya que solo una porción del total de las celdas solares son iluminadas a la vez. En muchos casos de satélites estabilizados por giro, se utilizan conjuntos de bobinas magnéticas o sistemas de toberas para corregir la vertical, estos sistemas son indispensables para amortiguar o eliminar la nutación causada por el desbalanceo de la nave o por la elasticidad de la estructura de la misma. Esta adición de componentes nos coloca en sistemas de control activos.

Una nave estabilizada por giro, normalmente rota alrededor del eje principal mayor. El requerimiento básico para la estabilización por giro es que se cumpla:

$$\left| \int N dt \right| \ll |L|$$

donde L es el momentum angular de la nave, N es la suma de los pares perturbadores, Ndt es el cambio de momentum angular (debido a los mismos pares perturbadores) sobre un intervalo de tiempo dt y la integral es llevada a cabo en cualquier intervalo de tiempo, cuando sea requerida la estabilidad pasiva. La integral define el cambio de la orientación de la nave y la velocidad de giro. Si los pares perturbadores son cíclicos y el cambio máximo de orientación producido por ellos, es menor que los requisitos de apuntamiento de la misión; entonces no será necesario aplicar ninguna otra técnica de control, una vez que la orientación final ha sido alcanzada. Si los pares perturbadores manifiestan variaciones cíclicas o una tendencia secular que sobrepase las restricciones en la orientación, entonces se hace necesario un sistema de control activo para ajustar periódicamente la orientación y la velocidad de giro.

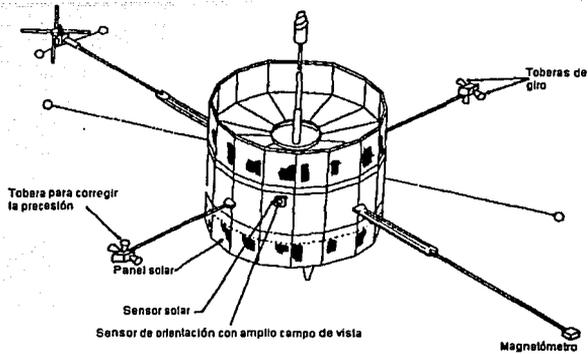


Figura 1.3 Ejemplo de un satélite estabilizado por giro.

1.2.2. Control Activo.

En los párrafos anteriores se hace notar que el control de estabilización pasivo está muy limitado en cuanto a precisión, además de presentar problemas de oscilaciones y lentitud de respuesta, por lo que cuando se necesita una mayor precisión, es necesario recurrir al control activo. En general, los métodos de control activo son más exactos, más rápidos y flexibles y pueden ajustarse de acuerdo a las necesidades de la misión. Sin embargo, este tipo de control típicamente requiere de una fuente de energía, lógica de control compleja, una computadora de a bordo, supervisión desde tierra y en algunos casos, el uso de combustible de la propia nave, lo que limita su tiempo de vida útil. Dentro de las técnicas de control activo se mencionan las siguientes:

1.2.2.1. Ruedas inerciales.

La utilización de ruedas inerciales como actuadores en un satélite pequeño, posibilitan un apuntamiento muy fino durante todo el tiempo que dure la misión y permiten disponer de pares correctivos importantes; particularmente útiles en el momento en que el satélite se separa del cohete portador, ya que puede tener un giro no deseado o inclusive puede salir dando tumbos. También son de gran utilidad cuando es necesario llevar a cabo maniobras de apuntamiento sobre algún lugar específico. Tienen el inconveniente de ser costosas, masivas y de presentar el problema de desgaste en los baleros, lo que limita hasta cierto punto su tiempo de vida; aunque como veremos mas adelante, son dispositivos indispensables cuando es necesario contar con una capacidad de apuntamiento del orden de una décima de grado o menos, como es el caso de los satélites de percepción remota [3]. Durante la operación normal de las ruedas inerciales, éstas van incrementando la cantidad de momentum angular (cantidad de movimiento), por lo que es necesario contar con un sistema que sea capaz de disipar esta energía acumulada. Un conjunto de bobinas magnéticas es un medio muy conveniente para

efectuar el trabajo de desaturación, además de que en sí mismo constituye un sistema de control de orientación de respaldo, aunque no proporciona la precisión ni la rapidez de un sistema de ruedas inerciales [4].

En el capítulo 3, se muestra una tabla donde se describen de manera sintetizada algunas características como: masa, energía, tiempo de vida y precisión, de nuestro sistema de control basado en ruedas inerciales y bobinas magnéticas, con la finalidad de tener una comparación objetiva entre las diferentes configuraciones.

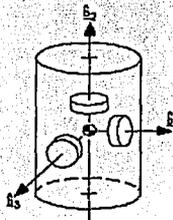


Figura 1.4 Ruedas de reacción en un satélite estabilizado en tres ejes.

Los sistemas de estabilización con ruedas inerciales son usados para mantener la orientación por intercambio de momentum entre la nave y las ruedas. Cuando un par perturbador actúa en la nave a lo largo de uno de sus ejes, la rueda reacciona, absorbiendo el par y manteniendo la orientación. La velocidad de la rueda se incrementa o se decrecienta para mantener una orientación constante. Durante un periodo completo, cuando ocurren pares cíclicos, la velocidad de la rueda permanece constante. Los pares seculares que actúan en la nave causan que la velocidad de la rueda inercial, se incremente o se decrecienta monotónicamente hasta que su velocidad se mueva fuera de sus límites operativos. Un dispositivo para intercambio de momentum (i.e. bobinas magnéticas, toberas o pares proporcionados por gradiente gravitacional) debe ser usado para restaurar la velocidad de la rueda a su valor de operación nominal. El límite superior de operación de una rueda inercial es llamado el **límite de saturación**.

1.2.2.2. Bobinas magnéticas.

Los sistemas de control con bobinas magnéticas, pueden ser utilizados de manera efectiva para llevar a cabo maniobras de apuntamiento y de control de estabilización, en todas las órbitas; incluyendo las geosíncronas (36,000 km). Los sistemas de control magnético son relativamente sencillos, de bajo peso, no requieren de partes móviles, de sensores sofisticados, ni de consumibles a bordo de la nave. Esto hace que los pares magnéticos sean atractivos para aplicaciones espaciales, sin embargo, estos proporcionan pares poco significativos, lo que restringe la cantidad y la rapidez de las maniobras, ya que su operación depende del valor de las componentes vectoriales del campo magnético en el lugar de la órbita donde se realiza la maniobra. Los dos tipos o

tendencias principales de utilización de bobinas magnéticas en satélites pequeños son aquellas enrolladas alrededor de la superficie del cuerpo del satélite, que podemos considerar como bobinas de núcleo de "aire" y una segunda opción de bobinas con núcleo ferromagnético de forma tubular. Las de núcleo ferromagnético son compactas, proporcionan un par suficiente para realizar maniobras de reorientación y desaturación, mientras que para las primeras se considera su montaje muy delicado y poco práctico, debido a que las pruebas de integración y pruebas de funcionamiento exigen un número importante de maniobras de ensamble y desensamble.

Para satélites estabilizados por giro, las bobinas magnéticas pueden ser montadas alrededor o de manera perpendicular al eje de giro. Las bobinas colocadas en el eje de giro, pueden ser usadas solamente para reorientación, debido a que los pares no se pueden aplicar a lo largo de dicho eje, mientras que las bobinas con su dipolo actuando en el plano de giro, pueden proveer re-orientación y control de la velocidad de giro. Los sistemas de control electromagnético cambian la polaridad y por lo tanto la dirección del control de la bobina para producir un par que provoque que la orientación cambie como se debe.

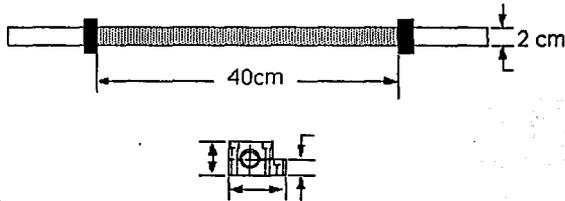


Figura 1.5 Las bobinas con núcleo ferromagnético sirven para evitar la saturación de las ruedas inerciales, o como un sistema de control de respaldo.

1.2.2.3. Toberas de reacción.

Las toberas de reacción son un medio muy común y efectivo para el control de orientación de naves espaciales, debido a que pueden ejercer fuerzas de control grandes [20]. Por otro lado, como desventajas de este tipo de dispositivos podemos mencionar su limitado tiempo de duración, debido a la utilización de fluidos consumibles, hidrazina o nitrógeno a presión. Otra limitante, es el hecho de no poder utilizarlas dentro de un esquema de control proporcional, ya que su operación es totalmente abierta o cerrada (operación ON/OFF), sin embargo, con la aplicación de trenes de pulsos de duración variable (PWM) si es posible lograrlo, o también mediante el uso combinado de algunas toberas. No es aceptable tener una sola tobera trabajando en cada eje de control, ya que una falla significa la pérdida total de control en dicho eje. La necesidad de redundancia implica el duplicar válvulas, toberas y conexiones, con el consiguiente aumento en peso y complejidad en el control. Este tipo de sistemas está totalmente descartado por nosotros

para su utilización en satélites pequeños cuyo propósito sea el de realizar percepción remota.

1.2.3 Control de orientación en tres ejes para un satélite pequeño.

Debido a que el objetivo general del proyecto denominado satélite de percepción remota, que se lleva a cabo en el Laboratorio de Instrumentación Espacial del Centro de Instrumentos de la UNAM, es el de adquirir imágenes con resolución cercana a los 30 metros en el piso. Para poder cumplir con este requisito es necesario, como se ha podido ver en los párrafos anteriores, lograr una precisión en el apuntamiento del orden de una décima de grado. Esto sólo es posible si se implementa un control activo basado en un conjunto de ruedas inerciales, por esta razón en esta tesis nos dedicamos a resolver esta tarea.

1.3. EJES DE REFERENCIA Y DETECCIÓN DE ORIENTACIÓN

La orientación de un satélite esta dada por tres ejes de rotación llamados: de rotación, de guiñada y de cabeceo. La denominación de estos ejes son análogos a los utilizados en aviación y los describimos de la siguiente manera: El eje de rotación es paralelo al vector velocidad de la nave, el eje de guiñada es paralelo al vector que une el centro de masa del satélite con el centro de la tierra y el eje de cabeceo es perpendicular a los anteriores para formar así un sistema de tres ejes ortogonales.

El eje de rotación, se encuentra localizado de manera axial al vector velocidad, es decir, se encuentra sobre la trayectoria orbital, como se muestra en la figura 1.6.

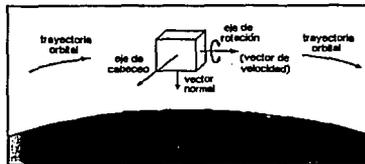


Figura 1.6 Definición del eje de rotación.

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. Este eje gira perpendicularmente al plano o la cara del satélite que apunta hacia la tierra. Esto se ilustra en la figura 1.7

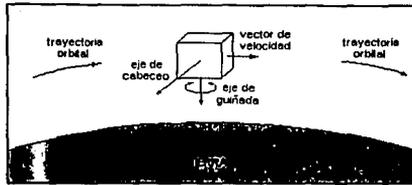


Figura 1.7 Definición del eje de guiñada.

El eje de cabeceo se encuentra ubicado de manera ortogonal a los ejes de rotación y de guiñada, para formar un sistema ortogonal. De esta forma podemos ilustrar el eje de cabeceo en la figura 1.8

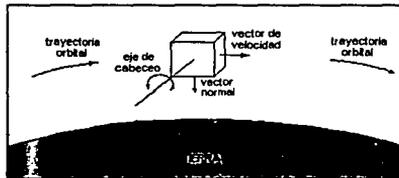


Figura 1.8 Definición del eje de cabeceo

1.3.1. Detección de orientación.

De acuerdo con los ejes de referencia, descritos en la sección anterior, se determina la orientación de un satélite.

Para conocer la posición de un cuerpo rígido en todo momento, utilizando las ecuaciones de Euler, es necesario conocer tanto la **posición** como la **velocidad** de los tres ejes de rotación. Por lo tanto, para conocer la orientación de nuestro satélite en todo momento, es necesario conocer las lecturas proporcionadas por diferentes sensores, colocados en los ejes ortogonales fijos al cuerpo del satélite. Los sensores de posición pueden ser: de sol, de tierra, de estrellas y magnetómetros. Los sensores de velocidad son generalmente giróscopos (rate gyros), aunque es posible obtener también las velocidades a partir de la integración de señales provenientes de acelerómetros, o de la derivación de las señales de posición, así como también es posible obtener posiciones a partir de la integración de velocidades angulares, etc.. Aunque hay que tomar en cuenta que al llevar a cabo este tipo de transformaciones, se incurre en errores por los métodos numéricos utilizados en las computadoras digitales (dígitos truncados), por lo que es mas aconsejable llevar a cabo las mediciones con los sensores mas adecuados[5].

Una vez obtenida la información de los sensores para conocer la orientación del satélite, es necesario adecuar los niveles de voltaje de dichas señales para poder enviarlas a un microcontrolador para ser procesadas digitalmente, convirtiéndolas (en la mayoría de los casos) de señales analógicas, a digitales. Posterior a este procedimiento, se lleva a cabo un filtrado para eliminación de ruido y finalmente el cálculo de la desviación en grados de cada uno de los ejes. A un nivel de voltaje (o corriente, convertido a nivel de voltaje) le corresponde un valor de desviación en grados, en el eje de referencia correspondiente.

El proceso de filtrado es muy importante, ya que no debemos olvidar que este tipo de sistemas funciona bajo las condiciones extremas del medio ambiente orbital, donde existen gradientes de temperatura de 90° a 120° C, radiación ionizante, vacío y viento solar. Además pueden existir perturbaciones internas o ruido generado por corrientes inducidas que pueden afectar las lecturas entre el valor de desviación leído y el valor real.

1.4 FUERZAS PERTURBADORAS.

Las perturbaciones en una nave espacial se deben a pares producidos con su interacción con el medio ambiente (arrastre aerodinámico, gradiente gravitacional, presión por viento solar, etc.), o debido a pares internos involuntarios (despliegue de antenas, desplazamiento de cubiertas de lentes, etc); y ya que éstos no pueden ser totalmente eliminados, es necesario contar con algún tipo de sistema de control de orientación para contrarrestar sus efectos [2].

La operación en órbita de cualquier nave esta sujeta a numerosas fuerzas, que si no actúan sobre el centro de la masa de ésta, entonces estarán produciendo pares perturbadores, su compensación o minimización es tarea del sistema de detección de orientación y control de estabilización.

La influencia del arrastre atmosférico es muy importante para todas las naves o vehículos en órbita baja alrededor de la tierra, tanto por su control de orientación, como para establecer su dinámica orbital. Dichos vehículos eventualmente re-entrarán a la atmósfera debido al efecto acumulativo del arrastre, a menos que estén provistos de un sistema de propulsión a bordo, para reposicionamiento periódico. Bajo estas condiciones la vida útil de la nave depende de su masa y sus propiedades aerodinámicas, de su orientación orbital y su excentricidad, de la densidad atmosférica y de la cantidad de combustible para mantenerse en órbita. Esta misma fuerza de arrastre producirá, en general, un par perturbador en la nave debido a cualquier corrimiento entre el centro aerodinámico de presión y el centro de masa. Es importante notar que este vector de presión variará con la orientación de la nave y con su estado operacional (v.g. la posición de los colectores solares y antenas, o la presión en los tanques de gas frío, etc.).

Los campos gravitacionales ejercen gran influencia en las naves que se encuentran orbitando en sus inmediaciones, un objeto en órbita experimentará una mayor atracción en su parte más baja que en su parte más alta, esta diferencia de atracción, si se aplica

a un cuerpo con momentos de inercia desiguales, producirá un par que tiende a rotar el objeto hasta alinear su eje mayor (el de mínima inercia, i.e. $I_x \ll I_y$) con la vertical local. Una vez dentro de este estado de equilibrio, y bajo cualquier perturbación, se produce un par restaurador hacia la posición vertical, causando una oscilación.

En ciertas órbitas terrestres, de interés específico para algunas misiones, la presión producida sobre la nave por el viento solar ejerce una fuerza perturbadora que puede ser del orden del arrastre atmosférico. La presión producida por el viento solar es esencialmente diferente al arrastre atmosférico ya que (para un satélite simétrico), la fuerza que se produce es en la dirección antisolar, en lugar de ser siempre opuesta al vector velocidad de la nave. El efecto promedio resultante puede ser, para varias órbitas, cercano a cero, aunque dicho efecto no se limita a variar la excentricidad como en el arrastre aerodinámico. Dependiendo de la órbita, de la orientación y de las propiedades de simetría, es posible que sucedan cambios en cualquiera de los elementos de la órbita de la nave.

Los efectos que se han mencionado hasta ahora, implican un intercambio de momentum entre la nave y su medio ambiente, como resultado de la aplicación de pares perturbadores. Además de las fuerzas perturbadoras producidas por agentes externos, existe una gran variedad de otras fuentes de desviación de la orientación generadas internamente en el transcurso de las operaciones normales de la nave. El sistema de detección y control de orientación se concentra en ambos pares.

1.5 MODELADO.

Para poder llevar a cabo la simulación del comportamiento del sistema de control activo basado en ruedas inerciales y bobinas magnéticas, es necesario contar con los modelos matemáticos que describen el comportamiento tanto del satélite, como de cada uno de los componentes.

Una de las tareas más importantes y a la vez más difíciles de cualquier proceso que se va a controlar es la de obtener un modelo matemático adecuado. Obviamente, el proceso de control será tan bueno como lo sea el modelo utilizado. Algunas simplificaciones como el suponer que existe un alineamiento preciso de los ejes de referencia y la utilización de sensores y actuadores ideales, no comprometen de manera significativa ni la naturaleza conceptual, ni la implementación del sistema de control [7]. Los modelos matemáticos que se presentan en el siguiente capítulo cumplen con los requisitos para llevar a cabo la verificación y validación del sistema de control. Las pruebas de simulación no se llevaron a cabo por salir del alcance de esta tesis.

En lo consiguiente nos vamos a enfocar al cálculo de la dinámica del satélite mediante la utilización de la ecuaciones de Euler, para obtener las velocidades angulares del satélite en coordenadas fijas al cuerpo del propio satélite. Se calculará la matriz de rotación para transformar vectores referidos al cuerpo del satélite a vectores referidos a un marco fijo o inercial.

1.5.1. Modelo dinámico del satélite.

Para el modelado dinámico de la nave; además de las simplificaciones mencionadas en la sección anterior, también supondremos que los momentos de inercia principales pueden ser determinados de manera precisa y pueden ser posicionados de tal manera que los pares de control, puedan ser aplicados precisamente alrededor de cada uno de los ejes principales de inercia. La dinámica de la nave está dada por la ecuación 1.1[21]:

$$\frac{d\vec{H}}{dt} = \vec{\omega} \times \vec{H} = \vec{T}_d - T_c \quad (1.1)$$

donde $\vec{H} = I\vec{\omega} + h$, $\vec{\omega}_b = \vec{\omega} - \omega_o$

| | | | |
|-------------|---|----------------|---|
| \vec{H} | momentum total [Kg m ² /s] | $\vec{\omega}$ | velocidad angular de la nave [s ⁻¹] |
| \vec{h} | momentum de las ruedas [Kg m ² /s ²] | I | matriz de inercia de la nave [Kg m ²] |
| \vec{T}_d | par perturbador [N m] | \vec{T}_c | par de control [N m] |
| ω_o | velocidad angular orbital [s ⁻¹] | | |

Las ecuaciones que describen la dinámica de un cuerpo rígido; tanto de traslación como de rotación se muestran en el siguiente capítulo.

CAPÍTULO 2

MODELADO.

Para poder llevar a cabo el control de orientación de satélites pequeños, objetivo principal de este trabajo, es absolutamente necesario hacer un modelado suficientemente adecuado del mismo. Existe por supuesto un compromiso entre utilizar un modelo simple y uno que incluya la dinámica de orden superior, que está presente en todo momento, pero que en ocasiones no es significativa. El satélite será modelado haciendo las siguientes consideraciones: será tratado como un cuerpo rígido, se considera que los momentos de inercia principales pueden ser determinados de manera precisa y pueden ser posicionados de tal manera que los pares de control, puedan ser aplicados precisamente alrededor de cada uno de los ejes principales de inercia. Estas consideraciones simplifican bastante el modelado, como se verá mas adelante.

2.1.- REPRESENTACIÓN DE LA ORIENTACIÓN (PARAMETRIZACIÓN).

Antes de presentar el desarrollo del modelo de cuerpo rígido del satélite, se darán una serie de definiciones y se hará una breve reseña de las diferentes representaciones o parametrizaciones que es posible utilizar para determinar la orientación de un cuerpo rígido:

Cuerpo rígido.

Un sistema de partículas en el cual, la distancia entre cualquier par de partículas no cambia, sin importar las fuerzas que actúen en él, se llama cuerpo rígido.

Traslaciones y rotaciones.

Un desplazamiento en un cuerpo rígido es un cambio de una posición a otra. Si durante el desplazamiento todos los puntos del cuerpo en alguna línea permanecen fijos, entonces el desplazamiento es llamado una rotación alrededor de dicha línea. Si durante el desplazamiento todos los puntos del cuerpo rígido se mueven en líneas paralelas con respecto a las demás, entonces el desplazamiento es llamado traslación.

Teorema de Euler.

La rotación de un cuerpo rígido alrededor de un punto fijo, es equivalente a una rotación alrededor de una línea que pasa a través de dicho punto.

La línea a la que se refiere este teorema, se llama: eje de rotación instantánea.

Cosenos directores.

Cualquier vector A puede ser expresado como:

$$A = A(\cos \alpha \mathbf{i} + \cos \beta \mathbf{j} + \cos \gamma \mathbf{k})$$

donde α , β , γ son los ángulos que forma A con los ejes \mathbf{i} , \mathbf{j} , \mathbf{k} respectivamente y $\cos \alpha$, $\cos \beta$, $\cos \gamma$ son conocidos como los cosenos directores de A

2.1.1. Matriz de orientación.

Para poder determinar la orientación en tres ejes de una nave, es necesario llevar a cabo una transformación para pasar de un sistema de coordenadas fijo al cuerpo del satélite a un sistema de coordenadas inercial. Consideremos un cuerpo rígido, asumamos que existe una terna de vectores unitarios $\vec{u}, \vec{v}, \vec{w}$ ortogonales, fijos al cuerpo del satélite, de tal manera que:

$$\vec{u} \times \vec{v} = \vec{w}$$

El problema básico es el de poder especificar la orientación de esta terna, o sea, del satélite, con respecto a algún marco de referencia fijo o inercial. Ver figura 2.1

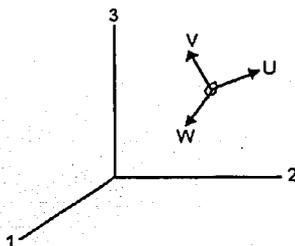


Figura 2.1 El problema fundamental de la parametrización de la orientación en tres ejes, es el de poder especificar la orientación de los ejes de la nave $\vec{u}, \vec{v}, \vec{w}$ en el marco de referencia 1,2,3.

Es claro que si podemos especificar las componentes de $\vec{u}, \vec{v}, \vec{w}$; a lo largo de los tres ejes del marco de coordenadas 1,2,3 entonces tendremos la orientación completamente especificada. Para esto necesitamos nueve parámetros, que pueden ser vistos como los elementos de una matriz A de 3x3, llamada *matriz de orientación*:

$$A \equiv \begin{bmatrix} u_1 & u_2 & u_3 \\ v_1 & v_2 & v_3 \\ w_1 & w_2 & w_3 \end{bmatrix}$$

donde:

$\vec{u} = (u_1, u_2, u_3)^T$, $\vec{v} = (v_1, v_2, v_3)^T$, $\vec{w} = (w_1, w_2, w_3)^T$. Cada uno de estos elementos es el coseno del ángulo entre un vector unitario fijo al satélite y uno de los ejes de referencia; u_1 por ejemplo, es el coseno del ángulo formado entre \vec{u} y el eje inercial 1. Es por esta razón que a la matriz A, algunas veces se le llama matriz de cosenos directores. Los

elementos de esta matriz no son todos independientes, por ejemplo, el hecho de que \vec{u} sea un vector unitario, implica que:

$$u_1^2 + u_2^2 + u_3^2 = 1$$

y la ortogonalidad entre \vec{u} y \vec{v} , quiere decir que:

$$u_1 v_1 + u_2 v_2 + u_3 v_3 = 0$$

Todas estas relaciones pueden resumirse con la siguiente igualdad: el producto de A por su transpuesta, es la matriz identidad.

$$A A^T = 1$$

Esto quiere decir que A es una matriz ortogonal real. La definición del determinante de A es:

$$\det A = \vec{u} \cdot (\vec{v} \times \vec{w})$$

El hecho de que los vectores $\vec{u}, \vec{v}, \vec{w}$ formen una terna ortogonal (en el sentido positivo), quiere decir que $\det A = 1$. Entonces, A es una matriz ortogonal real propia.

La matriz de cosenos directores es una transformación de coordenadas que mapea vectores desde el marco de referencia inercial, hacia el marco fijo al cuerpo del satélite.

Esto quiere decir que si \vec{a} es un vector con componentes a_1, a_2, a_3 localizado a lo largo de los ejes de referencia, entonces:

$$A \vec{a} = \begin{bmatrix} u_1 & u_2 & u_3 \\ v_1 & v_2 & v_3 \\ w_1 & w_2 & w_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_1 \\ a_2 \\ a_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \vec{u} \cdot \vec{a} \\ \vec{v} \cdot \vec{a} \\ \vec{w} \cdot \vec{a} \end{bmatrix} \equiv \begin{bmatrix} a_u \\ a_v \\ a_w \end{bmatrix}$$

Los componentes de $A \vec{a}$ son los componentes del vector \vec{a} a lo largo de la terna $\vec{u}, \vec{v}, \vec{w}$ fija al satélite. Una transformación de una matriz ortogonal real propia, conserva las longitudes de los vectores y los ángulos entre ellos. Esto significa que puede representar una *rotación*. El producto de dos matrices ortogonales reales propias $A'' = A' A$ representa los resultados de rotaciones sucesivas, primero por A y luego por A', en ese orden. Debido a que la transpuesta y la inversa de una matriz ortogonal son idénticas, A^T mapea los vectores fijos al cuerpo del satélite, hacia el marco de referencia inercial.

También existe el hecho de que una matriz de 3×3 ortogonal real propia, tiene por lo menos un vector característico, cuyo valor característico es la unidad. Esto quiere decir que existe un vector unitario \vec{e} , que permanece inalterado al ser premultiplicado por A tal que:

$$A\vec{e} = \vec{e}$$

El vector \vec{e} tiene las mismas componentes a lo largo de los ejes del satélite y a lo largo de los ejes de referencia. Entonces \vec{e} es un vector que se encuentra a lo largo del eje de rotación. La existencia de \vec{e} demuestra el teorema de Euler, que aquí volvemos a mencionar: *La rotación de un cuerpo rígido alrededor de un punto fijo, es equivalente a una rotación alrededor de una línea que pasa a través de dicho punto.*

2.1.2. Diferentes parametrizaciones.

Nosotros vemos a la matriz de cosenos directores como una cantidad fundamental que nos especifica la orientación de un cuerpo rígido. Sin embargo, algunas otras parametrizaciones, que se resumen en la tabla 2.1, pueden ser más convenientes dependiendo de la aplicación. En todos los casos, siempre relacionaremos los parámetros involucrados, con la matriz de cosenos directores.

Los parámetros simétricos de Euler (cuaterniones) nos proporcionan una representación muy conveniente de la orientación. Son más compactos que la matriz de cosenos directores, debido a que sólo se necesitan cuatro en lugar de nueve parámetros. Son más convenientes incluso que la parametrización de Ejes y Ángulo de Euler (y que los ángulos de Euler que se verán mas adelante) debido a que la expresión para la matriz de cosenos directores en términos de los parámetros simétricos de Euler, no involucra funciones trigonométricas, lo que implica realizar operaciones tardadas. Otra ventaja de los parámetros simétricos de Euler, es la relativa facilidad de combinarlos para describir dos rotaciones individuales.

Después de las discusiones anteriores, es claro que para especificar la orientación de un cuerpo rígido en el espacio, es necesario contar con tres parámetros independientes, es decir, las tres rotaciones que lo llevaron a esa posición en particular. La parametrización con un mínimo de componentes es la que proporciona el vector de Gibbs. Otra clase de parametrización, en términos de tres ángulos de rotación, es comúnmente conocida como *ángulos de Euler*. Esta representación no es tan conveniente desde el punto de vista de los cálculos numéricos, como los parámetros simétricos de Euler, sin embargo, su representación geométrica es muy fácil de visualizar, por lo menos cuando las rotaciones son pequeñas. Es útil para el análisis, especialmente para encontrar soluciones cerradas para las ecuaciones de movimiento, en algunos casos simples. Los *ángulos de Euler* son también muy utilizados para el control de orientación en naves estabilizadas en tres ejes, en el caso de que se utilicen aproximaciones de ángulos pequeños.

Tabla 2.1 Representaciones alternativas de la orientación en tres ejes.

| Parametrización | Notación | Ventajas | Desventajas | Aplicaciones más comunes. |
|--|--------------------------|--|---|---|
| Matriz de cosenos directores | $A=[A_{ij}]$ | No existen singularidades ni funciones trigonométricas. La regla de productos es muy adecuada para representar rotaciones sucesivas. | Seis parámetros redundantes. | En el análisis para transformar vectores de un marco de referencia a otro. |
| Ejes de Euler/ángulo de Euler | e, ϕ | Clara representación física. | Un parámetro redundante. Un eje indefinido cuando $\phi = 0$. Funciones trigonométricas. | Comando de maniobras de orientación. |
| Parámetros simétricos de Euler (quaterniones). | q_1, q_2, q_3, q_4 (q) | No tiene singularidades. No tiene funciones trigonométricas. La regla de productos es muy adecuada para representar rotaciones sucesiva. | Un parámetro redundante. No hay una interpretación física obvia. | Navegación inercial a bordo. |
| Vector de Gibbs | g | No tiene parámetros redundantes. No tiene funciones trigonométricas. La regla de productos es muy adecuada para representar rotaciones sucesiva. | Valor infinito para una rotación de 180° | Estudios analíticos. |
| Ángulos de Euler. | ϕ, θ, ψ | No tiene parámetros redundantes. La interpretación física es clara en algunos casos. | Tiene funciones trigonométricas. Singularidades con algunos valores de θ . La regla de productos no es adecuada para representar rotaciones sucesivas. | Estudios analíticos. Entrada/ Salida. Control de orientación a bordo en naves estabilizadas en tres ejes. |

2.2.- MODELO DE CUERPO RÍGIDO DE UN SATÉLITE, UTILIZANDO LAS ECUACIONES DE EULER.

No obstante que estrictamente hablando los cuerpos reales no son rígidos, la mayor parte de la dinámica de la orientación de la nave recae en la dinámica de cuerpos rígidos, y muchos aspectos del comportamiento que se observa en la orientación de las naves espaciales en órbita, puede ser explicado adecuadamente basándonos en esta suposición.

2.2.1. Ecuaciones de Euler y ángulos de orientación.

Las ecuaciones de Euler para determinar la orientación de un cuerpo rígido, pueden ser escritas de la siguiente manera [15]:

$$M_1 = A\dot{\omega}_1 + (C - B)\omega_2\omega_3$$

$$M_2 = B\dot{\omega}_2 + (A - C)\omega_1\omega_3 \quad (2.1)$$

$$M_3 = C\dot{\omega}_3 + (B - A)\omega_1\omega_2$$

Donde M_1 , M_2 y M_3 son los momentos externos alrededor de los ejes principales; A , B , y C son los momentos de inercia principales, y ω_1 , ω_2 , y ω_3 son las velocidades angulares alrededor de los ejes principales.

Las ecuaciones de Euler están basadas en ejes fijos al cuerpo. Para poder visualizar el movimiento descrito por estas ecuaciones, en un sistema de coordenadas inercial, un juego de ángulos de rotación o de orientación debe aplicarse a las ecuaciones. Existen varias alternativas, como ya hemos visto, sin embargo, hemos considerado más apropiados para esta aplicación, los ángulos de Euler. Éstos a su vez tienen 12 opciones de secuencia de rotación (313, 212, 121, 323, 232, 131, 312, 213, 123, 321, 231 y 132) es necesario seleccionar aquella que no presente singularidades en la posición horizontal, que es precisamente la orientación más probable del satélite en su apuntamiento continuo hacia la tierra. Debemos probar una determinada secuencia y si muestra singularidades, entonces probar con una diferente, lo que significa trasladar dicha singularidad a otra posición en la que no cause problemas. La secuencia 2-1-3 de: cabeceo, rotación y guiñada; la cual se muestran en la figura 2.2, ha sido seleccionada para esta aplicación.

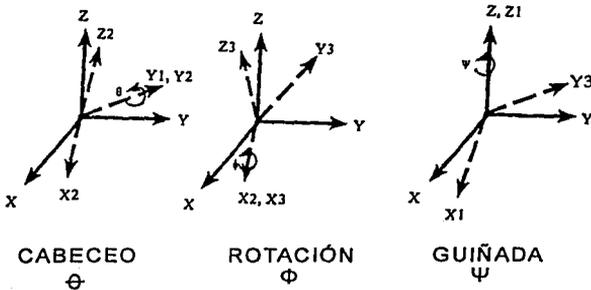


Figura 2.2 Definición de la secuencia de rotación 2-1-3 con los ángulos de: Cabeceo (θ), Rotación (ϕ) y Guiñada (ψ)

Este sistema tiene una singularidad cuando el ángulo de cabeceo es de 90 grados; sin embargo, debido a que las pruebas de detección y control de orientación serán llevadas a cabo en una plataforma con tres grados de libertad que simula un medio sin fricción [14], esta será una orientación imposible de obtener debido a la restricción que se tiene de ± 45 grados en los ejes de cabeceo y rotación, de esta manera es posible utilizar este sistema para esta aplicación. Enseguida determinaremos las ecuaciones que definen el comportamiento dinámico de la plataforma con base en los ángulos de cabeceo, rotación y guiñada [7].

2.2.2.- Desarrollo de las ecuaciones de movimiento.

Los ángulos de rotación alrededor de los tres ejes ortogonales de referencia, inercialmente fijos al cuerpo del satélite, están definidos como:

$$\begin{aligned}\psi &= \text{guiñada} \\ \theta &= \text{cabeceo} \\ \phi &= \text{rotación}\end{aligned}$$

Para un sistema de coordenadas fijo al satélite, la velocidad angular alrededor de cada eje puede describirse de la siguiente manera:

$$\begin{aligned}\omega_1 &= \dot{\phi} - \dot{\psi} \sin \theta \\ \omega_2 &= \dot{\theta} \cos \phi + \dot{\psi} \cos \theta \sin \phi \\ \omega_3 &= -\dot{\theta} \sin \phi + \dot{\psi} \cos \theta \cos \phi\end{aligned}\tag{2.2}$$

Derivando con respecto al tiempo cada una de estas componentes de la velocidad angular, tenemos:

$$\begin{aligned}\dot{\omega}_1 &= \ddot{\phi} - \ddot{\psi} \sin \theta - \dot{\psi} \dot{\theta} \cos \theta \\ \dot{\omega}_2 &= \ddot{\theta} \cos \phi - \dot{\theta} \dot{\phi} \sin \phi + \ddot{\psi} \cos \theta \sin \phi + \dot{\psi} (\dot{\phi} \cos \theta \cos \phi - \dot{\theta} \sin \theta \sin \phi) \\ \dot{\omega}_3 &= -\ddot{\theta} \sin \phi - \dot{\theta} \dot{\phi} \cos \phi + \ddot{\psi} \cos \theta \cos \phi - \dot{\psi} (\dot{\phi} \cos \theta \sin \phi + \dot{\theta} \sin \theta \cos \phi)\end{aligned}\tag{2.3}$$

Sustituyendo las derivadas con respecto al tiempo, de las componentes de la velocidad [ecuaciones (2.3)], en las ecuaciones de Euler (2.1), y despejando la segunda derivada de los ángulos de cabeceo, rotación y guiñada tenemos:

$$\ddot{\phi} = \ddot{\psi} \sin \theta + \dot{\psi} \dot{\theta} \cos \theta + \frac{1}{A} [(B-C)\omega_2 \omega_3 + M_1]$$

$$\ddot{\theta} = \frac{1}{\cos \phi} \left[-\ddot{\psi} \cos \theta \sin \phi + \dot{\theta} \dot{\phi} \sin \phi + \dot{\psi} (\dot{\theta} \sin \theta \sin \phi - \dot{\phi} \cos \theta \cos \phi) + \frac{1}{B} \{ (C-A)\omega_1 \omega_3 + M_2 \} \right]$$

$$\ddot{\psi} = \frac{1}{\cos \theta \cos \phi} \left[\ddot{\theta} \sin \phi + \dot{\theta} \dot{\phi} \cos \phi + \dot{\psi} (\dot{\theta} \sin \theta \cos \phi + \dot{\phi} \cos \theta \sin \phi) + \frac{1}{C} \{ (A-B)\omega_1 \omega_2 + M_3 \} \right]$$

(2.4)

Como puede verse, cada una de las derivadas de segundo orden, está en función de las demás variables, vamos a llevar a cabo una serie de sustituciones para que esto no ocurra, comenzaremos con la ecuación de cabeceo y luego seguiremos con las otras dos. Hagamos lo siguiente, designemos como:

$$\alpha = \dot{\theta} \dot{\phi} \sin \phi$$

$$\beta = \dot{\psi} (\dot{\theta} \sin \theta \sin \phi - \dot{\phi} \cos \theta \cos \phi)$$

$$\gamma = \dot{\theta} \dot{\phi} \cos \phi$$

$$\delta = \dot{\psi} (\dot{\theta} \sin \theta \cos \phi + \dot{\phi} \cos \theta \sin \phi)$$

$$\zeta = \frac{1}{B} [(C-A)\omega_1 \omega_3 + M_2]$$

$$\rho = \frac{1}{C} [(A-B)\omega_1 \omega_2 + M_3]$$

$$\eta = \frac{1}{A} [(B-C)\omega_2 \omega_3 + M_1] \quad (2.5)$$

y sustituyamos estas variables en (2.4); entonces tendremos:

$$\psi = \frac{1}{\cos \theta \cos \phi} [\dot{\theta} \sin \phi + \gamma + \delta + \rho] \quad (2.6)$$

$$\theta = \frac{1}{\cos \phi} [-\psi \cos \theta \operatorname{sen} \phi + \alpha + \beta + \zeta] \quad (2.7)$$

sustituimos (2.6) en (2.7)

$$\theta = \frac{1}{\cos \phi} \left[- \left\{ \frac{1}{\cos \phi \cos \theta} (\theta \operatorname{sen} \phi + \gamma + \delta + \rho) \right\} \cos \theta \operatorname{sen} \phi + \alpha + \beta + \zeta \right]$$

desarrollando la ecuación

$$\theta = \frac{1}{\cos \phi} \left[- \left\{ \frac{\operatorname{sen} \phi}{\cos \phi} (\theta \operatorname{sen} \phi + \gamma + \delta + \rho) \right\} + \alpha + \beta + \zeta \right]$$

$$\theta = - \frac{\operatorname{sen} \phi}{\cos^2 \phi} \left[(\theta \operatorname{sen} \phi + \gamma + \delta + \rho) + \frac{1}{\cos \phi} (\alpha + \beta + \zeta) \right]$$

$$\theta = - \frac{\operatorname{sen} \phi}{\cos^2 \phi} (\theta \operatorname{sen} \phi) - \frac{\operatorname{sen} \phi}{\cos^2 \phi} (\gamma + \delta + \rho) + \frac{1}{\cos \phi} (\alpha + \beta + \zeta)$$

$$\theta + \frac{\operatorname{sen}^2 \phi}{\cos^2 \phi} \theta = \frac{1}{\cos \phi} \left[- \frac{\operatorname{sen} \phi}{\cos \phi} (\gamma + \delta + \rho) + \alpha + \beta + \zeta \right]$$

$$\theta \left[1 + \frac{\operatorname{sen}^2 \phi}{\cos^2 \phi} \right] = \frac{1}{\cos \phi} \left[- \frac{\operatorname{sen} \phi}{\cos \phi} (\gamma + \delta + \rho) + \alpha + \beta + \zeta \right]$$

realizando la fracción nos queda

$$\theta \left[\frac{\cos^2 \phi + \operatorname{sen}^2 \phi}{\cos^2 \phi} \right] = \frac{1}{\cos \phi} \left[- \frac{\operatorname{sen} \phi}{\cos \phi} (\gamma + \delta + \rho) + \alpha + \beta + \zeta \right]$$

sustituyendo la identidad trigonométrica $\cos^2 \phi + \operatorname{sen}^2 \phi = 1$

$$\theta \left[\frac{1}{\cos^2 \phi} \right] = \frac{1}{\cos \phi} \left[- \frac{\operatorname{sen} \phi}{\cos \phi} (\gamma + \delta + \rho) + \alpha + \beta + \zeta \right]$$

$$\theta \left[\frac{1}{\cos^2 \phi} \right] = \frac{1}{\cos \phi} \left[- \frac{\operatorname{sen} \phi}{\cos \phi} (\gamma + \delta + \rho) + \frac{1}{\cos \phi} (\alpha + \beta + \zeta) \right]$$

$$\theta = \cos^2 \phi \left\{ \frac{1}{\cos \phi} \left(-\frac{\text{sen} \phi}{\cos \phi} \right) (\gamma + \delta + \rho) + \frac{1}{\cos \phi} (\alpha + \beta + \zeta) \right\}$$

finalmente la ecuación nos queda

$$\theta = -\text{sen} \phi (\gamma + \delta + \rho) + \cos \phi (\alpha + \beta + \zeta)$$

y regresando a las variables originales tenemos

$$\begin{aligned} \ddot{\theta} = \cos \phi \left\{ \dot{\theta} \dot{\phi} \text{sen} \phi + \dot{\psi} (\dot{\theta} \text{sen} \theta \text{sen} \phi - \dot{\phi} \cos \theta \cos \phi) + \frac{1}{B} [(C - A) \omega_1 \omega_3 + M_2] \right\} \\ - \text{sen} \phi \left\{ \dot{\theta} \dot{\phi} \cos \phi + \dot{\psi} (\dot{\theta} \text{sen} \theta \cos \phi + \dot{\phi} \cos \theta \text{sen} \phi) + \frac{1}{C} [(A - B) \omega_1 \omega_2 + M_3] \right\} \end{aligned} \quad (2.9)$$

De esta manera la ecuación 2.9 nos representa la segunda derivada de la desviación del ángulo de cabeceo. Procediendo de la misma manera se obtienen las otras dos ecuaciones, este desarrollo se muestra en el apéndice A.

Resumiendo: las ecuaciones de movimiento, en términos de los ángulos de cabeceo, rotación y guiñada, quedan descritas de la siguiente manera:

$$\ddot{\phi} = \ddot{\psi} \text{sen} \theta + \dot{\psi} \dot{\theta} \cos \theta + \frac{1}{A} [(B - C) \omega_2 \omega_3 + M_1] \quad (2.10a)$$

$$\begin{aligned} \ddot{\theta} = \cos \phi \left\{ \dot{\theta} \dot{\phi} \text{sen} \phi + \dot{\psi} (\dot{\theta} \text{sen} \theta \text{sen} \phi - \dot{\phi} \cos \theta \cos \phi) + \frac{1}{B} [(C - A) \omega_1 \omega_3 + M_2] \right\} \\ - \text{sen} \phi \left\{ \dot{\theta} \dot{\phi} \cos \phi + \dot{\psi} (\dot{\theta} \text{sen} \theta \cos \phi + \dot{\phi} \cos \theta \text{sen} \phi) + \frac{1}{C} [(A - B) \omega_1 \omega_2 + M_3] \right\} \end{aligned} \quad (2.10b)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{1}{\cos \theta \cos \phi} \left\{ \ddot{\theta} \text{sen} \phi + \dot{\theta} \dot{\phi} \cos \phi + \dot{\psi} (\text{sen} \theta \cos \phi + \dot{\phi} \cos \theta \text{sen} \phi) \right\} + \frac{1}{C} [(A - B) \omega_1 \omega_2 + M_3] \quad (2.10c)$$

Estas tres ecuaciones diferenciales nos describen la dinámica de un cuerpo rígido.

Cabe hacer notar que entre los sistemas de parametrización para representar los desplazamientos angulares y las velocidades para un cuerpo rígido; destacan los parámetros simétricos de Euler o cuaterniones, que son de tomar en consideración debido a que un cuarto parámetro, elimina las singularidades de los sistemas de ecuaciones descritos anteriormente, esto será muy importante ya que en órbita no se tendrán restricciones en la orientación de la nave, por lo que un sistema que lleve a cabo la eliminación de las singularidades debe ser abordado. Sin embargo este desarrollo sale del alcance de esta tesis. El sistema de cabeceo, rotación y guiñada funciona de manera muy adecuada para las condiciones de movimiento restringido que se tienen en este caso.

2.2.3. Determinación de la orientación.

El movimiento de un cuerpo rígido es definido en términos de seis grados de libertad: tres de ellos definen la dinámica traslacional del cuerpo, y tres más definen la rotación u orientación del mismo. Para este caso particular donde no tenemos traslación (ya que vamos a utilizar la plataforma de simulación fija a un punto), el modelo estará basado solamente en la dinámica rotacional del cuerpo, y entonces, el modelo estará definido por únicamente tres grados de libertad.

El modelo de la dinámica rotacional del satélite (determinación de la orientación), se llevará a cabo utilizando las ya mencionadas ecuaciones de Euler. Dichas ecuaciones, derivadas de las leyes de movimiento de Newton, proporcionan una relación para calcular velocidades con respecto al sistema de coordenadas fijas al cuerpo del satélite[17]. Y en su forma general están dadas por:

$$\begin{aligned}
 I_{xx}\dot{\omega}_x &= T_x\omega_y\omega_z(I_{yy} - I_{zz}) + (\dot{\omega}_y - \omega_x\omega_z)I_{xy} + (\dot{\omega}_z + \omega_x\omega_y)I_{xz} + (\omega_y^2 - \omega_z^2)I_{yz} \\
 I_{yy}\dot{\omega}_y &= T_x\omega_x\omega_z(I_{zz} - I_{xx}) + (\dot{\omega}_z - \omega_x\omega_y)I_{yz} + (\dot{\omega}_x + \omega_y\omega_z)I_{xy} + (\omega_z^2 - \omega_x^2)I_{xz} \quad (2.11) \\
 I_{zz}\dot{\omega}_z &= T_x\omega_x\omega_y(I_{xx} - I_{yy}) + (\dot{\omega}_x - \omega_y\omega_z)I_{xz} + (\dot{\omega}_y + \omega_x\omega_z)I_{xy} + (\omega_x^2 - \omega_y^2)I_{yz}
 \end{aligned}$$

Donde:

$\omega_{x,y,z}$ = Velocidades angulares alrededor de los ejes x,y,z fijos al cuerpo del satélite.

$I_{xx,yy,zz}$ = Momentos de inercia principales alrededor de los ejes x,y,z fijos al cuerpo del satélite.

$I_{xy,yz,zz}$ = Términos de inercia cruzada alrededor de los ejes respectivos.

$T_{x,y,z}$ = Pares externos aplicados alrededor de los ejes x,y,z fijos al cuerpo del satélite.

Haciendo la suposición de que los ejes fijos al cuerpo del satélite están perfectamente alineados con los ejes principales del tensor de inercia, entonces las ecuaciones (2.11) se reducen a las ecuaciones (2.12), que si observamos con cuidado son exactamente las mismas que las ecuaciones (2.1) :

$$\begin{aligned} I_{xx}\dot{\omega}_x &= T_x + (I_{yy} - I_{zz})\omega_y\omega_z \\ I_{yy}\dot{\omega}_y &= T_y + (I_{zz} - I_{xx})\omega_x\omega_z \\ I_{zz}\dot{\omega}_z &= T_z + (I_{xx} - I_{yy})\omega_x\omega_y \end{aligned} \quad (2.12)$$

Despejando estas ecuaciones para dejar todo en función de las aceleraciones angulares, tenemos entonces una relación para calcular los cambios de velocidad de la plataforma.

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_x &= \frac{1}{I_{xx}} \{ T_x + (I_{yy} - I_{zz})\omega_y\omega_z \} \\ \dot{\omega}_y &= \frac{1}{I_{yy}} \{ T_y + (I_{zz} - I_{xx})\omega_x\omega_z \} \\ \dot{\omega}_z &= \frac{1}{I_{zz}} \{ T_z + (I_{xx} - I_{yy})\omega_x\omega_y \} \end{aligned} \quad (2.13)$$

Sustituyendo los valores de los momentos de inercia principales y los de los pares externos en cada eje, tendremos la aceleración angular de cada eje, en función de la velocidad angular de los otros dos ejes ortogonales correspondientes. La solución analítica de estas ecuaciones constituye un reto debido a los términos no lineales del lado derecho, y una solución cerrada solo es posible obtenerla en casos especiales.

La manera en que se determinan los momentos de inercia de la plataforma se describen en la siguiente sección. Se han llevado a cabo varias modificaciones en la plataforma, según se han ido probando diferentes combinaciones de sensores y actuadores, por lo que los valores de los momentos de inercia principales también han estado modificándose conforme estas variantes, por lo que es necesario recalcular todo nuevamente cada vez que hay un cambio.

2.2.4. Cálculo de los momentos de inercia de la plataforma de simulación.

El conocimiento de los momentos de inercia de la plataforma son esenciales para determinar la orientación a partir de las ecuaciones descritas anteriormente, así como también para poder llevar a cabo un balanceo estático y dinámico de la misma, con todos los componentes de simulación integrados. La necesidad de llevar a cabo un balanceo de la plataforma se explica con detalle en el capítulo 5, es imposible llevar a cabo cualquier

prueba sin un balanceo previo, debido a que con cualquier componente de la gravedad, por pequeña que esta sea, existe un movimiento brusco en la plataforma.

Existen básicamente dos métodos para determinar los momentos de inercia de un cuerpo. El método analítico y el método del péndulo bifilar torsional [17].

La aproximación analítica del tensor de inercia, es aparentemente las más utilizada en la industria aeroespacial, debido a su facilidad de obtención, y a que puede lograrse una precisión del orden del 10% si se tiene cuidado al realizar las mediciones. El método del péndulo bifilar funciona muy bien y es relativamente fácil de implementar; con un equipo sencillo se puede lograr una aproximación entre el 5% y el 10% del valor real, para lograr mejores aproximaciones son necesarias, por supuesto, instalaciones más complejas.

Cálculo del tensor de inercia por el método analítico.

La metodología para determinar el tensor de inercia de forma analítica, consiste en calcular los momentos de inercia de cada uno de los elementos individuales que componen el sistema y entonces, mover cada momento de inercia calculado, hacia un punto de referencia común, utilizando el teorema de los ejes paralelos [19], mostrado en la ecuación 2.14.

$$I_R = \begin{bmatrix} I_{11} & I_{12} & I_{13} \\ I_{21} & I_{22} & I_{23} \\ I_{31} & I_{32} & I_{33} \end{bmatrix}_R + m \begin{bmatrix} (x_2^2 + x_3^2) & x_1 x_2 & x_1 x_3 \\ x_2 x_1 & (x_1^2 + x_3^2) & x_2 x_3 \\ x_3 x_1 & x_3 x_2 & (x_1^2 + x_2^2) \end{bmatrix} \quad (2.14)$$

La matriz de inercia calculada de cada uno de los componentes I_B , es evaluada alrededor de algún punto de interés del componente individual, el cual es identificado por las coordenadas (x_1, x_2, x_3) desde el punto de referencia deseado. Esta traslación se lleva a cabo para cada componente del sistema. El tensor de inercia total se forma sumando los tensores de inercia de todos los componentes. Como puede verse, la determinación del tensor de inercia es muy simple y puede llevarse a cabo a mano, pero cuando el número de componentes es grande el proceso se vuelve muy tedioso, por esta razón es muy recomendable el empleo de un programa que a partir de las dimensiones, masas, forma geométrica y las posiciones relativas al sistema de ejes fijos a la plataforma, dé como resultado el tensor de inercia y la posición del centro de gravedad; tal es el caso del programa utilizado para este fin, escrito en fortran 77 por Vadim Levitchouk [21] y cuyo listado se presenta en el apéndice B.

El mayor problema de este método es la aproximación que se necesita, ya que en muchos casos es difícil de determinar tanto la forma geométrica aproximada, así como la ubicación del centro de masa de los objetos individuales. Ahora veremos el otro método para determinar los momentos de inercia.

Método del péndulo bifilar torsional.

Steidel (1989) demostró que el momento de inercia de un objeto, puede ser determinado a partir de la medición de su frecuencia de vibración torsional, cuando se suspende de la manera mostrada en la figura 2.3. El momento de inercia medido es alrededor del eje de rotación; y si son llevadas a cabo seis mediciones de frecuencia de manera

independiente, entonces, el tensor de inercia de dicho objeto, puede ser totalmente determinado. Para un eje de rotación, por ejemplo, el [aa], la ecuación que funge es:

$$I_{aa} = \frac{mgD^2}{16\pi^2 f_n^2 h} \quad [\text{Kg m}^2] \quad (2.15)$$

Donde I_{aa} [$\text{Kg}_m \cdot \text{m}^2$] es el momento de inercia alrededor del eje de rotación; m [Kg] es la masa del sistema suspendido, D [m] es la distancia entre los cables de suspensión, f_n es la frecuencia de oscilación en hertz, h [m] es la altura de los cables de suspensión y g [m/s^2] es la aceleración de la gravedad. Esta ecuación es válida solamente si el centro de masa se localiza a lo largo del eje de oscilación, y no es inducida ninguna otra oscilación alrededor de los demás ejes.

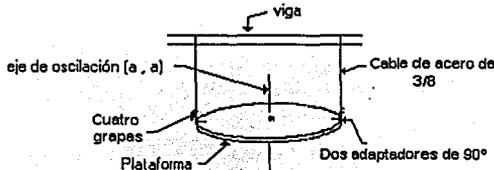


Figura 2.3. Péndulo bifilar torsional.

Mediante la suspensión del objeto bajo estudio en seis diferentes orientaciones, seis frecuencias independientes pueden ser medidas. Una vez realizadas las mediciones, se obtienen seis ecuaciones de la forma:

$$I_{aa} = I_{11}u_1^2 + I_{22}u_2^2 + I_{33}u_3^2 - 2I_{12}u_1u_2 - 2I_{23}u_1u_2 - 2I_{31}u_3u_1 \quad (2.16)$$

las cuales forman un conjunto de ecuaciones completo, en términos de los componentes desconocidos del tensor de inercia.

I_{aa} es el valor inercial medido alrededor del eje aa , I_{ij} representa los componentes desconocidos del tensor de inercia y u_i representa los componentes vectoriales que definen la orientación del eje aa con respecto a los ejes fijos o inerciales de referencia. Cualquier medición extra, provee de redundancia al sistema y ayuda a promediar el error. La solución a estas seis ecuaciones nos determina el tensor de inercia.

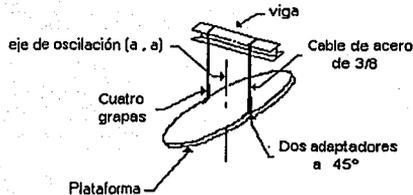


Figura 2.4 Oscilación del péndulo bifilar torsional.

2.3.- MODELOS DE RUEDAS INERCIALES Y BOBINAS MAGNÉTICAS.

Para poder llevar a cabo la simulación del comportamiento del sistema completo, basado en ruedas inerciales y bobinas magnéticas, es necesario contar con los modelos matemáticos que describen el comportamiento de los componentes. Específicamente, los modelos del par aplicado por las ruedas de reacción y las características del tipo de fricción que ocurre en ellas, así como un modelo del comportamiento de las bobinas magnéticas en su interacción con el campo geomagnético y los pares perturbadores que es posible encontrar en órbita.

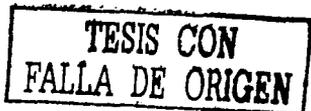
Es necesario determinar con exactitud de que magnitud serán los pares producidos por las ruedas inerciales y las bobinas magnéticas, dado un tensor de inercia del satélite y las condiciones de la órbita; para poder asegurar que serán adecuados para llevar a cabo maniobras de apuntamiento y corrección de las desviaciones causadas por las perturbaciones durante su operación en órbita. De dichos cálculos nos ocupamos en la sección 2.4.

2.3.1. Ruedas inerciales.

Las características de las ruedas de reacción difieren grandemente de una misión a otra, pero en este caso vamos a mostrar un ejemplo ilustrativo de como hacer un modelo de estos actuadores.

Supongamos que tenemos una rueda similar a la utilizada en el eje de guiñada de la nave NIMBUS, esto es equivalente a que usemos una rueda con un momento de inercia de $0.00358 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$ y una velocidad síncrona de 1500 r.p.m.* La rueda es impulsada por un motor de inducción de AC de dos fases, el cual es controlado a través de pulsos cuadrados, suministrados por la electrónica de control de la rueda. La magnitud del par es controlada variando el ciclo de trabajo. El ciclo de trabajo, X_{dc} , varía entre +1 y -1 por un voltaje de control V , como se muestra en la figura 2.5.

* La velocidad síncrona se define como la velocidad de la rueda a la cual el par electromagnético N_{em} se vuelve cero.



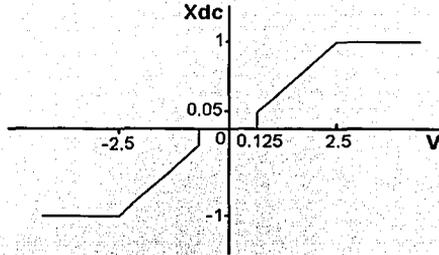


Figura 2.5. Ciclo de trabajo X_{dc} en función del voltaje de control V .

El par neto en la rueda está dado por:

$$N = X_{dc} N_{em} - N_{fricción}$$

donde ambos: N_{em} , el par electromagnético aplicado cuando el ciclo de trabajo es unitario, y $N_{fricción}$, el par de fricción en el balero, dependen de la velocidad de la rueda s . En la figura 2.6 se muestra la dependencia de N_{em} con respecto a s . Para llevar a cabo una correcta simulación, es necesario utilizar una tabla de valores y un esquema de interpolación para N_{em} . Para cálculos menos precisos, la siguiente aproximación es adecuada:

$$N_{em} = 2N_0 \alpha r (\alpha^2 + r^2)^{-1}$$

donde

$$r = 1 - s/s_{max} \text{ para } X_{dc} > 0$$

$$r = 1 + s/s_{max} \text{ para } X_{dc} < 0$$

s_{max} es la velocidad síncrona

α es el valor de r para el cual N_{em} tiene una magnitud máxima

N_0 es la magnitud máxima de N_{em}

El par de fricción está modelado de la manera mas sencilla, es decir, se considera como la suma de los términos de Coulomb y la fricción viscosa:

$$N_{fricción} = N_c \operatorname{sgn}(s) + f_s$$

Para la rueda de este ejemplo, el coeficiente de fricción de Coulomb es $N_c = 7.06 \times 10^{-4}$ [N·m], y el coeficiente de fricción viscosa es $f = 1.21 \times 10^{-6}$ [N·m/rpm]. Este es un modelo simple, aunque existen otros mucho mas sofisticados que han sido desarrollados desde entonces, éstos están basados en estadísticas de la fricción entre sólidos y también incluyen la fricción que ocurre cuando la velocidad relativa entre dos superficies es cero.

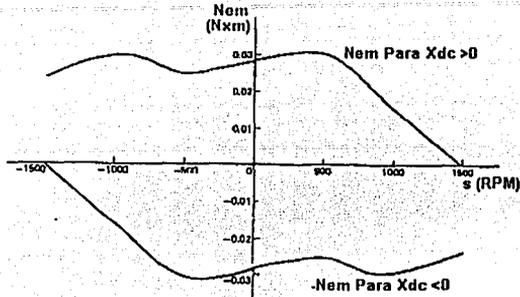


Figura 2.6. Par aplicado N_{em} en función de la velocidad de la rueda s .

2.3.2. Bobinas magnéticas.

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 las perturbaciones externas.

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 2.7.

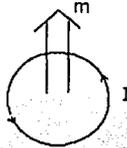


Figura 2.7. Momento magnético debido a la corriente en la espira.

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 $\mu_0 = 4\pi \times 10^{-7} \text{ N/m}^2$. Entonces, para una bobina que encierra un área A , el momento de dipolo magnético esta dado por:

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

donde:

μ , es la permeabilidad del núcleo. [N/m^2]

N , es el número de vueltas.

I , es la corriente a través de la bobina. [A]

A , es el área transversal de la bobina. [m^2]

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 *permenur* (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.

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:

$M_x = -\frac{dB_x}{dt}$; donde $\frac{dB_x}{dt}$ es la derivada con respecto al tiempo de la componente del campo geomagnético a lo largo de la bobina. Como resultado de esta ley, las bobinas actúan como freno magnético y se alinean con las componentes de campo de la tierra.

Se han desarrollado varias leyes de control para manejar el momentum con la finalidad de llevar a cabo el control de orientación. En todos los casos, el sistema de control de orientación determina un vector de error de momentum (\underline{H}) y entonces el vector de momento dipolar deseado (\underline{M}), es calculado a través del producto (cruz) entre los vectores ($\underline{H} \times \underline{B}$). El par resultante ($\underline{M} \times \underline{B}$) tiende entonces a reducir el vector de error \underline{H} . Algunas leyes de control mas especificas 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.

2.4. FUERZAS PERTURBADORAS ACTUANDO EN UN SATÉLITE 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; provocando una desviación en su orientación. La cuantificación de estas influencias 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.

procederemos a llevar el cálculo de la magnitud de estos pares:

2.4.1. Par producido por la radiación solar.

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

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

$$T = r \times F_s$$

donde

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

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

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

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

$$p_s = I_s/c$$

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

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

asignamos los siguientes valores:

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

$$k = 0.5$$

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

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

Sustituyendo se tiene que:

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

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

y finalmente el par está dado por:

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

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

2.4.2. Par producido por el 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 km^3/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 2.8.

$$\hat{r} = (-\sin\theta, \sin\varphi, 1 - \sin^2\theta - \sin\varphi)^t \equiv (\theta, \varphi, 1)^t$$

\hat{r} = vector unitario de tierra-vehículo

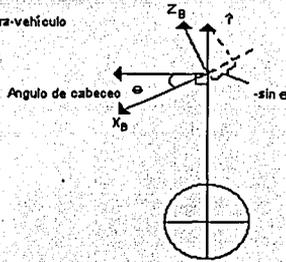


Figura 2.8. Geometría del plano de cabeceo del par provocado por el gradiente gravitacional.

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

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

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

2.4.3. Par producido por el arrastre atmosférico.

El papel que juega la alta atmósfera, para producir un cierto arrastre en un satélite es de particular importancia en órbita baja, ya que este arrastre produce un decaimiento en la

altura de la órbita. La misma fuerza de arrastre puede, en general, producir pares perturbadores en el satélite debido a algún corrimiento entre el centro de presión aerodinámico y el centro de masa del satélite. Suponiendo que r_{cp} sea el vector que une el centro de masa con el del centro de presión aerodinámica, en coordenadas fijas al cuerpo del satélite, el par aerodinámico es:

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

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

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

donde:

ρ = densidad atmosférica [kg/m³]
 V = velocidad del satélite [m/s]
 S = área proyectada por la nave $\perp V$ [m²]
 C_D = coeficiente de arrastre, usualmente entre 1 y 2 para un flujo molecular libre.

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

Asignando valores:

$r_{cp} = 0.03$ m
 $\rho = 6 \times 10^{-13}$ [Kg/m³]
 $V = 9500$ m/s
 $S = 0.2025$ [m²]
 $C_D = 1$

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

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

$$T = 1.6446 \times 10^{-7} \text{ [N}\cdot\text{m]}$$

2.4.4. Pares magnéticos residuales y misceláneos.

La Tierra y Júpiter tienen un campo magnético importante comparado con otros planetas del sistema solar. Este campo ejerce un par en los satélites cuando se encuentran en órbita baja. 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 , dado 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.

En adición a los pares introducidos por el medio ambiente externo al satélite, existe una variedad de otras fuentes de perturbación de orientación, muchas de ellas son generadas por el satélite durante su operación.

El escape de gas a través de una tobera, ya sea de manera accidental o en forma deliberada, es una fuente común de perturbación en el satélite. Cuando algún flujo debe ser permitido, por ejemplo cuando es necesario liberar la presión del tanque de propulsión a través de válvulas. Las partes que son separadas por pirotecnia, tales como puertas o cubiertas de lentes, pueden producir un par de reacción transitoria cuando son lanzadas.

Todos los efectos que hemos discutidos hasta ahora, involucran un intercambio de momentum entre la nave y el medio ambiente externo, como resultado de la aplicación de pares externos. El cambio de momentum en el satélite, es la integral del par aplicado. Los pares internos, producidos por el intercambio de momentum entre partes móviles, son también importantes; no tienen efecto en el sistema de momentos angulares, pero pueden y de hecho influyen en la orientación de los sensores montados en el cuerpo del satélite y por lo tanto en los lazos de control de orientación. Los pares internos típicos son debidos al movimiento de antenas, paneles solares, al barrido de instrumentos o al despliegue de extensiones telescópicas. Conforme estos dispositivos van siendo articulados, el resto del satélite reacciona para mantener el momento angular del sistema constante.

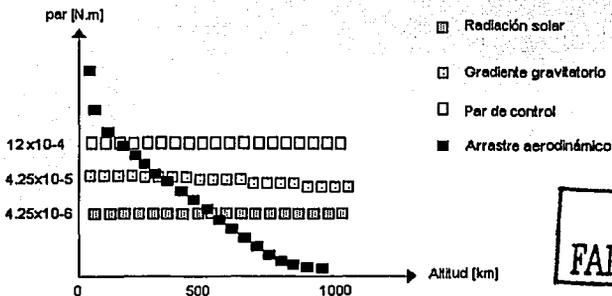
Las perturbaciones internas si son de baja frecuencia, pueden ser compensadas por el sistema de control. Típicamente, los pares internos son eventos transitorios con contenidos de alta frecuencia con respecto al límite de la banda de paso del sistema de control. Cuando esto ocurre; el sistema solo puede quitar las componentes de baja frecuencia; dejando a las demás, como contribución a la vibración de alta frecuencia (jitter) del sistema. Tal vibración puede ser un problema mayor en el diseño y operación

cuando el satélite es de observación o cuenta con otra clase de sensores que necesitan cierta estabilidad para su operación correcta.

2.4.6. Pares de control necesarios.

Para poder contrarrestar los efectos de las fuerzas perturbadoras que actúan sobre el satélite, es necesario contar con un par de control que sea por lo menos un orden de magnitud mayor que la máxima perturbación, para poder asegurar una capacidad de control adecuada en órbita. Bajo esta condicionante, vamos a determinar que el par de control disponible debe ser por lo menos de: $T = 1.2 \times 10^{-3}$ [N.m]

En la siguiente gráfica se muestran los pares perturbadores considerados, sus magnitudes y el par de control disponible con bobinas magnéticas; el cual será un sistema de respaldo. El sistema de control principal, estará basado en ruedas inerciales y se presenta en el capítulo 3.



TESIS CON FALLA DE ORIGEN

Figura 2.9. Pares perturbadores esperados en órbita.

Para concluir esta sección, solamente haremos algunas consideraciones finales para el diseño del sistema de control de orientación. El par producido por la radiación solar es independiente de la posición o velocidad del satélite, hasta que éste entre en eclipse, y siempre es perpendicular a la línea del sol, mientras que el par aerodinámico es proporcional a la densidad atmosférica. Por encima de los 1,000 km de altura, la presión producida por la radiación solar, generalmente es el par perturbador que domina en el medio ambiente espacial.

A la altura de las órbitas geoestacionarias (36,000 Km), la presión por radiación solar es la fuente primaria de perturbación, y se debe de tener más cuidado para balancear la configuración geométrica, para evitar corrimientos entre el centro de masa y el centro de

la presión solar. El tiempo de vida útil de un satélite de comunicaciones está con mucha frecuencia determinado por la cantidad de combustible disponible para reubicarlo en su órbita y para efectuar las maniobras de control de orientación. Una estimación imprecisa de la magnitud de los pares perturbadores y otras fuerzas que actúan en la nave en un período largo, puede resultar en pérdida prematura de la capacidad del satélite en órbita.

CAPÍTULO 3

DETECCIÓN DE ORIENTACIÓN Y CONTROL CON RUEDAS INERCIALES COMO ACTUADORES .

La factibilidad de la utilización de ruedas inerciales, como parte del subsistema de detección de orientación y control de estabilización de satélites pequeños, ha sido demostrada con varios ejemplos [1], [8], [9]. Las ruedas inerciales como actuadores en un satélite pequeño, posibilitan un apuntamiento muy fino y permiten disponer de pares correctivos importantes; particularmente útiles en el momento en que el satélite se separa del cohete portador, ya que puede tener un giro no deseado o puede salir dando tumbos. También son de gran utilidad cuando es necesario llevar a cabo maniobras de apuntamiento sobre algún lugar específico, en tiempos cortos. Tienen el inconveniente de ser relativamente costosas, masivas y de presentar el problema de desgaste en los baleros, lo que limita hasta cierto punto su tiempo de vida; aunque como se ha mencionado, son dispositivos indispensables cuando es necesario contar con una capacidad de apuntamiento del orden de una décima de grado o menos, como es el caso de los satélites de percepción remota.

3.1.- DETECCIÓN DE ORIENTACIÓN.

En los satélites de percepción remota, que es el caso que nos ocupa, la orientación resulta fundamental; al permitir un apuntamiento controlado hacia la tierra para lograr la obtención de imágenes, la desviación angular en cualquiera de los ejes afectaría a la imagen recogida por la cámara.

Una forma de determinar la posición de uno de los ejes de orientación de una nave espacial, es midiendo el ángulo de una referencia conocida, como puede ser la posición del sol, la tierra, alguna estrella, etc. Como se sabe en qué posición debe encontrarse en todo momento dicho eje, esto posibilita que un programa de control envíe una señal a los actuadores, de tal duración que permita la aplicación de la magnitud y sentido de las fuerzas necesarias para la corrección del apuntamiento de la nave.

3.1.1.- sensores de orientación.

Para lograr la determinación de la orientación en todo momento, mediante el empleo de las ecuaciones de Euler, es necesario conocer las variables que determinan su posición y velocidad. Dichas variables son las lecturas proporcionadas por los sensores de posición: de sol y de tierra; y los sensores de velocidad angular: giróscopos [3].

Los sensores de orientación y velocidad angular son dispositivos indispensables para llevar a cabo el proceso de determinación de la orientación en todo momento. La computadora de abordaje en conjunto con éstos, y los algoritmos de orientación determinan los tres ángulos de apuntamiento referidos a un sistema de ejes ortogonal fijo al satélite. Existen varios tipos de sensores, que proporcionan la suficiente información para indicar la posición correcta, en algunos casos en dos y hasta tres ejes independientes. La selección de estos dispositivos debe basarse en el análisis de sus características, costo, ventajas y desventajas. En esta sección se describen los sensores y el proceso de orientación como una etapa precursora del proceso de control.

3.1.1.1. Sensor de Sol

El sensor solar puede tener distintas configuraciones [5]. En todas sus formas se detecta la desviación, en grados. Algunos son de tipo analógico y otros de tipo digital. El intervalo de operación está definido por el campo de visión y normalmente se ubica en los ejes de cabeceo y guiñada. Se entiende por campo de visión a la porción visible detectable por el sensor, medible en grados.

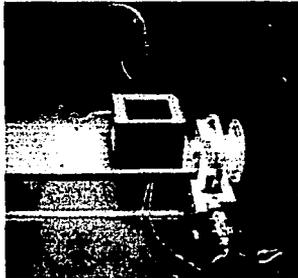


Figura 3.1 sensor de sol que determina dos ángulos de orientación independientes.

El tipo de sensor que cumple tanto con la resolución, como con la cobertura necesaria, es aquel que cuenta con un arreglo de celdas solares en forma cruzada y se muestra esquemáticamente en la figura 3.2. Además de permitimos variar el campo de vista, nos proporciona el ángulo de apuntamiento en dos ejes independientes: rotación y cabeceo. Su cobertura está limitada por un ángulo máximo $\pm\delta_{m\acute{a}x}$, que está en función de la altura del sensor y de las dimensiones de las celdas:

$$\delta_{m\acute{a}x} = \pm \text{tg}^{-1} \left[\frac{l/2}{L} \right] \quad (3.1)$$

el sensor cuenta con una cobertura de ± 12.8 grados, el intervalo de voltaje que maneja es de 0 a 5 volts, con esto se logra obtener una resolución de ± 0.1 grados en cada uno de los ejes. Las principales ventajas por las que fue seleccionado son: su sencillez de diseño y su linealidad en la respuesta.

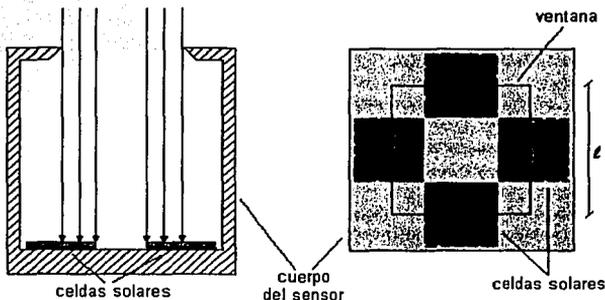


Figura 3.2. Esquema de un sensor de sol de tipo interno en arreglo cruzado.

3.1.1.2. Sensor de Tierra

El sensor de tierra proporciona otra referencia muy importante para determinar la orientación de un satélite de órbita baja; y particularmente de percepción remota, puesto que la cámara y las antenas montadas en él, deben tener un apuntamiento continuo hacia la superficie de la tierra.

El principio de funcionamiento del sensor de tierra es similar al sensor de sol. Se detectan dos ángulos en los ejes de cabeceo y rotación. En este tipo de sensor se aprovecha la emisión térmica de la tierra, o mejor aún, se hace uso de la capa de CO_2 de la atmósfera ($\lambda=14-16 \mu\text{m}$), lo que permite tener una mejor resolución al medir en una zona más pequeña. Dada la cercanía de la tierra, se obtiene una gran amplitud de campo de visión al rastrear los horizontes a 120° aproximadamente (dependiendo de la altura de la órbita). Se utiliza un arreglo de sensores estáticos que cubren el planeta, con la óptica adecuada y que reciben una proyección de la tierra sobre su superficie y entregan una salida proporcional a la porción iluminada del disco terrestre [10]. Tomando en cuenta una palabra de conversión de ocho bits, su cobertura es de $\pm 20.6^\circ$ con una resolución de ± 0.1 grados.

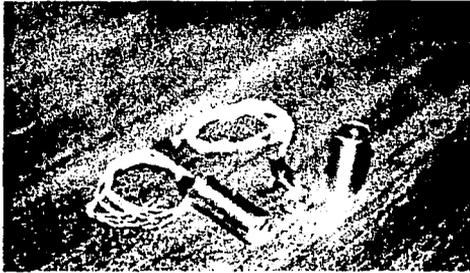


Figura 3.3 Sensores de tierra estáticos, sensibles al IR térmico (14-16 μm).

3.1.1.3. Sensor de estrellas

El sensor de estrellas es un caso especial de los sensores de orientación. Se trata de un dispositivo con un reducido campo de vista, una óptica compleja que es capaz de detectar pequeños cuerpos luminosos en el espacio. Para determinar un punto de referencia preciso, es necesario identificar una estrella en particular a partir de patrones o catálogos de estrellas. Es necesario llevar a cabo un cuantioso proceso de correlación para determinar la orientación. Es el sistema de detección de orientación más preciso

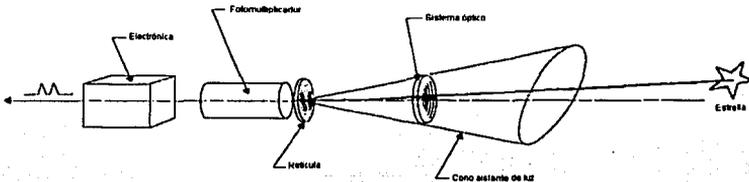


Figura 3.4 Sensor de estrellas.

pero es muy caro y muchas veces es necesario hacer uso de estaciones de cómputo en tierra y enviar los resultados a la nave[2]. No es posible llevar a cabo su implementación

en satélites pequeños por las restricciones de costos, tamaño y recursos de cómputo que necesita para operar.

3.1.1.4. Magnetómetro

Dado que en la tierra se genera un campo magnético y que ha sido posible determinar sus valores de intensidad y de dirección, tanto en su superficie como a diferentes alturas, a través de diferentes mediciones y dada la existencia de algunos modelos matemáticos; es posible detectar en forma burda, la orientación de los tres ejes ortogonales de referencia del satélite. La medición del campo magnético llevada a cabo por el magnetómetro en una órbita dada, se compara con el modelo geomagnético y se determina de esta manera la desviación. Puesto que la variación en forma e intensidad del campo magnético de la tierra se presenta por diversas causas; la principal es el viento solar, sólo se puede tener una precisión del dispositivo de ± 2 ó 3 grados. Los parámetros a considerar para tal labor es la trayectoria de la órbita, horario de la lectura y modelo utilizado del campo magnético terrestre para tal punto. Aunque hay muchas posibilidades de encontrar lecturas del campo magnético similares en tres ejes en algunos otros puntos de la trayectoria orbital, estos se descartan por las efemérides de la órbita satelital, y de esta manera la orientación es determinada sin mayores dificultades. Este es uno de los sensores más utilizados para la detección de orientación de satélites.

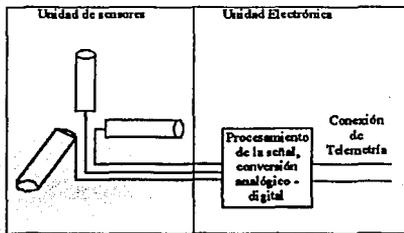


Figura 3.5 Diagrama de bloques de un magnetómetro.

3.1.1.5. Giróscopos

El movimiento angular de una masa permite tener una referencia inercial ante un cambio de la posición. Puesto que el cuerpo giratorio tiende a conservar su inclinación por inercia, un sistema con un soporte articulado sobre un balancín, es empleado para medir las variaciones de inclinación del satélite con respecto a las del cuerpo giratorio.

La precisión del giróscopo para determinar velocidades angulares o desviaciones (cuando también cuentan con elementos integradores), es sensiblemente mayor que los

sensores de posición descritos y es por ello muy recomendable su utilización, pero existe el problema denominado de "deriva" que es el efecto de desviación de su orientación nominal, a medida que transcurre el tiempo. Dependiendo de la calidad del sensor puede necesitar recalibrarse en unas decenas de minutos, o hasta en varias horas en aquellos dispositivos de grado militar o espacial.

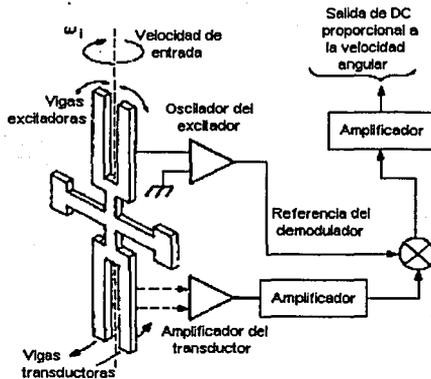


Figura 3.6 Principio de funcionamiento de un giróscopo de estado sólido.

Lo más deseable es colocar un giróscopo en cada eje de giro del satélite. Para este proyecto se utilizaron giróscopos de estado sólido que ofrecen ventajas muy significativas cuando se les compara con los tradicionales, que utilizan un rotor suspendido en marcos basculantes; como son: un bajo costo y una mayor duración al no contar con piezas móviles. Su principio de operación está basado en elementos vibratorios que miden la velocidad angular aprovechando el efecto de Coriolis. Cuentan con una resolución de 0.005°/seg, un ancho de banda de 60 Hz. y su salida en milivolts es proporcional a la velocidad angular [11].

En la tabla 3.1 se resumen las características principales de los sensores de orientación considerados en el proyecto de un satélite de percepción remota.

Tabla 3.1 Sensores de orientación para un satélite pequeño 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 | ± 1.5 grados | Disponible en toda la órbita. Poco preciso |
| Giróscopo | Uno en cada eje | Rotación, guiñada y cabeceo | ± 0.01 grados | Disponible en toda la órbita, muy precisos. Problema de deriva |

3.2. RUEDAS INERCIALES.

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

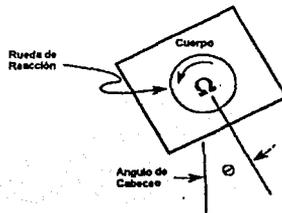


Figura 3.7 La rueda inercial controla el eje del satélite perpendicular al plano de giro

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

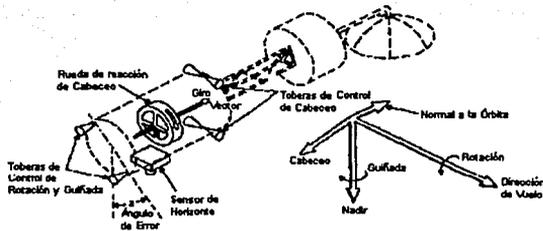


Figura 3.8A. Sistema de estabilización con una rueda en el eje de cabeceo y toberas de reacción.

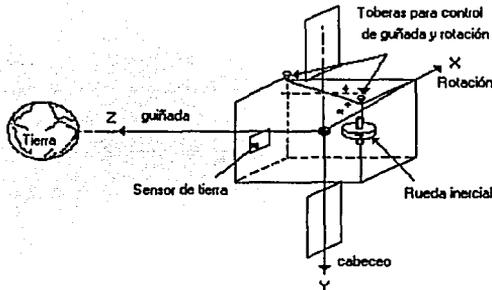


Figura 3.8B. Sistema de estabilización con una rueda en el eje de cabeceo y toberas de reacción.

Un sistema de 2 ruedas para una nave orientada hacia la tierra, normalmente tiene una rueda alineada con el eje de cabeceo y otra montada en el eje de guñada. Un sistema de control de tres ejes utiliza tres ruedas localizadas a lo largo de cada uno de los ejes y puede tener cuatro o hasta seis o mas ruedas en ejes no ortogonales para tener redundancia. La figura 3.9 muestra tres tipos de sistemas con ruedas inerciales combinados con toberas y bobinas magnéticas. La operación de las ruedas inerciales es compleja y su funcionamiento descansa en la interacción con partes mecánicas, lo que limita el tiempo de vida del sistema, aunque como veremos en el siguiente capítulo, esto es muy relativo.

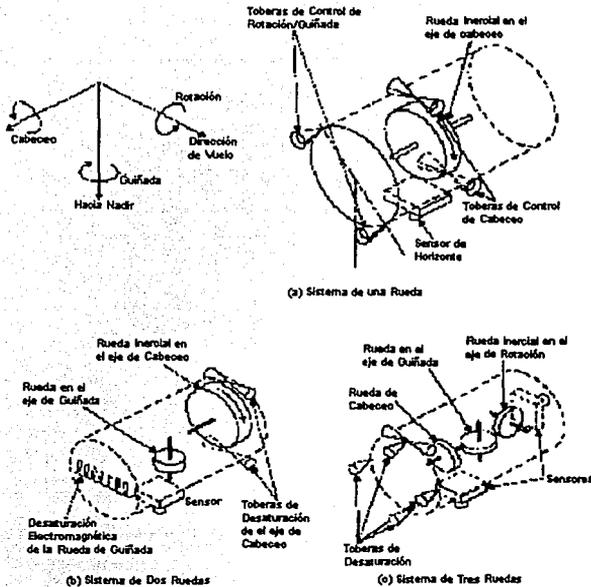


Figura 3.9 Configuraciones alternativas de sistemas de estabilización con ruedas inerciales, bobinas magnéticas y toberas de reacción.

Los sistemas de control basados en ruedas inerciales, utilizados para llevar a cabo determinadas maniobras de apuntamiento; operan de la misma forma que los sistemas de estabilización. Por ejemplo, considere una maniobra para una nave espacial apuntada hacia un cierto lugar inercialmente fijo; en un principio, la nave no tiene movimiento y la rueda esta girando con momentum angular H . En algún tiempo t , el sistema de control recibe una orden para maniobrar la nave espacial. En este tiempo, una transferencia de momentum, ΔH , de la rueda hacia la nave espacial ocurre y la orientación de la nave empieza a cambiar. El momentum angular de la rueda es entonces igual a $H - \Delta H$ y el momentum angular de la nave espacial es: ΔH . Cuando la nave alcanza la orientación deseada, la transferencia de momentum se invierte, la velocidad de giro de la rueda inercial regresa a su valor original, y el momentum de la nave regresa a cero. La nave es ahora apuntada hacia su nueva orientación con un momentum angular cero.

TESIS CON
FALLA DE ORIGEN

3.2.1. Momentum y Ruedas de Reacción.

Los dispositivos para el almacenamiento de momentum angular, en trabajos de orientación, son usados en las naves para diferentes propósitos: para aumentar la estabilidad contra los pares perturbadores, para suministrar un momentum variable para permitir operaciones de 1 revolución por órbita (en misiones orientadas hacia la tierra), para absorber pares cíclicos y para transferir momentum hacia el cuerpo del satélite durante la ejecución de diferentes maniobras. Estos dispositivos dependen de la cantidad de momentum en una rueda, es decir, $h = I\omega$, donde I es el momento de inercia alrededor de el eje de rotación y ω es la velocidad angular. Para clarificar un poco mas los conceptos y la terminología utilizada en los sistemas con ruedas inerciales, nosotros adoptaremos la siguiente convención:

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

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

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



Figura 3.10. Ruedas inerciales para el control de la orientación y el manejo del momentum angular de la nave.

TESIS CON
FALLA DE ORIGEN

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

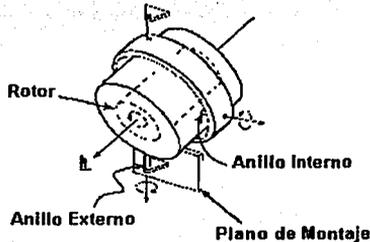


Figura 3.11 Rueda inercial montada sobre un marco basculante o pivoteado.

3.2.2. Ruedas Inerciales.

El conjunto completo de una rueda inercial, consiste de la rueda misma y sus partes asociadas; baleros o cojinetes, motores, tacómetros, otros dispositivos de sentido, aislantes contra vibraciones y electrónica de control.

La capacidad de una rueda inercial típica varía desde 0.4 hasta 40 [kg·m²/s]. Esto es debido a que el mismo momentum puede alcanzarse tanto con una rueda pequeña girando a alta velocidad, como con una rueda grande girando a baja velocidad; el análisis del diseño evaluando las ventajas y desventajas generalmente se inclina a favor de las ruedas pequeñas debido a su bajo peso y tamaño. Las ruedas de alta velocidad tienen la desventaja de mayor desgaste en el balero, lo cual disminuye su tiempo de vida.

Los motores utilizados para transferir una determinada cantidad de momentum entre la rueda inercial y el cuerpo de la nave, pueden ser de dos tipos: motores de inducción bifásicos de AC o motores de DC sin escobillas. Ya que los motores de AC no requieren escobillas, tienen alta fiabilidad y un largo tiempo de vida, pero también baja eficiencia, proporcionan pares pequeños y necesitan operar a altas velocidades. Los motores que operan a alta velocidad, requieren de un sistema de engranes, lo que trae problemas de fricción. Comparativamente los motores de DC son eficientes y proveen pares significativos a baja velocidad, por lo que permiten un impulso directo a la rueda, sin la necesidad de engranes.

Debido a la evaporación en el espacio, los baleros de las ruedas inerciales tienen serios problemas cuando el sello es expuesto al medio ambiente espacial. Se han utilizado sellos con aceites de baja presión de vapor e inclusive lubricantes secos como algunos

compuestos de Teflón, sin embargo, el teflón ha mostrado deformaciones por impacto después de los lanzamientos. Con la utilización de ruedas pequeñas, ha sido posible utilizar sistemas completamente sellados como se aprecia en la figura 3.10. En el caso de las ruedas inerciales, las cuales pueden ir inclusive a la región de cero velocidad, se debe tener un cuidado especial para minimizar la fricción estática. Se han tratado de utilizar algunos sistemas de suspensión magnética para anular la fricción, pero esto incrementa el peso y la complejidad del conjunto.

Algunos tacómetros utilizados para medir la velocidad de las ruedas, consisten de un magneto montado sobre la rueda y un sensor fijo, como una simple bobina detectora. El tren de pulsos producido es convertido a voltaje de DC para usarse como una señal de error en el control de velocidad en los modos de operación de velocidad constante o en el modo de comando de velocidad variable. Otro tipo de tacómetro de DC, usa la fuerza electromotriz generada por el giro de la armadura para producir un voltaje analógico proporcional a la velocidad de rotación. Otro tipo de detector de velocidad está constituido por un codificador óptico y un diodo emisor de luz, como el que se desarrolló para este trabajo de tesis y que se muestra en el capítulo 4.

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

3.2.3. Sistemas de control con momentum diferente de cero.

En un sistema de control donde la cantidad de momentum es diferente de cero, las ruedas inerciales son puestas a girar para mantener un momentum relativamente grande con respecto a los pares perturbadores. Las ventajas de diseño de sistemas de control con un momentum diferente de cero son: 1) estabilidad en el corto plazo contra pares perturbadores; 2) Acoplamiento de los ejes de rotación y guiñada, lo que permite la estabilización del ángulo de guiñada sin la necesidad de un sensor en dicho eje; 3) Una rueda inercial que puede ser usada como un actuador para el control de ángulo de cabeceo y 4) Una rueda inercial que puede ser usada para suministrar movimiento de exploración a través de la esfera celeste para un sensor de horizonte. De esta manera, los sistemas de control con momentum diferente de cero, pueden proporcionar un control de orientación en tres ejes con menos instrumentación que un sistema equivalente con ruedas de reacción también en tres ejes. Por estas razones es que se ha determinado utilizar un sistema con momentum diferente de cero (momentum bias system), para nuestro satélite.

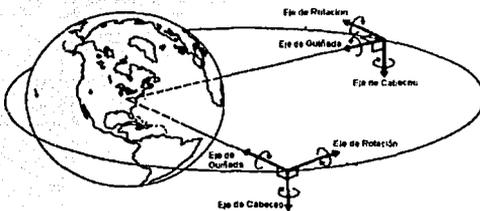


Figura 3.12 Con un sistema con los ejes de guiñada y rotación acoplados, puede llevarse a cabo un intercambio entre dichos ejes, cada cuarto de período orbital.

El control del eje de guiñada puede ser llevado a cabo sin el empleo de un sensor en este eje, a través del estudio de la cinemática del acoplamiento giroscópico de un cuarto de órbita, como se muestra en la figura 3.13. Aquí, un error de guiñada ξ_y , en un punto en órbita se convierte en error de rotación ξ_x , un cuarto de órbita después.



Figura 3.13 Intercambio de los componentes de guiñada y rotación para una rueda inercial, con momentum h , fija en el espacio inercial. El error de guiñada cuando la nave se encuentra en A se convierte en el error de rotación cuando la nave se mueve hacia B.

3.2.3. Sistemas de ruedas de reacción.

Dado que los pares perturbadores son muy pequeños como lo hemos comprobado en el capítulo anterior; es posible usar ruedas de reacción de tamaño reducido [2] para

absorberlos por medio de un sistema de control activo para mantener la estabilidad en tres ejes. En un sistema como este, los sensores de posición y los giróscopos son generalmente usados para sensar y enviar señales de retroalimentación de cualquier movimiento hacia los motores de cada rueda de reacción, las cuales absorben de manera efectiva los pares perturbadores. Entonces, el vector de momento angular cambia lentamente con el tiempo, y mantiene la orientación fija con respecto al espacio inercial. Cuando las ruedas se aproximan a la saturación, el momentum angular es reajustado usando bobinas magnéticas. Idealmente, la orientación es controlada por el mismo valor de estado estable durante la desaturación, aunque en la práctica son inducidos algunos errores de orientación transitorios. Un cambio o una maniobra de reorientación, puede ser ejecutada utilizando el conjunto de ruedas de reacción para rotar el cuerpo del satélite alrededor del eje donde se envió la señal de control, que es normalmente uno de los ejes donde se localiza una rueda (no olvidar que pueden existir 4 o mas ruedas localizadas en ejes no perpendiculares).

Como se puede apreciar en la figura 3.14, el vector de momentum angular permanece inercialmente fijo, sin embargo, los ángulos de orientación cambian de la misma manera que las componentes del momentum angular, en un sistema de coordenadas fijo al cuerpo del satélite. En el ejemplo mostrado, la rueda colocada en el eje x , puede alcanzar la saturación en la orientación final, debido a que absorbe la componente mas grande del momentum. Note que además de estimar la orientación, también es necesario monitorear la trayectoria del momentum de la rueda, para determinar el momentum disponible, calcular los comandos para desaturarlas y los tiempos de ejecución de las maniobras.

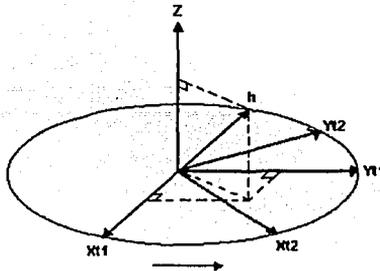


Figura 3.14 Una maniobra de rotación alrededor del eje z , mostrada en el espacio inercial. Nótese que la rueda colocada en el eje x tiene que absorber un momentum adicional cuando se mueve a su lugar en el tiempo t_2 .

Las ventajas de los sistemas de estabilización en tres ejes que utilizan ruedas de reacción son:

- 1) La capacidad de control de apuntamiento continuo con alta precisión.
- 2) Amplio ángulo de maniobras.
- 3) Compensación de pares cíclicos.

Este tipo de sistemas requieren de la computadora de abordó para implementar las leyes de control y alcanzar la orientación deseada.

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

CAPÍTULO 4

CONTROL DE ORIENTACIÓN EN TRES EJES.

El objetivo principal de este trabajo de tesis, es llevar a cabo el control de la orientación de un satélite pequeño en tres ejes, utilizando como actuadores tres ruedas inerciales, colocadas en cada eje de rotación, en un esquema de control independiente. En este capítulo se hace una descripción de todos los componentes utilizados para el desarrollo de este sistema, haciendo la aclaración que para el satélite definitivo se utilizarían obviamente componentes que han sido diseñados para trabajar en el espacio, es decir, que pueden soportar las condiciones de alto vacío, temperaturas extremas y la radiación ionizante.

El diseño de este sistema esta basado en el empleo de tres microcontroladores, que se encargan de recibir las señales de los sensores de orientación y ejecutar las acciones de control para corregir las desviaciones. Los actuadores consisten de tres masas cilíndricas montadas sobre los ejes de tres motores de corriente directa que giran con velocidad constante, controlados con un sistema realimentado basado en un PLL. Cuando ocurre una desviación en alguno de los ejes, el microcontrolador envía la señal a la rueda correspondiente para corregir el apuntamiento, incrementando o disminuyendo su velocidad nominal de operación; dependiendo del signo de la señal de error.

4.1. ESQUEMA DE CONTROL EN TRES EJES.

Como se ha mencionado, durante la operación normal de las ruedas inerciales, éstas van incrementando la cantidad de momentum angular, por lo que es necesario contar con un sistema que sea capaz de disipar esta energía acumulada. Se ha seleccionado un conjunto de bobinas magnéticas en lugar de un sistema de toberas de gas frío, ya que mientras el primero constituye un medio muy conveniente para efectuar el trabajo de desaturación, además de que en sí mismo constituye un sistema de control de orientación de respaldo, aunque no con la precisión ni la rapidez de un sistema de ruedas inerciales[16]; el segundo, es masivo, propenso a fallas por fugas del gas (nitrógeno) y además tiene un tiempo de vida muy limitado[22].

El esquema de control se muestra a continuación, donde se describen sus características principales como son: masa, energía que consume, tiempo de vida y precisión.

4.1.1. Diagrama de bloques del esquema de control.

En la figura 4.1 se observan los componentes principales del sistema de control de orientación para un satélite pequeño de órbita baja, en un esquema independiente en cada eje, basado en la utilización de tres giróscopos, un magnetómetro en tres ejes, un sensor de sol y uno de tierra como sensores de orientación y en tres ruedas inerciales y tres bobinas magnéticas como actuadores.

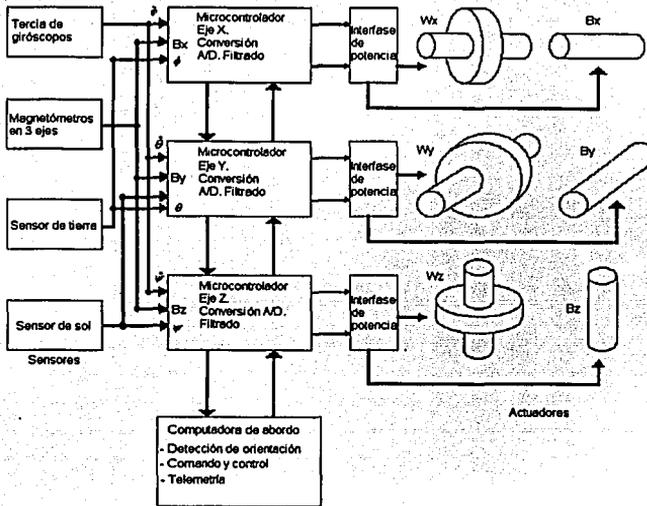


Figura 4.1. Esquema de control con ruedas inerciales y bobinas magnéticas.

En la Tabla 4.1 se muestran las características principales de cada uno de los componentes del sistema de detección de orientación y control de estabilización (sin incluir la computadora de a bordo). Con una masa total de 14.030 kg. y un consumo máximo pico de 20.28 watts, es posible lograr una capacidad de apuntamiento continuo, en los tres ejes, menor a una décima de grado. El tiempo mínimo de vida útil de este sistema es de 5 años. Los sensores de sol y de tierra, así como las bobinas magnéticas y posiblemente la computadora de a bordo, serían de fabricación nacional; mientras que los demás componentes deben ser adquiridos en el extranjero(i.e. bobinas, ruedas inerciales, electrónica espacial, etc.)

Tabla 4.1. Componentes principales del sistema de control.

| Componente | Masa | Consumo | Precisión | Comentarios |
|----------------------------|--------|---------|-----------|--|
| Giróscopos. | 0.300 | 1.80 | 0.01 °/s | De estado sólido, 10 años de vida. |
| Magnetómetro en tres ejes. | 0.500 | 0.08 | .1 mgauss | Confiable, de bajo peso y consumo |
| Sensor de sol | 0.200 | 0.30 | 0.1° 3σ | No disponible en eclipse, lineal. |
| Sensor de tierra | 0.650 | 0.70 | 0.1° 3σ | Disponible en toda la órbita. |
| Ruedas inerciales | 9.680 | 15.00 | 0.01° | Masivas, costosas, alto consumo, muy precisas, 5 años de vida. |
| Bobinas magnéticas | 2.700 | 2.40 | 3° 3σ | Confiables, poco precisas |
| | 14.030 | 20.28 | | |

4.2.- ALGORITMOS DE CONTROL IMPLEMENTADOS.

Un algoritmo es la especificación, paso por paso, de la solución de un problema dado. Este algoritmo puede ser expresado en cualquier lenguaje o simbolismo y debe terminar en un número finito de pasos. En programación, un algoritmo es un método lógico o computacional para producir el resultado deseado. Casi siempre es necesario un paso intermedio entre el diseño del algoritmo y la codificación del programa, en este paso se construye el diagrama de flujo.

Un diagrama de flujo es la representación gráfica de un algoritmo, indicando el orden en que las operaciones son llevadas a cabo y las decisiones que determinan esta secuencia. El diagrama de flujo es el equivalente en programación, de lo que es el diagrama de bloques en circuitería. Sus finalidades son: a) simplificar la codificación del algoritmo en el lenguaje particular de la computadora o microprocesador y b) facilitar la comprensión del algoritmo por otras personas.

En la figura 4.2 se muestra un esquema donde se establecen los umbrales para encender la rueda y mantener de esta manera su orientación. En la figura 4.3 se muestra el diagrama de flujo simplificado del procedimiento utilizado para lograr un correcto apuntamiento de la plataforma, incrementando o disminuyendo la velocidad de la rueda correspondiente al eje que presenta la desviación.

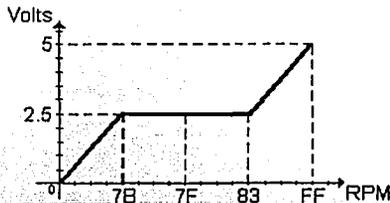


Figura 4.2 Determinación del umbral de encendido de cada rueda.

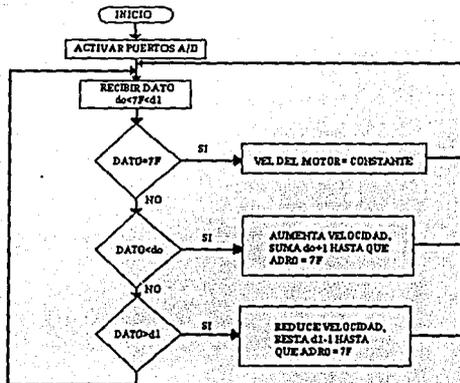


Figura 4.3 Diagrama de flujo del algoritmo que mantiene la orientación de la plataforma, incrementando o disminuyendo la velocidad de una rueda independiente.

4.2.1. Control en cada eje independiente.

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

4.2.2. Rutina para controlar la orientación en un eje

RUTINA QUE INCREMENTA O DECREMENTA LA VELOCIDAD DE GIRO DE UNA RUEDA INERCIAL, PARA MANTENER LA ORIENTACIÓN EN UN EJE.

```

.....
*PROGRAMA PRINCIPAL
.....
PORTG EQU $1006 ;100?
DDRQ EQU $1007 ;100?
PORTE EQU $100A
OPTION EQU $1039
ADCTL EQU $1030
BAUD EQU $102B
ADR2 EQU $1032
PORTB EQU $1004
  
```

```

.....
ORG $0110      ;*INICIA EL PROG. EN ESTA DIRECCION DE MEMORIA RAM
LDS $503FF    ;*INICIO DEL STACK POINTER
LDAA $5FF     ;*CARGA EL REGISTRO A CON EL NUMERO BIN 11111111
STAA DDRG     ;*CONFIGURA EL PUERTO G COMO SALIDA
LDX $1000     ;*APUNTA A REGISTROS
CONVER: BSET $39,X,$80 ;*HABILITA EL CONVERTIDOR ANALOGICO/DIGITAL
        BSET $30,X,$B1 ;*HABILITA LA ENTRADA ADR2 DE 8 BITS DEL CONV.
        JSR ESPERA     ;*SALTA A LA SUBROUTINA DE TIEMPO ESPERA
        LDAB #$7B     ;*VALOR INFERIOR DE ESTABILIDAD, 7B = 2.4117 VOLTS
        STAB $00      ;*EL VALOR ANTERIOR PONLO EN LA DIR. DE MEMORIA $00
        LDAB $57F     ;*VALOR CENTRAL DE ESTABILIDAD, 7F = 2.4801 VOLTS
        STAB $01      ;*EL VALOR ANTERIOR PONLO EN LA DIR. DE MEMORIA $01
        LDAA $583     ;*VALOR SUPERIOR DE ESTABILIDAD, 83 = 2.5686 VOLTS
        STAA $02      ;*EL VALOR ANTERIOR PONLO EN LA DIR. DE MEMORIA $02
SCAN:   LDAA ADR2     ;*PRUEBA SI ADR2 ES
        CHPA $00      ;*MEMOR QUE $7B=123 DEC= 123*5/255= 2.4117 VOLTS
        BLO AUMVEL   ;*BRINCA SI ES MENOR QUE 2.4117 VOLTS A LA RutINA DE AUMVEL
        LDAA ADR2     ;*PRUEBA SI ADR2 ES
        CHPA $02      ;*MAYOR QUE $83=131 DEC= 131*5/255= 2.5686 VOLTS
        BHI REDVEL   ;*BRINCA SI ES MAYOR QUE 2.5686 VOLTS A LA RutINA DE REDVEL
        LDAA $01      ;*CARGA EL ACUMULADOR CON EL NUMERO QUE HALLA EN MEMORIA $01
        STAA PORTG    ;*PON EL DATO EN EL PUERTO G.
        JSR RET       ;*SALTA A LA SUBROUTINA RET
        JMP SCAN      ;*REGRESA A EXPLORAR
REDVEL: LDAA ADR2     ;*RUTINA QUE REDUCE LA VELOCIDAD, CARGA EN EL ACUMULADOR A EL DATO DE ADR2 > 83HEX
LOOP1:  DECA         ;*DECREMENTA EL DATO DE ADR2 DEL ACUMULADOR A
        STAA PORTE    ;*SACA EL DATO ANTERIOR POR EL PUERTO E
        CHPA $02      ;*COMPARALO CON EL NUM 83 HEXADECIMAL
        BNE LOOP1     ;*BRINCA SI NO ES IGUAL A 83 (Z=0) A LOOP1
        JMP SCAN      ;*REGRESA A EXPLORAR
AUMVEL: LDAA ADR2     ;*RUTINA QUE AUMENTA LA VELOCIDAD, CARGA EL ACUMULADOR A CON EL DATO ADR2 < 7B HEX
LOOP2:  INCA         ;*INCREMENTA EL DATO DE ADR2 DEL ACUMULADOR A
        STAA PORTE    ;*SACA EL DATO ANTERIOR POR EL PUERTO E
        CHPA $01      ;*COMPARALO CON EL NUM 7B HEXADECIMAL
        BNE LOOP2     ;*BRINCA SI NO ES IGUAL A 7B (Z=0) A LOOP2
        JMP SCAN      ;*REGRESA A EXPLORAR

```

;/SUBROUTINA DE RETARDO PARA LAS LECTURAS DEL CONVERTIDOR

```

RET:    LDY $FFFF    ;*CARGA EL ACUMULADOR DE INDICE Y CON EL NUM FFFFFX
LOOP:   DEY          ;*DECREMENTA EL ACUMULADOR Y
        BNE LOOP     ;*BRINCA SI NO ES IGUAL A CERO LA BANDERA Z=0 A LOOP
        RTS          ;*RETORNO DE LA SUBROUTINA

```

```

        JMP MAST
        ;MAST: LDX $FFFF
        ;LOOPX: DEY
        ;BNE LOOP2
        ;RTS

```

;/SUBROUTINA PARA DAR TIEMPO A QUE SE ACTIVE EL CONVERTIDOR

```

ESPERA: LDAB $5FF    ;*CARGA EL ACUMULADOR B CON EL NUM FF HEX
        DECB        ;*DECREMENTA EL ACUMULADOR B
        BNE I       ;*BRINCA SI NO ES IGUAL A CERO LA BANDERA Z=0 A I
        RTS         ;*RETORNO DE LA SUBROUTINA

```

4.2.3. Encendido de las bobinas magnéticas.

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

RUTINA PARA ENCENDIDO DE LAS BOBINAS MAGNÉTICAS PARA MANIOBRAS DE DESATURACIÓN, CUANDO EL MOMENTUM ACUMULADO EN LAS RUEDAS INERCIALES LLEVA A ÉSTAS A UNA ZONA CERCANA A LA SATURACIÓN.

 * PROGRAMA QUE CONTROLA LA INVERSIÓN DE LA POLARIDAD Y APAGADO
 * DE LAS BOBINAS MAGNÉTICAS A TRAVÉS DEL MICROCONTROLADOR MC68HC11E1

* ASIGNACIÓN DE DIRECCIÓN 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 $01FF     : INICIO DEL STACK POINTER
LDA #580      : CARGA EL REGISTRO A CON EL NUMERO BIN 10000000
STAA OPTION   : HABILITA EL CONVERTIDOR ANALOGICO / DIGITAL
LDA #530      : CARGA EL REGISTRO A CON EL NUMERO BIN 10110000
STAA ADCTL    : HABILITA LA ENTRADA ADR1 DE 8 BITS DEL CONVERTIDOR A /D
LDA #57B      : VALOR INFERIOR DE ESTABILIDAD, 7B = -2.4117 VOLTS
STAA $180     : EL VALOR ANTERIOR PONLO EN LA DIR. DE MEMORIA $180
LDA #57F      : VALOR CENTRAL DE ESTABILIDAD, 7F = 2.4901 VOLTS
STAA $181     : EL VALOR ANTERIOR PONLO EN LA DIR. DE MEMORIA $181
LDA #583      : VALOR SUPERIOR DE ESTABILIDAD, 83 = 2.5688 VOLTS
STAA $182     : EL VALOR ANTERIOR PONLO EN LA DIR. DE MEMORIA $182

READATA: LDA ADR1 : PRUEBA SI ADR1 ES
          CMPA $180 : MENOR QUE #57B = -2.4117 VOLTS
          BLO MASMENOS : BRINCA SI ES MENOR QUE -2.4117 VOLTS, A LA RUTINA MASMENOS (POLARIDAD POSITIVA)
          LDA ADR1 : PRUEBA SI ADR1 ES
          CMPA $182 : MAYOR QUE #583 = 2.5688 VOLTS
          BHI MENOSMAS : BRINCA SI ES MAYOR QUE 2.5688 VOLTS, A LA RUTINA MENOSMAS (POLARIDAD NEGATIVA)
          LDA #500 : CARGA EL ACUMULADOR A CON 0 VOLTS
          STAA PORTB : APAGADO DE LAS BOBINAS
          JSR DELAY : SALTA A LA RUTINA DE RETARDO DE TIEMPO
          JMP READATA : SALTA A LEER DE NUEVO EL SIGUIENTE DATO

MASMENOS: LDA #501 : RUTINA DE POLARIZACIÓN POSITIVA
          STAA PORTB : EL DATO DE LA DIR. DE MEMORIA 01 SACALO POR EL PUERTO B
          JSR DELAY : SALTA A LA SUBRUTINA DE RETRASO
          LDA ADR1 : PRUEBA SI EL DATO DE ADR1 ES
          CMPA $181 : EL DATO ADR1 ES IGUAL A 181 = 2.5688 VOLTS
          BNE MASMENOS : BRINCA SI NO ES IGUAL A LA RUTINA DE MASMENOS
          JMP READATA : SALTA A LEER EL NUEVO DATO DE ENTRADA EN ADR1

MENOSMAS: LDA #503 : POLARIZACIÓN NEGATIVA
          STAA PORTB : EL DATO DE LA DIR. DE MEMORIA 03 SACALO POR EL PUERTO B
          JSR DELAY : SALTA A LA SUBRUTINA DE RETRASO
          LDA ADR1 : PRUEBA SI EL DATO DE ADR1 ES
          CMPA $181 : EL DATO ADR1 ES IGUAL A 181 = -2.4117 VOLTS
          BNE MENOSMAS : BRINCA SI NO ES IGUAL A LA RUTINA DE MENOSMAS
          JMP READATA : SALTA A LEER EL NUEVO DATO DE ENTRADA EN ADR1

DELAY: LDX #5005 : RETARDO DE 10 MILISEGUNDOS
LOOP: DEX : DECREMENTA EL REGISTRO DE INDICE X
      BNE LOOP : BRINCA SI NO ES IGUAL A CERO LA BANDERA Z, Z = 0 A LOOP
      CLC : LMPJA LA BANDERA DE ACARREO
      RTS : RETORNA A LA SUBRUTINA
  
```

4.3.- ACTUADORES.

4.3.1. Ruedas utilizadas.

Para poder realizar las primeras pruebas de control con un sistema de ruedas inerciales, ha sido necesario llevar a cabo una serie de adaptaciones. Como ruedas inerciales, se han utilizado tres masas cilíndricas que han sido montadas en los ejes de igual número

de motores de corriente directa. Para la determinación de los momentos de inercia de estos dispositivos fue necesario considerar también la masa de las armaduras.

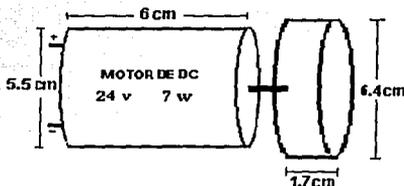


Figura 4.4 Dibujo de una de las ruedas utilizadas y su acoplamiento con el motor de CD.

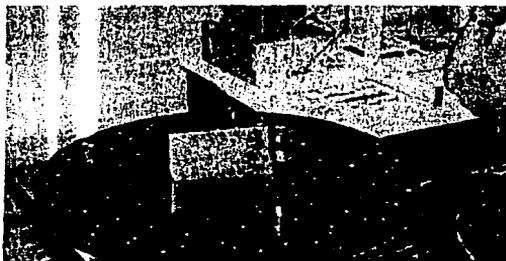


Figura 4.5. Ensayo sobre el eje Z en la plataforma de simulación.

4.3.2. Bobinas utilizadas.

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 el proyecto del satélite de percepción remota se tomaron en cuenta las dos tendencias [16].

Las bobinas cilíndricas (en forma tubular) ofrecen ventajas en cuanto a sus dimensiones reducidas; ya que con un material adecuado en el núcleo, es posible obtener momentos dipolares relativamente grandes. Son fácilmente montables aunque presentan histéresis y no linealidades.

Las bobinas arrolladas alrededor del satélite son otra opción viable, ya que aún con las reducidas dimensiones del satélite, se contaría con una mayor área en el núcleo, con lo cuál tendríamos mayor dipolo, pero se debe tener en cuenta que entre mas cerca estén las bobinas de los circuitos, pueden existir efectos de interferencia

electromagnética. Su diseño es muy simple, pero su montaje es considerado como complicado y delicado.

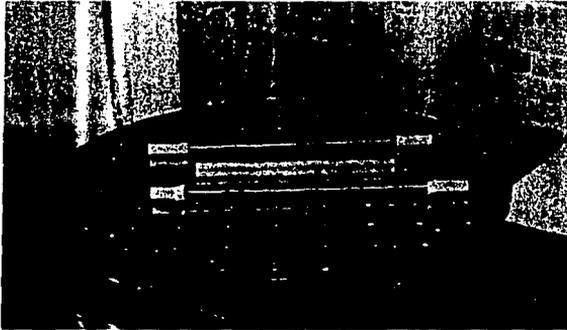


Figura 4.6 Fotografía de dos bobinas en la mesa de pruebas.

Se tomó como decisión utilizar las bobinas en forma de cilindro alargado para ofrecer mejores características de desempeño y facilidad de manejo, además de proporcionar pares relativamente grandes con la utilización de núcleos magnéticos[16]. Las bobinas utilizadas cuentan con las siguientes características; longitud: 40 cm., diámetro: 2 cm., masa total: 974 gr., dipolo: 12 Am^2 , alambre: cobre calibre 32., número de arrollamientos: 2.4., núcleo: cobalto

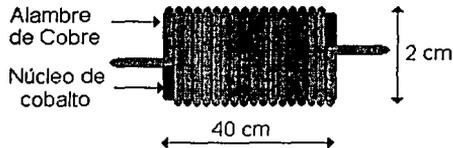


Figura 4.7. Bobina con núcleo de cobalto empleada para llevar a cabo funciones de desaturación en las ruedas inerciales.

4.4.- INTERFACES MICROCONTROLADORES-SENSORES.

El esquema general del sistema completo de detección de orientación y control de estabilización, ha sido mostrado con anterioridad. Hasta el momento de llevar a cabo esta tesis no se contaba con los giróscopos ni el magnetómetro. Con el propósito de

poder llevar a cabo pruebas de laboratorio de manera simplificada, únicamente se ha utilizado el sensor de sol para determinar la desviación de la plataforma. Este sensor nos puede proporcionar información sobre la desviación en dos ejes, sin embargo, sólo hemos utilizado uno de ellos, debido a que el diseño del sistema de control está basado en la independencia entre ejes. En la siguiente figura se muestra el diagrama de bloques de la interfaz sensor de sol - microcontrolador.

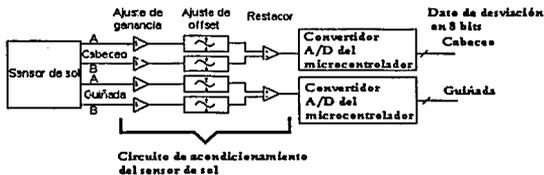


Figura 4.8 Interfaz sensor de sol - microcontrolador.

4.4.1. Circuitos de acondicionamiento.

En la siguiente figura se muestra el circuito de acondicionamiento que fue utilizado para proporcionar un voltaje de entrada, al convertidor A/D del microcontrolador, de 0 a 5 volts. La corriente de corto circuito de las celdas de cada eje, es restada y amplificada para obtener un voltaje proporcional al ángulo de desviación.

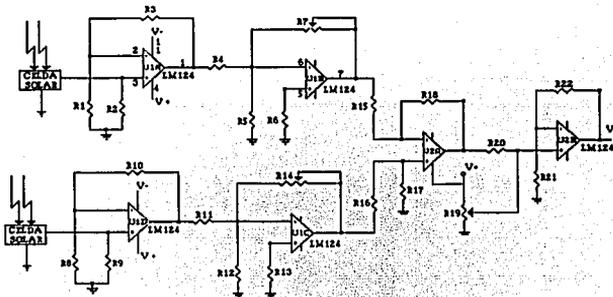


Figura 4.9. Circuito de acondicionamiento del sensor de sol.

4.4.2. Filtrado digital.

En la adquisición de datos de un sistema que va a ser controlado, es necesario asegurar que la información recibida sea confiable para que el proceso de control se realice

adecuadamente. La señal de entrada puede estar influenciada por muchas fuentes de ruido. En los sensores de orientación, la desviación del valor real de dichas señales puede ser provocada por factores debidos al ambiente en el que se encuentran trabajando estos dispositivos, tales como incidencia de radiación, tormentas electromagnéticas, ruido inducido por corrientes cercanas, cambios de temperatura, etc. Por todas estas razones, resulta obvio el empleo de un método para eliminar las señales espurias en el sistema[5].

Las exigencias de operación en un ambiente orbital dificultan las cosas, los filtros analógicos son vulnerables a esta situación. Ante la eventualidad de alguna falla en un circuito, los filtros analógicos no pueden ser modificados en órbita, en cambio, los filtros digitales si pueden reprogramarse al enviarse a través de comandos un nuevo programa, esto los hace más fáciles de manejar y modificar. Por estas razones, es que se ha determinado utilizar un sistema de filtrado digital, que no es mas que un programa dedicado a discriminar las frecuencias no deseadas en los datos adquiridos, mismas que provocan efectos adversos para los propósitos de procesos posteriores. La calidad de la señal a la salida del filtro mejora notablemente puesto, que lo que obtenemos es una señal limpia a partir de las señales de entrada con ruido.

Una buena elección del método de filtrado es indispensable para que se ajuste a las capacidades del lenguaje de programación y del equipo que lo soportan. Existen muchos métodos disponibles para ser utilizados como eliminadores de ruido, sin embargo, funcionan con principios similares: se toma una cantidad de datos, se asigna un peso a cada una de las muestras (multiplicar por coeficientes calculados) y se suman, para posteriormente dividirlos entre el número de muestras tomadas.

El método utilizado para el desarrollo de este trabajo es el de ajuste de datos a una curva[5]. La concepción del método es bastante sencilla y efectiva, por lo que para su utilización en la adquisición de datos desde sensores de orientación, es muy conveniente. El método consiste en la búsqueda de una curva de cierto orden a la cual se ajusten los datos adquiridos. El ajuste se realiza minimizando el cuadrado de la distancia de cada uno de los puntos a la curva. La representación de la curva se lleva a cabo por medio de una ecuación de grado tal, que convenga al diseño. Esta puede ser de primer grado (recta) o grados subsecuentes. El proceso de la señal se complica para curvas cuyas ecuaciones son de altos grados, puesto que el diseño involucra mayor número de operaciones.

El programa, desarrollado para ser utilizado en microcontroladores de la serie HC11 en modo expandido, puede ser consultado en la referencia 5.

4.5.- INTERFACES MICROCONTROLADORES-ACTUADORES.

Se han desarrollado una serie de circuitos de conversión D/A (figura 4.10), de monitoreo (tacómetro), control de velocidad (PLL), de acondicionamiento de señales y de potencia para manejar los motores. Éstos giran a una velocidad nominal de operación de 1800 RPM, lo que introduce un momentum angular al sistema [13]. Cuando se produce una perturbación se detecta la desviación en la orientación y entonces aumenta o disminuye la velocidad para compensar este efecto. Cuando la acumulación de momentum en alguna de las ruedas no permite ya su operación, entonces se aplica un par para frenar o

desaturar dicha rueda, como este frenado causa un efecto de reacción en el satélite, es entonces necesario aplicar una corriente a las bobinas para contrarrestar este efecto y mantener la orientación de la nave en forma estable.

4.5.1. Motores de CD.

Con la finalidad de poder llevar a cabo nuestras pruebas de laboratorio, se utilizaron motores de corriente directa como impulsores de la ruedas inerciales, debido a las ventajas que representa su utilización; pero es necesario recordar que para la implementación de un sistema de control de orientación con ruedas inerciales en un satélite pequeño, y con la finalidad de poder alcanzar la precisión en el apuntamiento y asegurar un tiempo mínimo de 5 años de funcionamiento en órbita, es necesario adquirir estos componentes con algún fabricante de la industria espacial como por ejemplo HITACO[21], que ofrece gran variedad de ruedas inerciales para el manejo del momentum angular.

Los motores de corriente directa (TEAC 24V DC @ 0.1A) presentan las siguientes ventajas: (1) una velocidad ajustable del motor en intervalos amplios, (2) una salida de potencia mecánica constante, o par constante, (3) una rápida aceleración y frenado y (4) respuesta a una señal de retroalimentación. Es por esto, que se tiene un mayor control y por tanto una mejor precisión. En la siguiente figura se aprecia la conexión del motor al circuito de control.

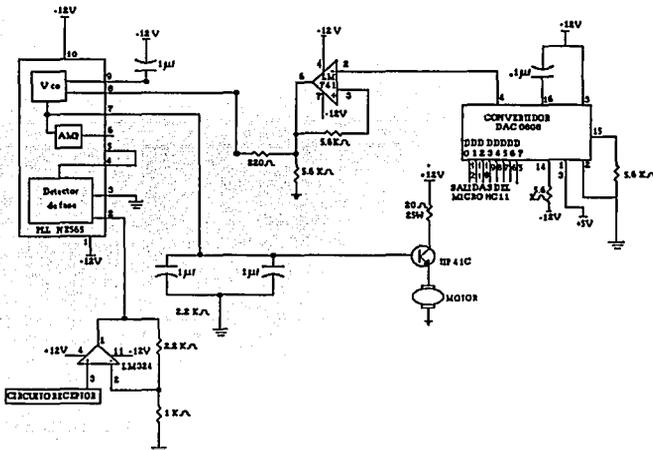


Figura 4.10. Circuitos de conversión D/A y etapa de potencia motor-PLL.

4.5.2. Circuito PLL. (Lazo de Amarre de Fase)

El sistema de control de velocidad de los motores que manejan a las ruedas inerciales, se diseñó con base a un circuito de Lazo de Amarre por Fase (o PLL por sus siglas en Inglés). Un PLL es un circuito que se compone de un detector de fase, un filtro pasabajas y un oscilador controlado por voltaje; conectados como se ilustra en la figura 4.11 el hecho de tener un oscilador controlado, lo hace capaz de amarrarse o sincronizarse con una señal de entrada. Si la fase cambia, lo cual indica que la frecuencia entrante está cambiando, la tensión de salida del detector de fase aumenta o disminuye justo lo suficiente para mantener la frecuencia del oscilador igual a la frecuencia de entrada, manteniendo la condición de amarre. El diseño y el circuito completo se muestran en el apéndice C.

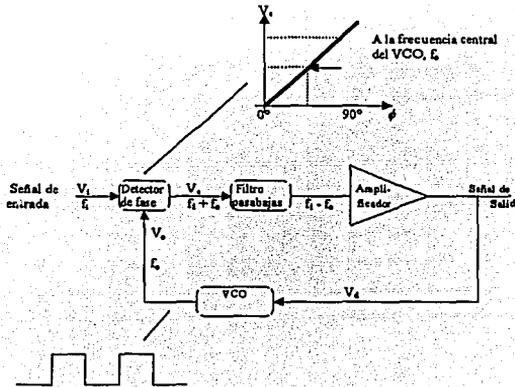


Figura 4.11 Diagrama de bloques de un circuito de Lazo de Amarre de Fase (PLL)

4.5.3. Tacómetro.

El objetivo principal de este circuito es de mostrar de una manera gráfica la velocidad de los motores de CD en revoluciones por segundo, con una actualización constante. Esto nos permite visualizar de una manera rápida la velocidad de giro de las ruedas y detectar los cambios que ocurren durante la realización de los ciclos de control. Este circuito transforma una señal optoelectrónica, producida por un par emisor - receptor, en un tren

de pulsos que es cuantificado por un conjunto de flip flops que hacen las veces de contadores, esta señal es transferida a un decodificador BCD a 7 segmentos para ser desplegada. En el apéndice D se muestra el diseño completo de este dispositivo.

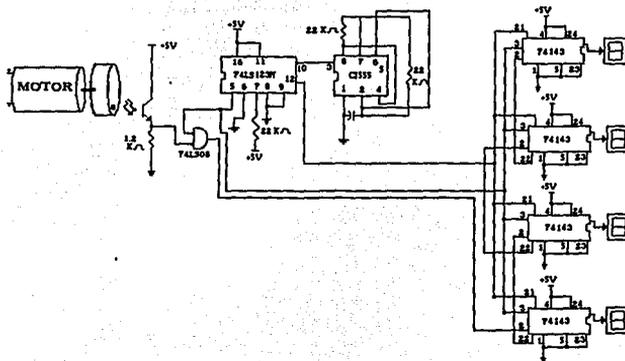


Figura 4.12. Circuito de medición de la velocidad de giro de las ruedas.

**FALTA
PAGINA**

67

CAPÍTULO 5

PRUEBAS DE FUNCIONAMIENTO.

En este capítulo se hace una reseña de las pruebas de control de orientación llevadas a cabo con este sistema. Se hace énfasis en el control de orientación en cada eje independiente debido a que esto simplifica mucho esta labor. Es bien sabido que existe un acoplamiento entre los ejes, es decir, que el movimiento en uno de ellos afecta a otro, pero consideramos que esto no representa ningún problema; debido a que el movimiento causado por dicho acoplamiento, es interpretado por el sistema de control como una perturbación y lo corrige de manera adecuada[22].

Las pruebas se llevaron a cabo en un simulador físico, que proporciona un medio con fricción prácticamente nula, simulando así una de las condiciones mas importantes desde el punto de vista de los sistemas dinámicos: la falta de fricción[14].

Para poder visualizar el resultado de la orientación se utilizó un programa que lleva a cabo una graficación de la orientación[5]. Este programa toma las señales del sensor de sol y proporciona información alfanumérica y gráfica tridimensional de la orientación, para su adecuada visualización.

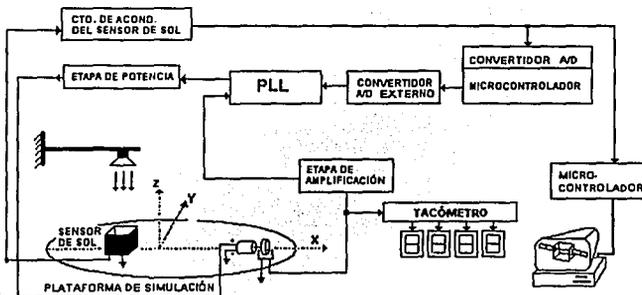


Figura 5.1 Diagrama esquemático que muestra la interconexión de los componentes del sistema de control de orientación.

5.1.- SIMULADOR FÍSICO PARA PRUEBAS DE CONTROL DE ORIENTACIÓN.

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 un movimiento angular suficiente en los tres ejes y un equilibrio neutral bajo cualquier ángulo de deflexión.

El equilibrio neutral en cualquier ángulo de deflexión, implica el contar con un sistema de balanceo estático y dinámico en la plataforma, que por el momento todavía no se encuentra en funcionamiento, y por tanto no pudo usarse en este trabajo; pero que sin duda proporcionará una ayuda importantísima en el desarrollo de las pruebas de control de orientación una vez que se encuentre en operación.

Uno de los principales objetivos de utilizar un simulador, es el de contar con un medio sin fricción que nos permita evaluar el desempeño de sensores, actuadores y algoritmos que serán implementados posteriormente en satélites artificiales. Además de que sirve como plataforma para llevar a cabo la integración de los sensores, los actuadores, baterías, controladores y todos los aditamentos necesarios para reproducir un tensor de inercia dado[14].

El diseño básico de este tipo de simuladores, consiste de una plataforma móvil donde se colocarán los componentes bajo estudio; 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.



Figura 5.2. Balero de aire esférico sustentando la plataforma de pruebas.

La plataforma es de forma circular con un diámetro de 76 cm, y un sistema de multiperforaciones radiales, que permite la sujeción de los diferentes componentes en prácticamente cualquier posición. El balero de aire es esférico, multifiujo, con diámetro de 10 cm., maquinado en bronce con una capacidad de carga por diseño de 80 Kg y donde se genera el medio con fricción despreciable[14]. La utilización de materiales compuestos en la plataforma, es un factor que permite disminuir los pares residuales, al no existir problemas de elongaciones o contracciones con los cambios de temperatura.

En la figura 5.2 se muestra el esquema general del simulador completo; sus principales componentes son: mesa o plataforma, balero de aire esférico (semiesfera y copa), brida para suministro de aire y soporte.

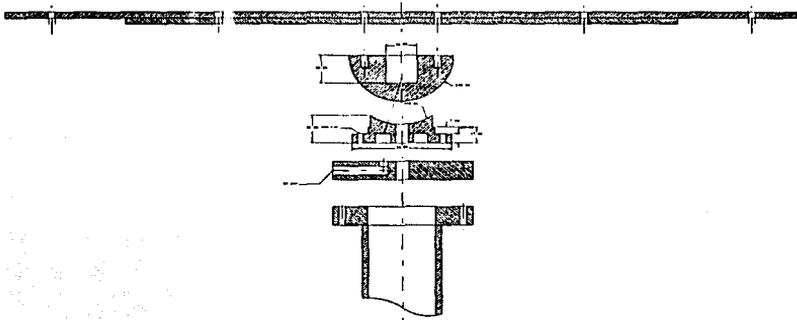


Figura 5.3 Diagrama general de la plataforma de simulación donde se muestran los componentes principales.

5.2.- PRUEBAS DE FUNCIONAMIENTO EN CADA EJE INDEPENDIENTE.

Con el propósito de comprobar el funcionamiento adecuado de los programas y circuitos desarrollados para el manejo de las ruedas inerciales y 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 5.1

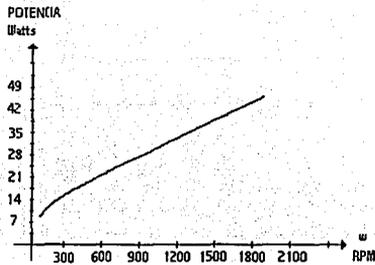


Figura 5.4 Curvas de respuesta Potencia vs velocidad en un eje de referencia.

Se han realizado únicamente pruebas de funcionamiento en un solo eje a la vez. Las ruedas y bobinas han sido colocadas sobre la plataforma (una rueda y dos bobinas), junto con baterías, circuitos de acondicionamiento, interfaces de potencia, el microcontrolador y el sensor de sol que nos sirve para determinar la desviación de la orientación.



Figura 5.5. Fotografía de un ensayo de control de orientación con una rueda inercial sobre el eje Z.

El control de la rueda se efectúa sobre su propio eje de giro, mientras que, debido a la manera en que las bobinas nos pueden proporcionar un par es alineándose con el dipolo terrestre; para el control de un eje en particular hay que hacer uso de las bobinas colocadas en los ejes perpendiculares a este eje[16].

Como primera prueba se caracterizó el comportamiento del motor y la rueda. El resultado se muestra en la siguiente figura, es de esperarse que con la utilización de una rueda inercial calificada para vuelo orbital no se tendrá el problema de histéresis.

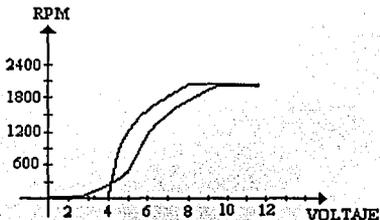


Figura 5.6. Curva de respuesta típica del conjunto motor-rueda, donde se muestra la relación entre el voltaje de entrada vs RPM y se aprecia la existencia de histéresis.

El microcontrolador procesa los datos proporcionados por el sensor de sol (en grados de inclinación respecto a un eje de referencia) y si detecta que existe un error en la orientación, envía un valor de voltaje para aumentar o disminuir la velocidad de la rueda, dependiendo del signo de la señal de error, para estas pruebas los resultados se muestran a continuación.

En la figura 5.7 es posible observar la respuesta del sistema en el monitor de una computadora mediante un programa escrito en c++, el cual se explica en la sección 5.4 visualización de la orientación. Ante una desviación inicial, inducida intencionalmente, la respuesta del sistema es de unos cuantos segundos; lo que nos permite afirmar que nuestro sistema será capaz de llevar a cabo acciones de control y apuntamiento de una manera muy efectiva.

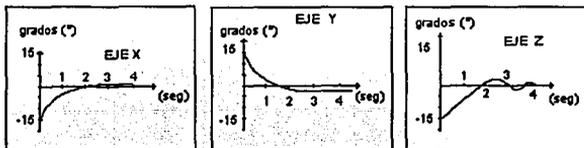


Figura 5.6 Curvas de respuesta Desviación vs Tiempo en los tres ejes de referencia.

Las bobinas magnéticas entran en acción con un control 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 para eliminar el exceso de momentum acumulado en la rueda inercial. Cuando el momentum en la rueda excede el límite máximo permitido (2200 rpm), se encienden las bobinas y ejecutan su acción. 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 $B = 43,906 \text{ nT}$. El eje X está alineado con el Norte, el Eje Y con el Este, y el eje Z con la vertical. Para el caso de las ruedas inerciales utilizadas, el momentum permitido para cada rueda es de $1.53 \times 10^{-4} \text{ [kg m}^2\text{]}$.

5.3. PRUEBAS DE FUNCIONAMIENTO EN TRES EJES.

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; 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.

Al iniciar la prueba se hace un balanceo estático de la plataforma colocando manualmente una serie de masas en las posiciones apropiadas a fin de lograr mantener el sistema en equilibrio, sin embargo una vez iniciada la prueba, la desviación provoca un movimiento muy rápido de caída de la plataforma, impidiendo así la realización de los ensayos. Por eso la utilización del pivoteo.

No es posible llevar a cabo pruebas de funcionamiento en tres ejes hasta que se cuente con el sistema de balanceo automático.

5.4. VISUALIZACIÓN DE LA ORIENTACIÓN.

El Sensor de sol produce datos (cuyos valores son en un rango de 0-5 volts) que representan la orientación de la plataforma de simulación en dos ejes ortogonales. La lectura de la orientación en dichos ejes se obtiene numéricamente al convertir los valores de voltaje del sensor a un valor hexadecimal (estos valores van desde 00 hasta FF) y la figura 5.1 pretende mostrar como se ve directamente la orientación física de la plataforma; sin embargo, se requiere de un despliegue visual de estos datos, ya que cuando el satélite se encuentre en órbita, obviamente éste no se encontrará a la vista y por tanto, será mucho más fácil observar la orientación en tierra con la ayuda de un

monitor y de esta manera saber si se han estado llevando a cabo correctamente las maniobras de orientación. Para ello es utilizado un sistema de graficación en PC como herramienta de despliegue de datos y simulación de orientación[5].

El programa [5] fue escrito en lenguaje C++ por ofrecer una gran flexibilidad para el manejo de gráficos y manejo de puertos. Cuenta con la opción de inicializar la posición del objeto en la pantalla por medio del teclado, de tal suerte que los datos recibidos del puerto serie son actualizados constantemente en la gráfica a partir de una referencia inicial.

Permite también establecer la dirección de visualización del objeto, esto será muy importante en órbita debido a que podremos simular al satélite visto desde el sol o desde la tierra. Básicamente se puede seleccionar un punto de partida para cada uno de los ejes y el punto de vista del observador. El objeto es introducido desde un archivo, el cual contiene los vértices y se definen las caras que lo forman.

Los datos del microcontrolador se envían a la PC en forma serial asincrónica, esta comunicación se lleva a cabo a través del puerto COM 1 a una velocidad de transmisión de 9600 bauds. La información recibida contiene datos de los tres ángulos de desviación, los cuales son diferenciados por medio de un protocolo de comunicación simple; sólo se reciben datos, lo que permite enviarlos en forma ordenada después de una palabra de control. Esta última se utiliza para indicar a la computadora el momento en el cual se inicia el envío del dato de guiñada, seguido de dato de cabeceo, y por último el de rotación, para comenzar nuevamente enviando la palabra de control[5].

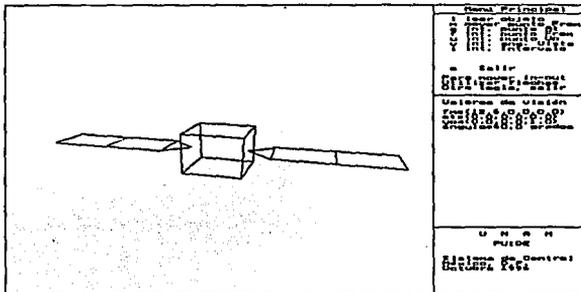


Figura 5.7. Monitor de la PC donde se despliegan los datos tanto numéricos como gráficos de la orientación de la plataforma.

5.5.- DISCUSIÓN DE RESULTADOS Y RECOMENDACIONES.

El esquema general propuesto de detección de orientación y control de estabilización, utilizando ruedas inerciales y bobinas magnéticas, se muestra en la siguiente figura 5.8.

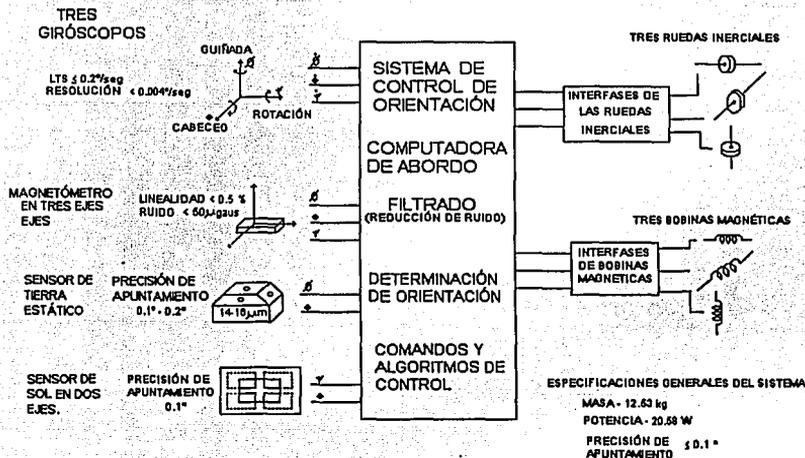


Figura 5.8. Diagrama esquemático donde se muestran los componentes principales de los subsistemas de detección de orientación y control de estabilización.

El sistema de control está planteado como un esquema independiente en cada eje, cada rueda inercial podrá aumentar o disminuir su velocidad para corregir la desviación en dicho eje.

La utilización de bobinas magnéticas tiene muchas ventajas, debido a su bajo consumo de energía y bajo peso, además que permite implementar un sistema de control 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 más 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.

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.

Con los pares magnéticos es posible controlar lo que tiene una gran implicación ya que constituye un sistema de respaldo.

Dadas las limitaciones que se tienen para llevar a cabo las pruebas del proceso de desaturación de las ruedas, debido entre otras causas al efecto causado por la fricción en el eje pivotado y a los valores de campo magnético, que por razones obvias se mantienen constantes, es preferible llevar a cabo una simulación del comportamiento de esta maniobra de desaturación. Hay que considerar que en tierra no sería posible establecer la efectividad de esta maniobra, ya que hay que establecer con cierta precisión los tiempos de duración de la misma y los efectos que causará en el apuntamiento del satélite y en la misión.

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 ± 0.5 grados en los tres ejes.

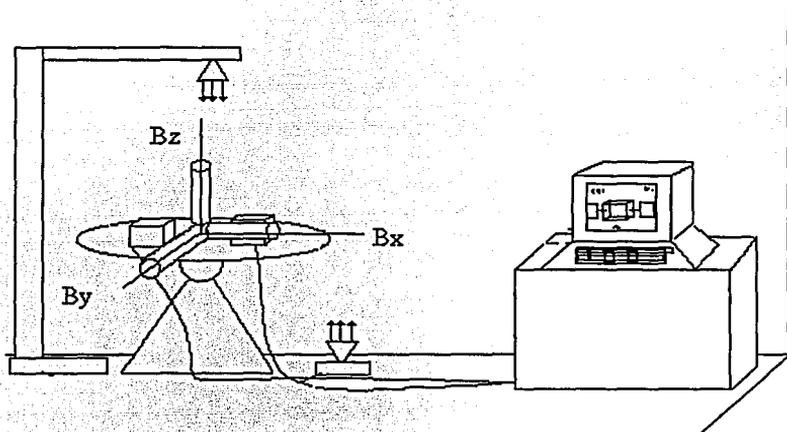


Figura 5.9 Experimento de control de orientación con ruedas inerciales y bobinas magnéticas.

En lo que se refiere al proceso de desaturación de las ruedas, es necesario estar midiendo la velocidad angular y calcular el momentum, para saber si nos encontramos en

los límites de funcionamiento de las ruedas, ya que al salirse de este intervalo, éstas no podrían llevar a cabo acciones de control.

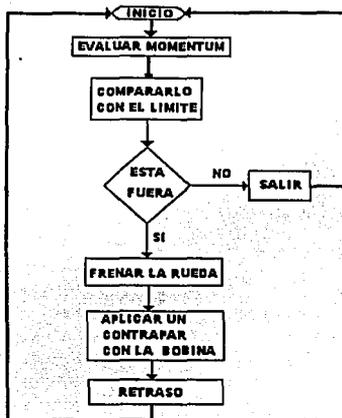


Fig. 5.10 Diagrama de flujo para la desaturación de cada rueda inercial

En este sistema se llevaron a cabo, pruebas de funcionamiento, en una plataforma de simulación, con un medio sin fricción. Las pruebas se realizaron probando en un eje a la vez. Sostenida la plataforma por dos pivotes (uno en cada extremo), debido al desbalanceo que se presentaba en la plataforma, es necesario primero hacer el balanceo de la plataforma, para después hacer las pruebas correspondientes, en cada eje. Las lecturas del tacómetro únicamente sirven para mostrar la velocidad a la que gira la rueda, así como también, para comprobar si se está realizando el incremento o decremento de velocidad cuando es llevada a cabo una inclinación determinada.

APENDICE A

Desarrollo de las ecuaciones de Euler y ángulos de orientación (2.2.1)

Las ecuaciones de Euler para determinar la orientación de un cuerpo, pueden ser escritas de la siguiente manera [15]:

$$M_1 = A\dot{\omega}_1 + (C - B)\omega_2\omega_3$$

$$M_2 = B\dot{\omega}_2 + (A - C)\omega_1\omega_3$$

$$M_3 = C\dot{\omega}_3 + (B - A)\omega_1\omega_2$$

de las ecuaciones 2.2

$$\omega_1 = \dot{\phi} - \psi \dot{\theta} \sin \theta$$

derivando ω_1

$$\dot{\omega}_1 = \ddot{\phi} - \dot{\psi} \dot{\theta} \cos \theta - \psi \ddot{\theta} \sin \theta$$

$$\omega_2 = \dot{\theta} \cos \phi + \psi \dot{\theta} \sin \phi$$

derivando ω_2

$$\dot{\omega}_2 = -\dot{\theta} \dot{\phi} \sin \phi + \ddot{\theta} \cos \phi + \dot{\psi} [\dot{\phi} \cos \theta \cos \phi + \dot{\theta} \sin \phi (-\dot{\theta} \sin \theta)] + \psi \dot{\theta} \cos \phi \sin \phi - \dot{\theta} \sin \phi \dot{\theta} \sin \theta$$

$$\dot{\omega}_2 = \ddot{\theta} \cos \phi - \dot{\theta} \dot{\phi} \sin \phi + \dot{\psi} \cos \theta \sin \phi + \dot{\psi} [\dot{\phi} \cos \theta \cos \phi - \dot{\theta} \sin \theta \sin \phi]$$

$$\omega_3 = -\dot{\theta} \sin \phi + \psi \dot{\theta} \cos \theta \cos \phi$$

derivando w_3

$$w_3 = -[\theta\phi \cos\phi + \xi \text{sen}\phi] + \psi[\phi \cos\phi(-\text{sen}\phi) + \theta \cos\phi(-\text{sen}\theta)] + \psi \cos\phi \cos\theta$$

$$w_3 = -\theta \text{sen}\phi - \theta\phi \cos\phi + \psi \cos\theta \cos\phi - \psi[\phi \cos\theta \text{sen}\phi + \theta(\cos\phi \text{sen}\theta)]$$

Sustituyendo w_1 y w_2 en la ecuación

$$M_1 = Aw_1 + (C - B)w_2w_3$$

$$M_1 = A[\phi - \psi\theta \cos\theta - \psi \text{sen}\theta] + (C - B)w_2w_3$$

Despejando θ de la ecuación:

$$\frac{M_1 - (C - B)w_2w_3}{A} = \phi - \psi\theta \cos\theta - \psi \text{sen}\theta$$

$$\phi = \frac{1}{A}[M_1 - (C - B)w_2w_3] + \psi \text{sen}\theta + \psi\theta \cos\theta$$

Para la ecuación M_2

$$M_2 = Bw_2 + (A - C)w_1w_3$$

Sustituyendo w_2 en la ecuación anterior.

$$M_2 = B[\theta \cos\phi - \theta\phi \text{sen}\phi + \psi \cos\theta \text{sen}\phi + \psi(\phi \cos\theta \cos\phi - \xi \text{sen}\theta \text{sen}\phi)] + (A - C)w_1w_3$$

despejando $(A - C)w_1w_3$ y dividiendo entre B, la ecuación queda:

$$\frac{M_2 - (A - C)w_1w_3}{B} = \theta \cos\phi - \theta\phi \text{sen}\phi + \psi \cos\theta \text{sen}\phi + \psi(\phi \cos\theta \cos\phi - \xi \text{sen}\theta \text{sen}\phi)$$

despejando $\theta \cos\phi$ la ecuación queda

$$\theta \cos\phi = \left[\phi \xi \text{sen}\phi - \psi \cos\theta \text{sen}\phi - \psi(\phi \cos\theta \cos\phi + \xi \text{sen}\theta \text{sen}\phi) + \frac{M_2 + (C - A)w_1w_3}{B} \right]$$

dividiendo la ecuación entre $\cos\phi$ nos queda

$$\theta = \frac{1}{\cos\phi} \left[-\psi \cos\alpha \operatorname{sen}\phi + \theta\phi \operatorname{sen}\phi + \psi(\alpha \operatorname{sen}\alpha \operatorname{sen}\phi - \phi \cos\theta \cos\phi) + \frac{1}{B} \{(A-B)w_1w_3 + M_2\} \right]$$

Sustituyendo w_3 en la ecuación $M_3 = Cw_3 + (B-A)w_1w_2$ la ecuación queda:

$$M_3 = C[-\theta \operatorname{sen}\phi - \theta\phi \cos\phi + \psi \cos\theta \cos\phi - \psi(\phi \cos\alpha \operatorname{sen}\phi + \alpha \operatorname{sen}\theta \cos\phi) + (B-A)w_1w_2]$$

despejando ψ realizamos el siguiente procedimiento.

$$\frac{M_3 + (A-B)w_1w_2}{C} = \psi \cos\theta \cos\phi - \psi[\phi \cos\alpha \operatorname{sen}\phi + \alpha \operatorname{sen}\theta \cos\phi] - \theta \operatorname{sen}\phi - \theta\phi \cos\phi$$

$$\frac{M_3 + (A-B)w_1w_2}{C} + \psi[\phi \cos\alpha \operatorname{sen}\phi + \alpha \operatorname{sen}\theta \cos\phi] + \theta \operatorname{sen}\phi + \theta\phi \cos\phi = \psi \cos\theta \cos\phi$$

dividiendo la ecuación entre $\cos\theta \cos\phi$ nos queda.

$$\psi = \frac{1}{\cos\theta \cos\phi} \left[\theta \operatorname{sen}\phi + \theta\phi \cos\phi + \psi(\operatorname{sen}\theta \cos\phi + \phi \cos\alpha \operatorname{sen}\phi) + \frac{1}{C} [(A-B)w_1w_2 + M_3] \right]$$

Ahora sustituyendo la ecuación $\theta = \frac{1}{\cos\phi} [-\psi \cos\alpha \operatorname{sen}\phi + \alpha + \beta + \zeta]$ en la ecuación

$$\psi = \frac{1}{\cos\theta \cos\phi} [\theta \operatorname{sen}\phi + \gamma + \delta + \rho]$$
 nos queda

$$\psi = \frac{1}{\cos\theta \cos\phi} \left[\frac{1}{\cos\phi} (-\psi \cos\alpha \operatorname{sen}\phi + \alpha + \beta + \zeta) \operatorname{sen}\phi + \gamma + \delta + \rho \right]$$

$$\psi = \frac{1}{\cos\theta \cos\phi} \left[\frac{\operatorname{sen}\phi}{\cos\phi} (-\psi \cos\alpha \operatorname{sen}\phi + \alpha + \beta + \zeta) + \gamma + \delta + \rho \right]$$

$$\psi = \frac{1}{\cos\theta \cos\phi} \left[\frac{\text{sen}\phi}{\cos\phi} \left(-\psi(\cos\theta \text{sen}\phi) + \frac{\text{sen}\phi}{\cos\phi} (\alpha + \beta + \zeta) \right) + \gamma + \delta + \rho \right]$$

$$\psi = \frac{1}{\cos\theta \cos^2\phi} \left[\text{sen}\phi(-\psi \cos\theta \text{sen}\phi) + \frac{1}{\cos\theta \cos\phi} \left[\frac{\text{sen}\phi}{\cos\phi} (\alpha + \beta + \zeta) \right] + \gamma + \delta + \rho \right]$$

$$\psi = -\psi \left(\frac{\text{sen}^2\phi}{\cos^2\phi} \right) + \frac{1}{\cos\phi \cos\theta} \left[\frac{\text{sen}\phi}{\cos\phi} (\alpha + \beta + \zeta) + \gamma + \delta + \rho \right]$$

$$\psi + \psi \left(\frac{\text{sen}^2\phi}{\cos^2\phi} \right) = \frac{1}{\cos\phi \cos\theta} \left[\frac{\text{sen}\phi}{\cos\phi} (\alpha + \beta + \zeta) + \gamma + \delta + \rho \right]$$

Factorizando ψ nos queda.

$$\psi \left(1 + \frac{\text{sen}^2\phi}{\cos^2\phi} \right) = \frac{1}{\cos\phi \cos\theta} \left[\frac{\text{sen}\phi}{\cos\phi} (\alpha + \beta + \zeta) + \gamma + \delta + \rho \right]$$

$$\psi \left(\frac{\cos^2\phi + \text{sen}^2\phi}{\cos^2\phi} \right) = \frac{1}{\cos\phi \cos\theta} \left[\frac{\text{sen}\phi}{\cos\phi} (\alpha + \beta + \zeta) + \gamma + \delta + \rho \right]$$

$$\psi \left(\frac{1}{\cos^2\phi} \right) = \frac{1}{\cos\phi \cos\theta} \left[\frac{\text{sen}\phi}{\cos\phi} (\alpha + \beta + \zeta) + \gamma + \delta + \rho \right]$$

multiplicando por $\cos^2\phi$ nos queda finalmente

$$\psi = \cos^2\phi \left\{ \frac{1}{\cos\phi \cos\theta} \left[\frac{\text{sen}\phi}{\cos\phi} (\alpha + \beta + \zeta) + \gamma + \delta + \rho \right] \right\}$$

APÉNDICE B

Diagrama esquemático de la tarjeta microcontroladora basada en el M68HC11F1, en modo "Single Chip".

El siguiente diagrama corresponde a la tarjeta microcontroladora desarrollada para esta aplicación, es decir, el sistema utilizado en la presente tesis, sirve para llevar a cabo el control en un eje de la orientación de una plataforma autónoma autoestable usando un MC 68HC11F1. Es de notarse que la mayor parte de los recursos periféricos propios del microcontrolador se encuentran sin usarse, esto es debido a que se diseñó una tarjeta que pudiera ser utilizada en otro tipo de aplicaciones.

La comunicación con la PC para propósitos de programación del MC se realiza de forma serial asíncrona, con una interface del tipo RS232 y un conector DB9. La línea de señal de entrada es PE0 (pin 59) y las líneas de salida de control al motor a pasos son PG0, PG1, PG2 y PG3 (pines 27, 26, 25 y 24 respectivamente).

Es recomendable incluir un arreglo de diodos zener reguladores; para ajustar de manera precisa los voltajes de referencia para el sistema de conversión A/D del MC.

APÉNDICE C

CÁLCULO Y CONFIGURACIÓN DEL CIRCUITO DE LAZO DE AMARRE DE FASE (PLL).

Una señal de entrada V_i , y la proveniente de un VCO (oscilador controlado por voltaje), V_o , se comparan mediante un detector de fase (véase la figura C.1) que proporciona un voltaje de salida V_e , que representa la diferencia de fase entre las dos señales. Después este voltaje se alimenta a un filtro pasabajas; el cual proporciona un voltaje de salida, amplificado si es necesario, que puede tomarse como un voltaje de salida del PLL, y que se emplea internamente para modular la frecuencia VCO. La operación de lazo cerrado del circuito es para mantener la frecuencia del VCO amarrada a la frecuencia de la señal de entrada.

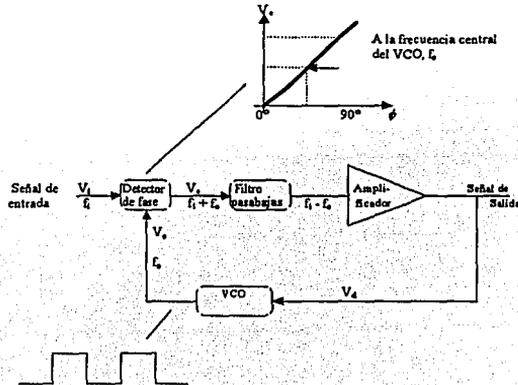


Figura C.1 Diagrama de bloques de un circuito de Lazo de Amarre de Fase (PLL)

Cuando el lazo se dice que está operando en amarre de fase o en lazo cerrado, es cuando la frecuencia de la señal de entrada y la frecuencia del VCO son iguales. El voltaje V_d , es el valor necesario para mantener el VCO en lazo cerrado con la señal de entrada. Posteriormente, el VCO proporciona a su salida una señal de onda cuadrada de amplitud fija igual a la frecuencia de entrada. La operación óptima se obtiene si la frecuencia central del VCO, f_0 , se ajusta con el voltaje de polarización CD a la mitad de su intervalo de operación lineal. Cuando el lazo está amarrado, las dos señales para el detector son de la misma frecuencia aunque no necesariamente están en fase. Una diferencia de fase fija entre las dos señales para el comparador produce un voltaje CD fijo para el VCO. Los cambios en la frecuencia de la señal de entrada producen cambios del voltaje de CD para el VCO. Dentro de un intervalo de frecuencia de captura y lazo cerrado, el voltaje CD activará la frecuencia del VCO para igualarla con la de la entrada.

En tanto que el lazo trata de capturar la frecuencia de entrada, a la salida del comparador de fase se tienen las componentes de frecuencia de la suma y la diferencia de las señales comparadas en el detector de fase. Un filtro pasabajas deja pasar sólo las componentes de baja frecuencia de la señal, de modo que el lazo pueda obtener la "captura" entre las señales de entrada y el VCO.

Debido al intervalo limitado de operación del VCO y a la conexión de retroalimentación del circuito PLL, hay una banda de frecuencias de operación que se especifica para un PLL, y el llamado intervalo de captura, el cual se define como el intervalo de frecuencias centrado en torno a la frecuencia libre de oscilación del VCO, f_0 , alrededor del cual el ciclo puede adquirir la condición de captura con la señal de entrada.

Desarrollo

El PLL que se utilizó en este sistema fue el CI LM565, el cual es un Lazo de Amarre de Fase de propósito general. Para determinar los valores de los componentes para permitir su utilización en un intervalo útil para nuestros propósitos, definimos los valores de ω_{MIN} , ω_{NOM} y de ω_{MAX} con los que podemos determinar el valor en el que trabajará el VCO, se tiene entonces que:

$$f_0 = 1 / 3.7R_0 C_0 \text{ [Hz]} \quad (C.1)$$

y las frecuencias mínima, nominal y máxima de operación:

$$\omega_{MIN} = 1400 \text{ [rpm]}, \quad \omega_{NOM} = 1800 \text{ [rpm]} \quad \omega_{MAX} = 2200 \text{ [rpm]}$$

Para calcular las frecuencias que representan estas velocidades angulares se utilizarán las siguientes identidades:

$$\omega = 2 \pi f \text{ [rad / seg]} \quad (\text{C.2})$$

$$2 \pi \text{ rad} = 1 \text{ rev} \quad (\text{C.3})$$

$$1 \text{ min} = 60 \text{ seg} \quad (\text{C.4})$$

Si sustituimos (C.3) y (C.4) en (C.2) y simplificamos se tiene:

$$\omega = 60 f \text{ [rev / min]} \quad (\text{C.5})$$

Si sustituimos las velocidades angulares en (4.5) se tiene:

$$f_{\text{MIN}} = 23.333 \text{ Hz} \quad (\text{C.6})$$

$$f_{\text{NOM}} = 30 \text{ Hz} \quad (\text{C.7})$$

$$f_{\text{MAX}} = 36.666 \text{ Hz} \quad (\text{C.8})$$

Para determinar el valor de la resistencia que nos permita obtener la frecuencia de oscilación del VCO (f_{NOM}), utilizamos la ecuación (C.1), conociendo la frecuencia y proponiendo que C_0 sea de $1 \mu\text{f}$, sólo falta por calcular la resistencia, que será el elemento que controle la velocidad el motor.

Sustituyendo (C.7) en (C.1) se tiene:

$$R_{\text{NOM}} = 9009 \Omega \quad (\text{C.9})$$

Por lo anterior, se selecciona una resistencia variable de precisión de 20 vueltas de $10\text{K}\Omega$, que nos permita obtener la frecuencia a partir de la cual se logrará el amarre. El intervalo de amarre está constituido por aquellas frecuencias en las que el lazo permanecerá trabajando de manera regular, después de que inicialmente ha logrado amarrarse en f_0 , su expresión matemática es:

$$f_H = \pm 8 f_0 / V_C \quad (\text{C.10})$$

Si sustituimos (4.7) en (4.10) se tiene:

$$f_H = \pm 20 \text{ Hz} \quad (\text{C.11})$$

Entonces el intervalo de frecuencias en el que podrá operar el circuito son:

$$10\text{Hz} \leq f_H \leq 50\text{ Hz}$$

Intervalo que cubre fácilmente nuestras frecuencias de manejo de los motores, localizadas entre 23.33 Hz y 36.66 Hz. Lo que nos dice la ecuación (C.10) es que, mientras mayor sea el valor de f_0 , mayor será el intervalo de frecuencias que podrá manejar el PLL, para seguir a la señal de entrada.

El filtro que se usó en el lazo se trata de un filtro pasa bajas cuya frecuencia de corte está en 40 Hz, recordar que la f_{MAX} es de 36.666 Hz.

La configuración final de circuito se observa en la figura siguiente.

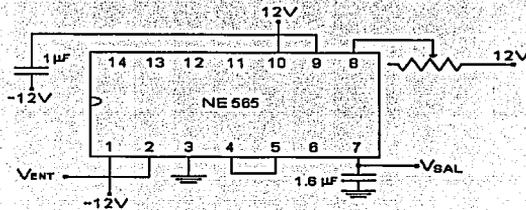


Fig. C.2. Circuito de control de velocidad basado en un PLL.

Apéndice D

Tacómetro.

El objetivo principal de la interfaz es controlar la velocidad de un motor de CD así como mostrarla en revoluciones por segundo, actualizándose constantemente. A continuación se detalla el diseño y construcción del Módulo de Conteo de revoluciones del motor de CD.

El sistema de conteo de vueltas consiste en un disco que tiene un orificio montado en la superficie del motor, en el cual, el led infrarrojo emite una haz de luz infrarroja a través del orificio al circuito receptor, si se emite constantemente dicho haz sobre la superficie de giro del motor, se generará un tren de pulsos (proporcional a la velocidad angular del motor) que será recibido en un fototransistor (que será adecuada a niveles de tensión eléctrica TTL. El transmisor infrarrojo se muestra en la figura 1.D. El transmisor y el receptor se encuentran en una misma pieza.

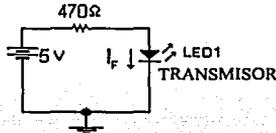


Fig. 1D Transmisor infrarrojo.

Los valores de los componentes se obtuvieron de la siguiente manera, si aplicamos LMK (Ley de Mallas de Kirchoff) a este circuito se tendrá:

$$V_{\infty} = (R)(I_f) + V_R \dots (D.1)$$

Donde:

- V_{∞} es la tensión de alimentación del circuito.
- V_R es la tensión de ruptura del LED infrarrojo.
- I_f es la corriente de alimentación del LED infrarrojo.
- R es la resistencia de protección del LED infrarrojo.

Ahora para un buen funcionamiento del LED se tiene

$$V_R = 4.7 \text{ V.} \quad (D.2a)$$

$$I_f = 10 \text{ mA} \dots \quad (D.2b)$$

$$V_{\infty} = 5 \text{ V} \dots \quad (D.2c)$$

Así que sustituyendo (D.2a), (D.2b) y (D.2c) en (D.1) se tiene para R:

$$R = 470 \Omega \dots \quad (D.2d)$$

El fototransmisor-receptor se muestra en la figura 2D, incluye un fototransistor, un circuito monoestable y una compuerta nand .

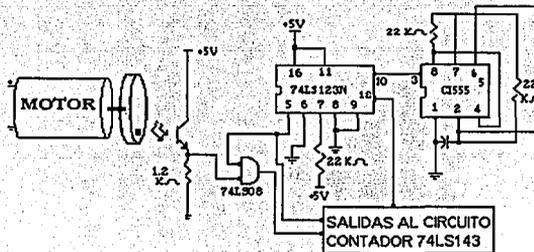


Fig. 2D Fotoreceptor Infrarrojo, circuito monoestable y compuerta nand.

Para contar las revoluciones se utilizo un C.I. SN74143, el cual es un circuito MSI que incluye, en el mismo chip, el contador, la memoria de paso, el decodificador y el manejador de los displays. Este es un chip muy útil ya que combina una amplia variedad de funciones necesarias para los manejadores del LED y simplifica enormemente el diseño; contiene el equivalente a 86 compuertas, también incluye resistores relativamente altos con las bases de los transistores de entrada, lo cual disminuye las necesidades de corriente. Sus salidas están diseñadas para mantener una corriente constante de aproximadamente 15 mA en las cargas para las salidas de siete segmentos a hasta g. Es importante hacer notar que este circuito memoriza y borra en el nivel de la señal aplicada y no en la transición de alto a bajo. En la figura 4D se muestra la conexión de los cuatro circuitos integrados. El contador SN741s143N es autocomenzable, que cuenta con un manejador que se activa cada 10 segundos mostrándonos las revoluciones del motor, debido a este retraso se tuvo que emplear un circuito multivibrador monoestable (CI 74LS123) con el fin de que tuviera un retraso mayor, para esta aplicación, este tipo de conexión puede variar el periodo desde unos microsegundos a varios segundos, dependiendo de la aplicación. En la figura 3D muestra la conexión y las formas de onda de un circuito multivibrador monoestable. A continuación se muestra las características mas destacables del CI 555.

Sus características más destacables son:

- Ⓜ Temporización desde microsegundos hasta horas.
- Ⓜ Modos de funcionamiento:
 - Ⓜ Monoestable.
 - Ⓜ Astable.
- Ⓜ Aplicaciones:
 - Ⓜ Temporizador.
 - Ⓜ Oscilador.

TESIS CON
FALLA DE ORIGEN

- Divisor de frecuencia.
- Generador de señales triangulares
- Modulador de frecuencia.

La aplicación del CI555, para este caso será en operación astable o circuito reloj, el cual está elaborado a partir de una combinación de comparadores lineales y un flip-flop digital. En la figura 4D muestra la configuración y las formas de onda para la operación astable, el cual usa un resistor y un capacitor externos para fijar el intervalo de tiempo de la señal de salida. La finalidad principal es proporcionar pulsos de reloj.

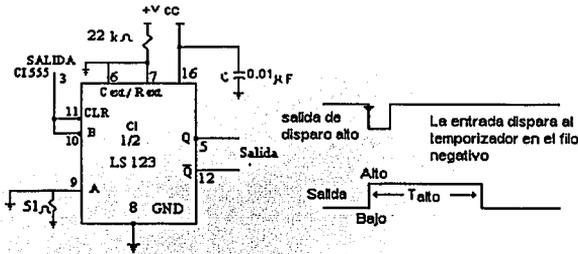


Figura 3D. Circuito de Operación del CI74LS123 como monoestable y sus formas de onda.

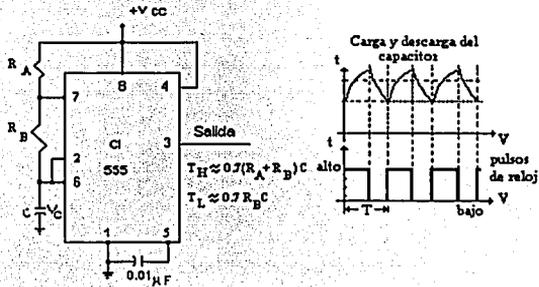


Figura 4D. Formas de onda de un Circuito de Operación CI555 como astable o circuito reloj y sus formas de onda

Con la finalidad de poder visualizar de una manera rápida la velocidad de giro de las ruedas y detectar los cambios que ocurren durante la realización de los ciclos de control, ha sido implementado un circuito que transforma una señal optoelectrónica, producida

por un par emisor - receptor, en un tren de pulsos que es cuantificado por un conjunto de flip flops que hacen las veces de contadores. Esta señal es transferida a un decodificador BCD a 7 segmentos y desplegarse para su visualización. El circuito final se muestra en la figura 5D.

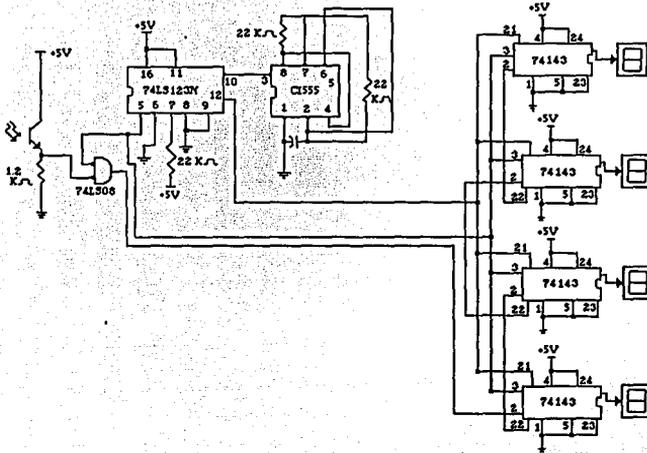


Figura 5D. Circuito de medición de la velocidad de giro de las ruedas.

REFERENCIAS

- 1.- Siahpush A. and Gleave J. "A brief survey of attitude control systems utilizing momentum wheel concepts for small satellites". 2nd. Annual AIAA/USU Conf. On Small Satellites. September, 1988.
- 2.- Wertz J.R. *Spacecraft attitude determination and control*. Kluwer Academic Publishers. The Netherlands, 1990. pp-858
- 3.- Prado J., Miranda V.M. "*Sistema de adquisición de datos para determinar la orientación de un satélite en tres ejes*". SOMI XIII Congreso Nacional de Instrumentación. Ensenada, BCN. México. Octubre 5-9, 1998. Memorias del Congreso. pp 413-417.
- 4.- 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.
- 5.- Miranda V.M. "*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. México, D.F. 1998. 83 pp.
- 6.- Tom Logsdon. Apuntes del curso "Mecánica orbital, teoría y aplicaciones" ESIME Ticomán. Junio de 1992. tomo 1.
- 7.- Nottingham J.R. "*An Intelligent, Sun-Tracking Satellite Controller Using Neural Networks*" Tesis de Maestría. Utah State University. Logan Utah 1992.
- 8.- Shaviv G., Shachar M. "TechSAT-1 An Earth-Pointing, Three-axis stabilized microsatellite". *Space Technology Vol 15 No. 4* 1995. pp 245-256.
- 9.- Prado J., Bisiacchi G., Espinosa A.G., Salgado G. "*Control de orientación en tres ejes para un satélite pequeño, utilizando ruedas inerciales*". SOMI XIII Congreso Nacional de Instrumentación. Ensenada, BCN. México. Octubre 5-9, 1998. Memorias del Congreso. pp. 403-407.
- 10.- Prado J., Miranda V., Corona A. "*Sensor de tierra para detección de orientación de un satélite*". SOMI XII Congreso Nacional de Instrumentación. San Luis Potosí, SLP. México. Septiembre 30-Octubre 3, 1997. Memorias del Congreso. pp 743-747
- 11.- Gyrochip II hojas de datos. Systron Donner Inertial Division. Concord, California.

- 12.- S.R. Vadali y J.L. Junkins. *Spacecraft large angle rotational maneuvers with optimal momentum transfer*. The Journal of the Astronautical Sciences. Vol XXXI, No. 2, pp 217-235. April-June 1983.
- 13.- P.K. Pal and S.M. Fox. *The Effects of Momentum Bias on a Gravity Gradient Stabilized Spacecraft With Active Magnetic Control*. Annual AIAA/USU. Conference on Small Satellites, Sept.1992.
- 14.- Prado J., Peralta-Higuera A., Navarrete M., Bisiacchi G. " *Simulador físico para prueba de sistemas de detección de orientación de satélites, en un medio sin fricción*". SOMI XII Congreso Nacional de Instrumentación. San Luis Potosí, SLP. México. Septiembre 30-Octubre 3, 1997. Memorias del Congreso. pp 738-742.
- 15.- Hughes P. "Spacecraft Attitude Dynamics". John Wiley and Sons, New York, 1986 564pp.
- 16.- Juárez G. "Utilización de bobinas magnéticas para control de orientación de satélites pequeños". Tesis de Licenciatura, Ingeniería Electrónica. Facultad de Ingeniería, UNAM. 68pp. 1999.
- 17.- Olsen T. A. "Design of an Adaptive Balancing Scheme for the Small Satellite Attitude Control Simulator" Tesis de Maestría. Utah State University, Logan Utah 1995.
- 18.- Lang, William E. 1966. "Handbook for Mass Property Measurement and control. Greenbelt, MD. National Aeronautics and Space Administration, Goddard Space Flight Center. S-320-6-1 Supplement B.
- 19.- Hibbeler, R.C. 1986 "Engineering mechanics: Statics and Dynamics. 4th edition. New York: Mc millan Publishing Company.
- 20.- Griffin M.D. and French J.R. "Space vehicle design". AIAA Education Series. Ohio, USA, 1991
- 21.- ITHACO " Attitude determination and control system capabilities". Report 94203, September 1992. pp23.
- 22.- Young J.S. "Development of an automatic balancing system for a small satellite attitude control simulator". Tesis de Maestría. Utah State University. 1998. pp168.