



**UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO**

---

**PROGRAMA DE MAESTRÍA Y DOCTORADO EN  
INGENIERÍA.**

FACULTAD DE INGENIERÍA.

**SISTEMA DE SIMULACIÓN PARA PRUEBAS  
DE ALGORITMOS DE ORIENTACIÓN Y  
CONTROL DE SATÉLITES PEQUEÑOS.**

**T E S I S**

QUE PARA OPTAR POR EL GRADO DE:

**DOCTOR EN INGENIERÍA**  
MECÁNICA - APLICADA

P R E S E N T A:

**JORGE PRADO MOLINA**

TUTORA:

**DRA. MARGARITA NAVARRETE MONTESINOS**

2007





Universidad Nacional  
Autónoma de México



**UNAM – Dirección General de Bibliotecas**  
**Tesis Digitales**  
**Restricciones de uso**

**DERECHOS RESERVADOS ©**  
**PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL**

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

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

## RECONOCIMIENTOS.

A la Universidad Nacional Autónoma de México, mi alma mater, por ser una de las mejores instituciones educativas del mundo y por constituir en este país un motor de cambio social.

A la Facultad de Ingeniería de la Universidad Nacional Autónoma de México y a todos sus profesores, por su labor trascendental y poco reconocida.

† Al Dr. Gianfranco Bisiacchi Giraldi decidido impulsor de la ingeniería espacial en México.

A todos y cada uno de los miembros de mi comité doctoral por sus invaluable consejos y apoyo. Dr. Gabriel Ascanio Gasca, Dra. Tetyana Baydyk Mykolaivna, Dr. Ernst Mikhailovich Kussul, Dra. Margarita Navarrete Montesinos, Dr. Sergiy Sadovnychiy, Dra. Graciela Velasco Herrera, Dr. Esaú Vicente Vivas

## **AGRADECIMIENTOS.**

Quiero expresar un particular agradecimiento a las siguientes personas:

Al ingeniero Ubaldo Eduardo Márquez Amador del Taller de Diseño y Manufactura Avanzada de la Facultad de Ingeniería de la Universidad Nacional Autónoma de México, por su invaluable apoyo en la fabricación de los cojinetes de aire esféricos.

A todos los alumnos que participaron en el desarrollo de este proyecto: Víctor Manuel Miranda Centeno, Gustavo Juárez Durán, Juan Manuel Becerril Báez, Mario Rodríguez Díaz, Alejandro Juárez Durán, Antonio Guadalupe Espinosa Méndez, Gilberto Salgado Salgado, Marcela Mesinas Ortiz, Daniel Ruiz Zavala, y Fabiola Contreras Carrasco.

Sin su ayuda este proyecto no hubiera visto la luz.

# ÍNDICE.

	Página
Reconocimientos	i
Dedicatoria	ii
Agradecimientos	iii
Índice	iv
Resumen	vii
Abstract	viii
<b>1. INTRODUCCIÓN.</b>	<b>1</b>
1.1. Sistemas de orientación de satélites.	3
1.1.1. Métodos de detección de orientación.	5
1.1.2. Sensores de orientación.	6
1.1.2.1 Sensor de Sol.	7
1.1.2.1.1. Sensor de sol basado en un arreglo lineal de Fotodiodos.	7
1.1.2.2 Sensor de Tierra.	8
1.1.2.3 Magnetómetro.	9
1.1.2.4 Unidad de medición inercial.	10
1.1.3. El campo magnético terrestre.	11
1.1.4. Filtrado digital.	14
1.1.5. Actuadores.	15
1.1.5.1 Bobinas magnéticas.	15
1.1.5.2 Toberas de reacción.	16
1.1.5.3 Ruedas inerciales.	16
1.1.6. Esquemas de orientación y control.	17
1.2 El medio ambiente espacial.	18
1.3. Necesidad de un simulador físico.	19
1.4. Diferentes opciones de simuladores.	21
1.4.1. Equipos de simulación desarrollados en Universidades.	22
1.4.2. Equipos con movimiento irrestricto en dos ejes.	23
1.4.3. Sistemas combinados.	24
1.5. Determinación del objeto de investigación.	25
1.5.1. Metas.	25
1.5.2. Requerimientos preliminares del simulador	26
1.5.2.1. Características principales de la plataforma de simulación.	27
1.5.2.2. Materiales utilizables.	27
1.5.2.2.1. Materiales antimagnéticos.	28
1.5. 3. Modelado de la plataforma de simulación.	28
1.5.4. Diseño y fabricación de la plataforma y el cojinete neumático esférico.	29
1.5.5. Sistema de balanceo automático con masas deslizantes.	30
1.5.1.1. Sistema de monitoreo inalámbrico.	32
1.6. Comentarios sobre el capítulo.	32
<b>2. SISTEMAS DE DETECCIÓN DE ORIENTACIÓN Y CONTROL DE ESTABILIZACIÓN.</b>	<b>34</b>
2.1. Sensores de orientación.	34
2.1.1. Sensor de sol.	35
2.1.2. Sensor de tierra.	39
2.1.2.1. Sensor infrarrojo con detectores de selenuro de plomo.	39
2.1.3. Magnetómetro.	41
2.1.4. Sistema de medición inercial en dos ejes.	42
2.1.4.1. Determinación de la vertical.	42

2.2. Actuadores.	45
2.2.1. Bobinas magnéticas.	45
2.2.2. Ruedas inerciales.	48
2.3. Esquema general de orientación y control de estabilización.	
2.4. Comentarios sobre el capítulo	50
<b>3. MODELADO DE LA PLATAFORMA DE SIMULACIÓN.</b>	<b>51</b>
3.1. Parametrización de la orientación.	51
3.2. Modelo de cuerpo rígido de un satélite utilizando las ecuaciones de Euler.	54
3.2.1. Ecuaciones de movimiento.	55
3.3. Comentarios sobre el capítulo.	58
<b>4. MÉTODOS DE BALANCEO AUTOMÁTICO PARA UN SIMULADOR DE UN MEDIO SIN FRICCIÓN.</b>	<b>59</b>
4.1. Sistemas de balanceo.	59
4.1.1. Métodos para determinar los momentos de inercia.	60
4.1.1.1. Determinación del tensor de inercia usando un modelo de CAD.	60
4.1.1.2. Cálculo del tensor de inercia por el método analítico.	61
4.1.1.3. Método del péndulo bifilar torsional.	62
4.1.2. Sistema de masas deslizantes para balanceo automático.	63
4.2. Método de balanceo manual.	65
4.3. Primer método de balanceo automático.	69
4.4. Segundo método de balanceo automático.	71
4.4.1. Balanceo automático en dos ejes.	72
4.5. Sistema de monitoreo inalámbrico.	73
4.5.1. Variables a monitorear.	73
4.5.2. Interfaz inalámbrica.	73
4.5.2.1. Módulos de transmisión y recepción inalámbrica.	74
4.5.3. Graficación.	75
4.5.4 Almacenamiento de datos.	75
4.6. Comentarios sobre el capítulo.	77
<b>5. DISEÑO Y FABRICACIÓN DE LA PLATAFORMA Y EL COJINETE NEUMÁTICO ESFÉRICO.</b>	<b>78</b>
5.1. Diseño de la plataforma de simulación.	78
5.2. Manufactura de la plataforma a partir de un compuesto carbono-epoxy.	79
5.2.1. Método de fabricación.	80
5.3. Cojinetes neumáticos.	83
5.3.1. Cojinetes neumáticos esféricos.	83
5.3.1.1. Cojinetes neumáticos esféricos monoflujo.	83
5.3.1.2. Cojinetes neumáticos multiflujo.	84
5.4. Diseño de un cojinete neumático esférico multiflujo.	85
5.4.1. Determinación de las distribuciones de presión.	86
5.4.2. Cálculo de la carga máxima que puede sustentar el cojinete.	87
5.4.3. Cálculo del coeficiente de fricción.	88
5.5. Maquinado de la esfera y la copa.	88
5.5.1. CAD-CAM.	89
5.5.2. Máquina de control numérico.	89
5.5.3. Resultados del maquinado. Mediciones hechas con una máquina de medición por coordenadas.	91
5.5.4. Perforaciones capilares.	92
5.5.5. Tallado y pulido entre superficies.	92

5.6. Pruebas de funcionamiento.	93
5.6.1. Consideraciones de tipo práctico para una mejor operación de los cojinetes neumáticos.	94
5.7. Comentarios sobre el capítulo.	94
<b>6. RESULTADOS</b>	<b>95</b>
6.1. Pruebas de detección de orientación y control.	95
6.1.1. Pares perturbadores en órbita.	96
6.2. Pruebas de control de orientación con bobinas magnéticas.	97
6.2.1. Ley de control menos la derivada de B punto.	98
6.2.2. Ley de control basada en el producto cruz entre el momento dipolar $\vec{M}$ y el campo magnético local $\vec{B}$ .	100
6.2.3. Ley de control implementada.	101
6.3. Pruebas de control de orientación con ruedas inerciales.	104
6.3.1. Sistema seguidor de Sol utilizando ruedas inerciales como actuadores.	106
6.3.2. Control de orientación con ruedas inerciales.	107
6.3.3. Pruebas de desaturación de ruedas inerciales.	108
6.4. Discusión de resultados.	109
6.4.1. Pruebas de balanceo automático en la plataforma de simulación.	109
6.4.2. Pruebas de oscilación simple.	110
6.4.3. Pares residuales.	113
6.4.4. Pruebas de control de orientación.	113
6.5. Consideraciones finales.	114
6.5.1. Bobinas Magnéticas.	115
6.5.2. Ruedas Inerciales.	115
6.5.3. Giróscopos.	116
6.5.4. Sensor de sol.	116
6.5.5. Sensor de Tierra.	116
6.5.6. Computadora de abordó.	116
6.6. Comentarios sobre el capítulo.	116
<b>7. CONCLUSIONES.</b>	<b>118</b>
Apéndice A. Representaciones alternativas de la orientación.	121
Apéndice B	
B1. Diseño mecánico del cojinete neumático esférico	135
B2. Listado de las instrucciones para fabricar el cojinete neumático esférico.	141
Apéndice C	
Diseño mecánico de las masas deslizantes.	144
Apéndice D	
Listado del programa de balanceo automático de la plataforma de simulación.	157
Apéndice E	
Cálculo de los pares perturbadores en órbita terrestre.	160
Apéndice F	
Listado del programa para controlar la orientación de la plataforma usando ruedas inerciales.	164
Referencias	166

# SISTEMA DE SIMULACIÓN PARA PRUEBAS DE ALGORITMOS DE ORIENTACIÓN Y CONTROL DE SATÉLITES PEQUEÑOS.

## RESUMEN

Los micro- y nano- satélites representan una oportunidad de desarrollo de equipo espacial a bajo costo para una gran diversidad de disciplinas científicas. También constituyen una herramienta importante para explorar y examinar nuevos conceptos de diseño para futuras misiones espaciales, sin erogar importantes sumas de dinero. Los sistemas de control de orientación aumentan las capacidades operativas de las naves espaciales en órbita, sin embargo, para llevar a cabo el desarrollo y las pruebas de funcionamiento de dichos sistemas de control, de una manera realista y objetiva, es necesario contar con un equipo que nos permita simular las condiciones ambientales del espacio exterior como son: el vacío, la microgravedad, el campo magnético, la falta de fricción, entre otros parámetros. Lo anterior, es prácticamente imposible de lograr con un solo equipo, por lo que diferentes simuladores son necesarios para cumplir con este propósito.

En este trabajo se presenta el diseño, manufactura, ensamble, calibración y pruebas de funcionamiento de un sistema llamado "SIMUSAT" en donde se simula la falta de fricción que un satélite experimenta, al encontrarse en el vacío del espacio exterior, siendo esta la principal característica desde el punto de vista de sistemas dinámicos. Asimismo, se utiliza para probar de manera experimental el desempeño de componentes en desarrollo, como sensores, actuadores y algoritmos que serán incluidos posteriormente en equipos espaciales. Además reproduce, las condiciones inerciales del satélite en estudio y hace las veces de plataforma estructural para la integración de sensores, actuadores, baterías, sistemas de comunicaciones y controladores, permitiendo así una evaluación de su desempeño global.

Este sistema está integrado por: a) una plataforma circular suspendida sobre un balero de aire esférico que es donde se genera un medio sin fricción, b) tres ruedas inerciales que constituyen el grupo de actuadores primarios para control de orientación de la plataforma, c) tres bobinas magnéticas, localizadas en ejes mutuamente perpendiculares, que de-saturan las ruedas inerciales y además proporcionan un sistema de control de respaldo, y d) sensores de Sol, Tierra, un magnetómetro y una unidad de medición inercial que se utilizan para determinar cualquier desviación del centro de equilibrio de la plataforma.

Se presentan los modelos matemáticos que definen el comportamiento dinámico de la plataforma considerándola como cuerpo rígido y se describen los protocolos de balanceo, que a través de la re-localización de su centro de masa, permiten reducir al mínimo los pares gravitacionales. Un sistema de monitoreo inalámbrico transmite la orientación de los tres ejes, durante las pruebas. Estos datos son desplegados y almacenados, permitiendo así la evaluación de sensores, actuadores y algoritmos en línea y en un post-proceso.

Se discuten los diseños de detalle, los aspectos principales de su construcción, así como los resultados de las pruebas experimentales de balanceo, oscilación simple y de orientación y control de estabilización.

Finalmente, se describen los logros académicos alcanzados durante el desarrollo de esta tesis como son: la formación de estudiantes y la publicación de artículos en revista y en congresos nacionales e internacionales.



# **SIMULATION SYSTEM FOR SMALL SATELLITE ATTITUDE AND CONTROL ALGORITHMS TESTS.**

## **ABSTRACT**

Micro- and nano- satellites represent an opportunity to develop space equipment at low cost for a diversity of scientific disciplines. Also constitute a very important tool for exploring and examining new design concepts for future space missions without expending significant economical resources. Attitude control systems expand in-orbit spacecraft's operational capabilities; however, to carry-out the development and performance tests of the control systems in an objective and realistic way, it is necessary to rely on equipment that allows simulating the environmental conditions of the extraterrestrial space such as: vacuum, micro-gravity, magnetic field, and the frictionless condition, among other parameters. This is practically impossible to achieve with single equipment, so different simulators are needed to fulfill this purpose.

In this work is introduced the design, manufacture, assembly, calibration and operational tests of a system called "SIMUSAT", where the frictionless condition that a satellite undergo in the extraterrestrial space, is simulated, being this the main characteristic from the dynamic systems point of view. Furthermore, it is useful for experimentally testing the performance of developing components like sensors, actuators and algorithms that will be later included into spacecrafts. Additionally reproduces the inertial conditions of the satellite under study, and serves as a structural platform for the integration of sensors, actuators, batteries, communication systems, and controllers; allowing for a global performance assessment.

This system is integrated by: a) a rounded platform suspended over a spherical air-bearing where the frictionless media is generated, b) three inertial wheels that constitute the primary set of actuators for platform's attitude control, c) three magnetic coils, located in mutually perpendicular axis, intended for desaturation purposes and as a backup control system, and d) sensors of: Sun, Earth, a magnetometer, and an inertial measurement unit, all of them employed to determine any deviation from the center of equilibrium of the platform.

Mathematical models that define the dynamical behavior of the platform considering it as a rigid-body are introduced, as well as two balancing protocols, that trough center of mass relocation significantly reduces gravitational torques. A wireless monitoring system transmits three-axis attitude data during testing. This data is displayed, and stored allowing sensors, actuators, and algorithms being evaluated on-line and in post-processing. Detailed designs, the main construction aspects, as well as the results with experimental tests regarding balancing, simple oscillation, and attitude and control, are discussed.

Finally, the academic achievements obtained during the development of this thesis like: students tutoring, and the publication of papers in journals as well as in national and international congresses, are mentioned.

## Capítulo

# 1

## INTRODUCCIÓN

Los instrumentos o equipos de percepción remota y telecomunicaciones instalados a bordo de satélites, adquieren gran capacidad operativa, comparados con los instalados en Tierra o a bordo de aeronaves, debido a la cobertura tan amplia que tienen de una porción del planeta.

En nuestros días es muy común utilizar servicios como la telefonía, la televisión y la radio, proporcionados por los satélites de comunicaciones. Los satélites meteorológicos y los de percepción remota se encargan del monitoreo de las condiciones del tiempo y de la superficie de la Tierra, respectivamente. Las constelaciones de satélites de posicionamiento global son de gran importancia para la navegación, ya que con la información que proporcionan es posible conocer la posición de un móvil, su velocidad, así como la hora exacta, entre otros datos, actualizando la información varias veces por segundo durante todo el trayecto. También existe una clase de satélites pequeños que están siendo desarrollados por universidades, agencias espaciales y algunas compañías privadas en varios países: los microsátélites, que son de bajo peso, bajo costo de construcción y lanzamiento. En un principio la mayoría de ellos eran de tipo experimental, aunque en los últimos años algunos constructores han llevado a cabo importantes esfuerzos comerciales en el desarrollo de esta tecnología satelital. Tal vez lo más notable dentro de esta clase de equipos, sean los microsátélites construidos por la SSTL (Surrey Satellite Technology Limited) del Reino Unido [79]; como ejemplo, el UoSat-5 fue lanzado en 1991, para capturar imágenes de la Tierra y posteriormente este mismo tipo de satélite fue vendido a países como Corea del Sur y Portugal. El primer satélite climático de tipo comercial es el OrbView-1/Microlab-1 desarrollado en Estados Unidos; esta nave probó el valor de los microsátélites en observar la atmósfera y la ionosfera, haciendo uso de las señales de los satélites de la constelación GPS como radiofaros [2].

Es en esta clase de proyectos en donde estarán concentrados nuestros esfuerzos en el corto y mediano plazo, debido a la accesibilidad que se tiene, en comparación con los satélites mayores, que deberían ser desarrollados en un futuro.

Los micro y nano satélites representan una oportunidad de desarrollo de equipo espacial de bajo costo, en una gran diversidad de disciplinas científicas. También constituyen una importante herramienta para explorar y examinar nuevos dispositivos y conceptos de diseño para futuras misiones espaciales, sin erogar importantes sumas de dinero; no obstante, por obvias razones, los microsátélites presentan severas limitaciones de presupuesto, tamaño, y masa, pero sobre todo, de la energía disponible a bordo [46].

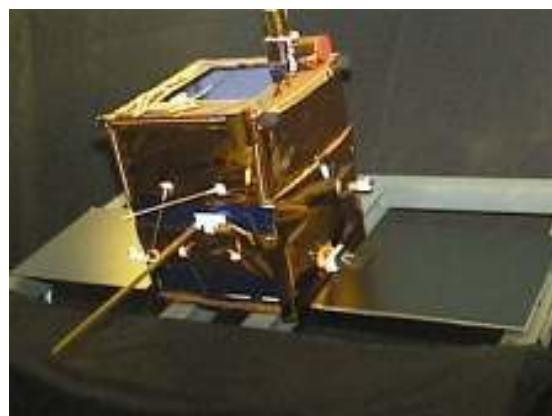


Figura 1.1. Dos ejemplos de microsátélites.

Es muy importante señalar la desigualdad de costos que existe entre los diferentes tipos de satélites; mientras que uno de telecomunicaciones puede costar 200 millones de dólares, un microsátélite normalmente cuesta entre 1 y 5 millones. El desarrollo de satélites cada vez mejores, más pequeños y baratos, es la tendencia actual, por lo que los micro y nanosatélites tendrán cada vez más auge en los próximos años. Se han clasificado en un sentido amplio, como grandes, pequeños, micro, nano y pico satélites. Lo más común es utilizar su masa como un discriminador. En la tabla 1.1 se muestra una clasificación propuesta por la Universidad de Surrey del Reino Unido [79]. Esta no constituye una norma, sin embargo, va muy de acuerdo con lo que manejan distintos autores.

**Tabla 1.1 Clasificación de los satélites atendiendo a su masa.**

Grande	> de 400 kg
Pequeño	100 - 400 kg
Micro	10 - 100 kg
Nano	1 - 10 kg
Pico	0.1 - 1 kg

La puesta en órbita de un equipo espacial, constituye en sí misma una oportunidad muy importante para la realización de experimentos, sin embargo, la diversidad y complejidad de éstos se ve reducida al no contar con un sistema que permita mantener la orientación de la nave de manera continua hacia la Tierra, hacia algún otro planeta o astro del sistema solar o hacia el espacio. La inclusión de un sistema de estabilización, como parte integral en los satélites, amplía de manera significativa la cantidad de experimentos que es posible llevar a cabo en órbita terrestre a bordo de estas naves y también contribuye de manera importante, a la reducción en el tamaño y la potencia de transmisión, al permitir la utilización de antenas direccionales.

Los satélites pequeños del futuro, tendrán un grado de complejidad y exactitud en el apuntamiento, sin precedentes. La capacidad de procesamiento autónomo a altas tasas de velocidad, será indispensable para abordar las nuevas y demandantes tareas tales como: comunicaciones ópticas, formación en vuelo o misiones interferométricas [60]. Las técnicas novedosas de control satisfacen estos requisitos, sin embargo, la validación experimental es un aspecto muy importante que se ha

pasado por alto en los últimos años, en particular en lo que respecta a la determinación de la orientación y el control de estabilización. La simulación física es muy importante, particularmente cuando algunas técnicas de control novedosas, van a ser incorporadas en la siguiente generación de satélites [71].

## 1.1 SISTEMAS DE ORIENTACIÓN DE SATÉLITES.

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. 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 [87].

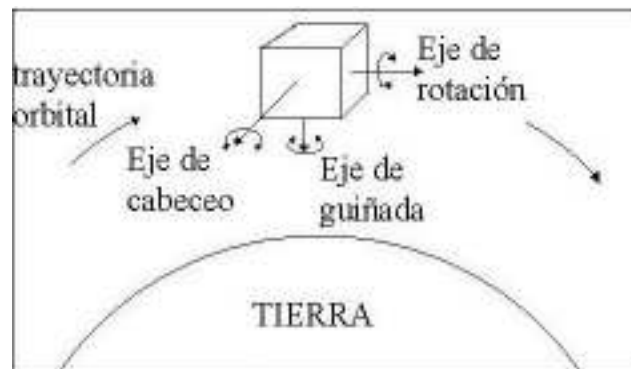


Figura 1.2. Sistema de ejes ortogonales en un satélite.

La orientación de un satélite esta dada por tres ejes ortogonales denominados: rotación, cabeceo y guiñada. La denominación de estos ejes es análoga a la utilizada en aviación y los describimos de la siguiente manera: El eje de rotación, se encuentra localizado de manera axial al vector velocidad, es decir, se encuentra sobre la trayectoria orbital. El eje de guiñada se define como el vector que une el centro de masa de la nave, con el centro de masa de la Tierra. El eje de cabeceo es perpendicular a los dos anteriores para formar un sistema de ejes ortogonales [38].

En este proyecto se tiene particular interés en efectuar maniobras de control de orientación en tres ejes. Existen otros métodos de estabilización para satélites pequeños, normalmente utilizados en nuestros días, como por ejemplo aquellos estabilizados por giro, o aquellos que utilizan una extensión telescópica para generar un gradiente gravitacional en la nave para mantener una cara apuntando hacia la Tierra, no importando si ésta gira sobre el eje de guiñada y solamente cuidando la orientación en dos ejes. También se tiene la opción de colocar una rueda inercial en el eje de cabeceo y de utilizar bobinas magnéticas para amortiguar el movimiento disminuyendo la desviación en dicho eje, etc. [11].

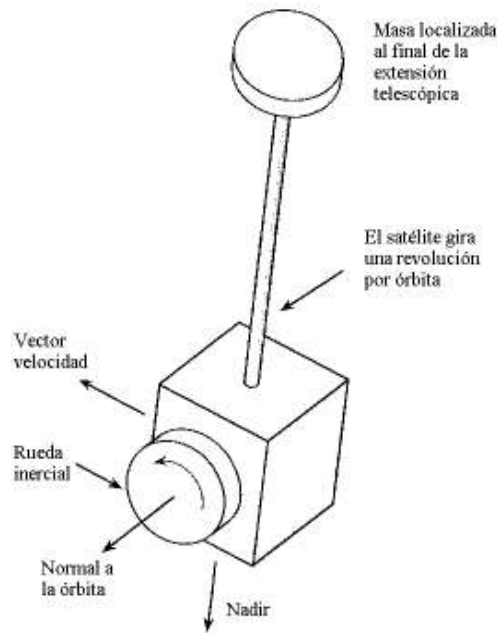


Figura 1.3 Estabilización por gradiente gravitacional y una rueda inercial en el eje de cabeceo.

Para llevar a cabo el procedimiento de orientación en un satélite, es necesario contar con los datos provenientes de sensores de posición y de velocidad angular y resolver las ecuaciones de cuerpo rígido, junto con la matriz de rotación, para obtener una orientación con respecto a un marco de referencia inercial. Esta información sobre la orientación, es enviada a una rutina que se encarga de llevar a cabo las maniobras de estabilización, apuntamiento o reorientación, a través de un conjunto de actuadores. Los sensores de posición pueden ser: de Sol, de Tierra, de estrellas y magnetómetros. Los sensores de velocidad angular son los giróscopos. Los actuadores son, por regla general, bobinas magnéticas, ruedas inerciales y sistemas con toberas de reacción. Es muy aconsejable que las señales de todos los sensores sean filtradas con el propósito de eliminar ruido, debido a las condiciones extremas de temperatura, radiación, alto vacío, etc, donde operan estos dispositivos [38].

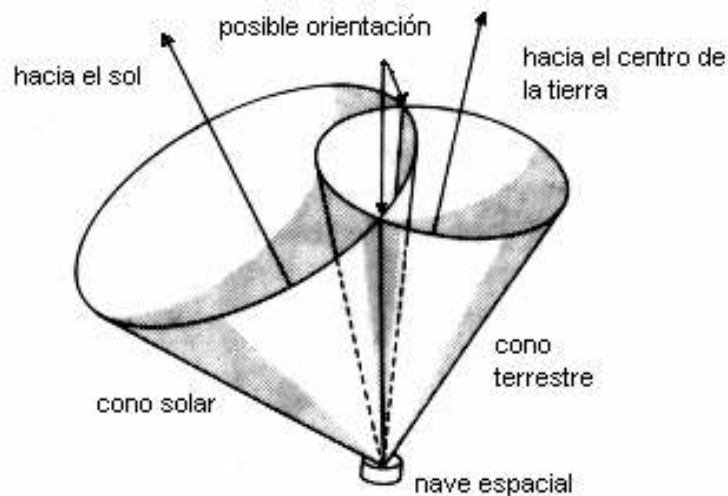
Los sensores de velocidad angular son difíciles de incluir en un sistema de bajo costo. Esto se debe a que los giróscopos de buena precisión son muy caros, y los de bajo costo presentan un error de deriva muy grande (i.e. hasta de  $90^\circ/\text{hr}$ ). No obstante, algunos sistemas de control puestos en órbita en años recientes usan giróscopos con una deriva de  $6^\circ/\text{hr}$  con resultados en la solución de la orientación del orden de 1 a dos grados [9]. Los subsistemas de orientación y control son en general complejos, masivos, consumen mucha energía y necesitan de una posición y orientación específicas, estrictas tolerancias en su alineamiento, un campo de vista adecuado y una frecuencia de resonancia diferente a la de la nave [17].

Para diseñar un sistema de estabilización es indispensable conocer en primer lugar la magnitud de los pares perturbadores a los que estará sometido el satélite durante su trayectoria orbital. El viento solar, los pares gravitacionales, los campos magnéticos inducidos y el arrastre aerodinámico son las principales fuentes de perturbación de la estabilidad de una nave en órbita baja [87]. En la sección 6.1.1 se muestra una gráfica con estos valores, que son fundamentales para el diseño de los actuadores. Para los cálculos, se ha considerado un satélite de forma cúbica, de 0.45 m por lado, masa de 50 kg, y que la distancia máxima entre el centro geométrico y el centro de masa es de 3 cm. Este se encontrará orbitando a 760 km de altura con una inclinación de 96 grados. La carga útil

principal del satélite es una cámara multispectral que tendrá la misión de obtener imágenes de la Tierra con una resolución de 30 metros en el terreno. Este equipo de percepción remota exige un apuntamiento continuo y estable hacia el centro de la Tierra. Este es un requisito indispensable para poder obtener imágenes con poca distorsión; la desviación angular en cualquiera de los ejes afectaría a la imagen recogida por la cámara. Para este caso específico, estamos hablando de un sistema de orientación con una capacidad de apuntamiento de 0.1 grados en los tres ejes.

### 1.1.1. Métodos de detección de orientación.

Los ángulos de apuntamiento que proporcionan los sensores están referidos a los ejes fijos al cuerpo de la nave. Es muy común que las naves espaciales utilicen al Sol y a la Tierra como referencia para determinar su orientación. Cuando un sensor nos entrega un determinado ángulo, en realidad nos está proporcionando una medición que se encuentra dentro de un cono con centro en el Sol y radio igual al ángulo medido. Este cono alrededor del Sol es llamado el cono solar. Utilizando este mismo argumento, la medición del ángulo de nadir implica que el eje vertical está en cualquier lugar de un cono con centro en el propio centro de la Tierra y con un radio igual al ángulo medido por el sensor de nadir terrestre [87].



*Figura 1.4 Método para determinar la orientación a partir de la intersección de los conos terrestre y solar.*

Esto puede verse ilustrado en la [figura 1.4](#), donde la orientación verdadera se encuentra en una de las dos intersecciones de los conos. Como en otros casos similares, para determinar la orientación de manera inequívoca, se debe tomar otra medida independiente, o hacer una estimación a partir de las mediciones anteriores. Cuando el Sol y la Tierra están muy cerca o en el mismo eje, o cuando los conos no se intersectan, no es posible determinar la orientación con este método. En condiciones reales de vuelo orbital, cuando el Sol se encuentra en eclipse, es necesario usar otros sensores como un magnetómetro o un sensor de estrellas, para que en todo momento se cuente con la información de la orientación de la nave.



La determinación de la posición del satélite una vez en órbita, es un tema que será resuelto en etapas subsecuentes del proyecto, así como su orientación y el control de estabilización. Por el momento, para fines de este trabajo, utilizaremos las medidas directas de los sensores de orientación y de velocidad angular para determinar la orientación de nuestro satélite en Tierra, a través de los sistemas de orientación y control montados en el simulador de un medio sin fricción. En el Laboratorio se simularán tanto el disco solar, como la emisión térmica del planeta y éstos estarán disponibles en todo momento, por lo que las pruebas de orientación podrán ser efectuadas sin mayores dificultades con estos sensores [51]. En el caso del magnetómetro, nos vemos limitados a obtener las lecturas de los valores de campo magnético existentes en el laboratorio, debido a que no se cuenta con un simulador de campo magnético.

### **1.1.2. Sensores de orientación.**

Los dispositivos de orientación tradicionales en naves espaciales son: de Sol, de Tierra, de estrellas y magnetómetros. Los giróscopos proporcionan la velocidad angular, aunque es posible también obtenerla a partir de la integración de señales provenientes de acelerómetros, o de la derivación de las señales de posición, etc. [87]. Hay que considerar que este tipo de transformaciones, introducen errores tanto por los métodos numéricos utilizados, como por la deriva que presentan los giróscopos ya que sus señales deben ser recalibradas cada cierto tiempo, por lo que su utilización para determinar posiciones, es limitada.

Los receptores GPS trabajando en modo diferencial constituyen una fuente de orientación continua, sin embargo, no pueden considerarse adecuados para incluirse en satélites pequeños debido a la necesidad de resolver ambigüedades de fase y el gran número de canales GPS necesarios para efectuar esta tarea [64]. En algunos satélites más grandes, como por ejemplo el UoSAT-12 (300 kg) se han montado antenas y receptores GPS para obtener la orientación de la nave. El resultado ha sido una precisión de  $\pm 1$  grado, presentando las señales demasiado ruido y necesitando de mucho apoyo en Tierra para determinar la orientación. Esto se ha logrado utilizando 4 antenas, que son capaces de detectar y rastrear 12 satélites y realizando el proceso de diferencia de fase a partir de 18 mediciones [83].

Dentro de la industria espacial, se han desarrollado algunos sensores de orientación a partir de arreglos de imagen CMOS, entre ellos podemos mencionar los de Sol, Tierra y estrellas. Los dos primeros tienen la ventaja de proveer una precisión de menos de un grado, sin embargo, presentan problemas de funcionamiento intermitente y la necesidad de algoritmos complejos. El sensor de estrellas, fabricado con la misma tecnología, adicionalmente provee una medida de la velocidad angular de la nave, aunque en la mayoría de los casos limitada a unos cuantos grados sobre segundo. Los problemas que presenta son el ruido térmico de fondo, los tiempos de integración de fotones relativamente largos o la necesidad de un sistema de enfriamiento [21].

Para determinar las desviaciones de la plataforma en pruebas de laboratorio se han utilizado los sensores de Sol y Tierra que proporcionan la orientación en los ejes de rotación y cabeceo, mientras que los giróscopos entregan velocidades angulares en los tres ejes, y en conjunto con los acelerómetros, tienen la función adicional de determinar el centro de masa y la matriz de inercia mediante la identificación de parámetros del sistema [60]. Un elemento importante en la orientación es el magnetómetro, ya que en el espacio permite establecer la posición en la que se encuentra la nave dentro de su trayectoria orbital, con un algoritmo de estimación que hace uso de un modelo de campo magnético [4]. En esta sección sólo se presentan los sensores y actuadores considerados para su inclusión en este proyecto, con excepción de las toberas de reacción.

### 1.1.2.1 Sensor de Sol

Este es un dispositivo analógico que provee la orientación de dos ejes independientes, usando cuatro fotoceldas en un arreglo cruzado. Un circuito de acondicionamiento amplifica y lleva a cabo la resta de las señales de las dos celdas de su eje correspondiente, determinando la desviación con respecto al Sol. La precisión obtenida es de  $\pm 0.1^\circ$  y la cobertura o campo de vista puede ajustarse entre  $\pm 12^\circ$  y  $\pm 25^\circ$  variando la altura de la ventana. Una lámpara de halógeno conectada a una fuente de voltaje regulada, hace las veces del Sol. Una versión de este sensor ha sido manufacturada con componentes de grado espacial y calibrado para su operación en órbita [57]. Debido a sus desventajas de calibración, se decidió buscar un dispositivo alternativo; que solamente responda a variaciones del ángulo de iluminación solar, mismo que se presenta en la siguiente subsección.

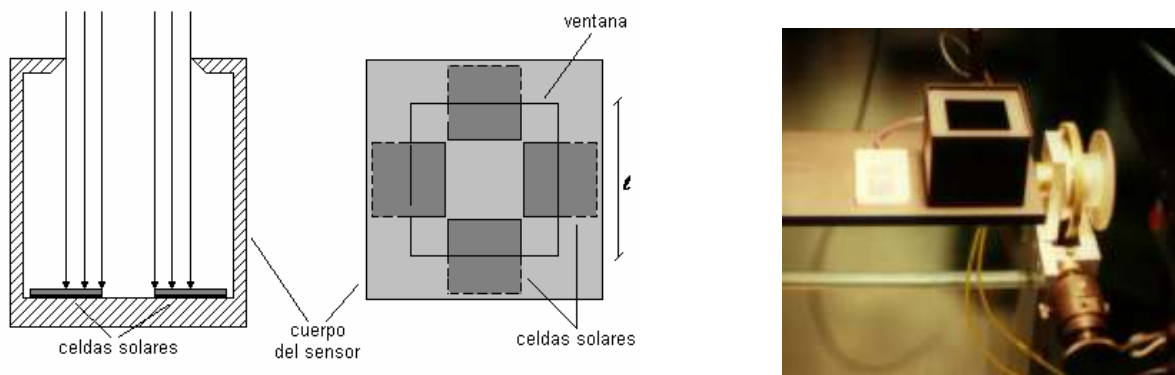
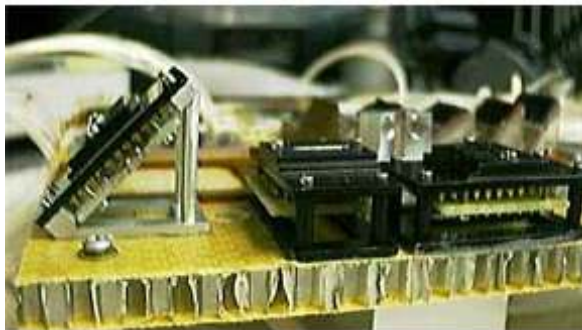


Figura 1.5 Diagrama esquemático del sensor de Sol y una prueba de calibración.

#### 1.1.2.1.1. Sensor de sol basado en un arreglo lineal de fotodiodos

El sensor que se pretende usar, y que en este momento se encuentra en etapa de desarrollo, consiste en un arreglo lineal de fotodiodos de 256 elementos (figura 1.6).



(a)



(b)

Figura 1.6 (a) Ejemplo de un sensor de Sol basado en un arreglo lineal de fotodiodos. (b) Detector lineal de 256 elementos Hamamatsu modelo S3921 256Q MOS.



Este detector es fabricado por la compañía Hamamatsu [18]. El sensor de Sol determina la posición en un solo eje, así que son necesarios dos dispositivos trabajando en conjunto para encontrar la posición X,Y del sol, con respecto a los ejes fijos al cuerpo de la nave.

Cerca del centro del campo de vista del sensor, la posición del Sol se determina con una precisión de  $0.15^\circ$ . Un lente cilíndrico enfoca la luz del Sol sobre los 256 elementos del arreglo de fotodiodos y un filtro es usado para atenuar la intensidad de los rayos solares, esto evita la saturación de los detectores. Se necesita de electrónica adicional para hacer la lectura de los 256 elementos individuales [31].

### 1.1.2.2 Sensor de Tierra

Hay básicamente dos configuraciones de los sensores de Tierra: los de barrido y los estáticos. Los primeros utilizan un sistema de rotación, en donde estando perfectamente alineados los sensores, determinan los límites de la Tierra mediante pulsos eléctricos de igual duración, definidos como alto o bajo según la detección de la Tierra o el espacio frío [87]. La figura 1.7 muestra el funcionamiento de este tipo de sensor de barrido.

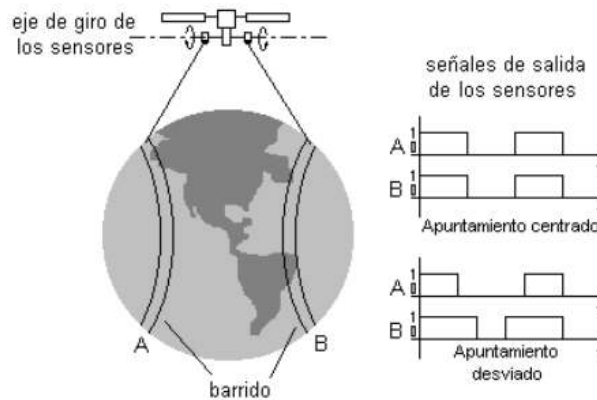
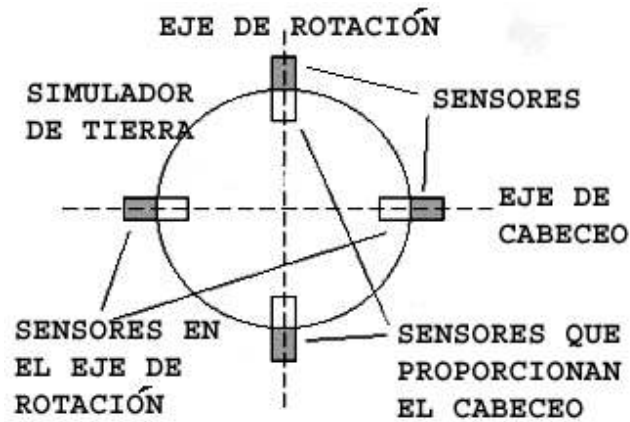


Figura 1.7. Sensores de Tierra rotatorios. La desviación en el apuntamiento del satélite provoca una variación en el ancho de los pulsos obtenidos.

Una desventaja de este tipo de sensor es su tendencia a presentar fallas en el sistema mecánico, lo cual reduce su confiabilidad para misiones prolongadas. Además, imprime pares que pueden significar transitorios no deseables para el sistema de control de orientación y estabilización del satélite. La tendencia de los últimos años ha sido la implementación de sensores de Tierra estáticos, que son más confiables y duraderos [44], [10], [84]. Su funcionamiento se rige por la proyección de la capa de  $\text{CO}_2$  de la atmósfera Terrestre, sobre detectores que trabajan en la banda IR ( $14$  a  $16 \mu\text{m}$ ) a través de un sistema óptico de enfoque.

Para este proyecto, se diseñó y construyó un conjunto de cuatro sensores de Tierra estáticos para determinar la orientación en dos ejes independientes de la plataforma (figura 1.8). Los detectores empleados son de selenuro de plomo, con una respuesta espectral entre  $1$  y  $5 \mu\text{m}$ . Sus señales analógicas son enviadas a un circuito de acondicionamiento y posteriormente a un filtro Sallen-Key

para reducción de ruido y finalmente a la computadora de abordo para determinar la orientación. En pruebas de laboratorio, usando una placa de aluminio calentada a 32 °C, haciendo las veces de un simulador de Tierra, se obtuvo una precisión de  $\pm 0.5^\circ$  en la respuesta de estos sensores [8].



*Figura 1.8 Sensores de Tierra en un arreglo para determinar la orientación en dos ejes independientes.*

### 1.1.2.3 Magnetómetro.

Se vislumbró desde el inicio de este proyecto, que las características del campo magnético terrestre son una muy buena alternativa para utilizarse en los sistemas de detección y de control de orientación [50]. Una brújula electrónica [3], con dos inclinómetros incluidos, es el sensor empleado para obtener los tres componentes vectoriales del campo magnético Terrestre. Este dispositivo entrega una señal de azimut de manera continua con una precisión  $\leq 0.5^\circ$ , tres componentes de campo magnético, la inclinación en los ejes de rotación y cabeceo con una precisión de  $0.25^\circ$  y datos sobre la temperatura. Los inclinómetros proporcionan las señales de control para llevar a cabo el balanceo automático de la plataforma en el plano horizontal, como se explicará más adelante.

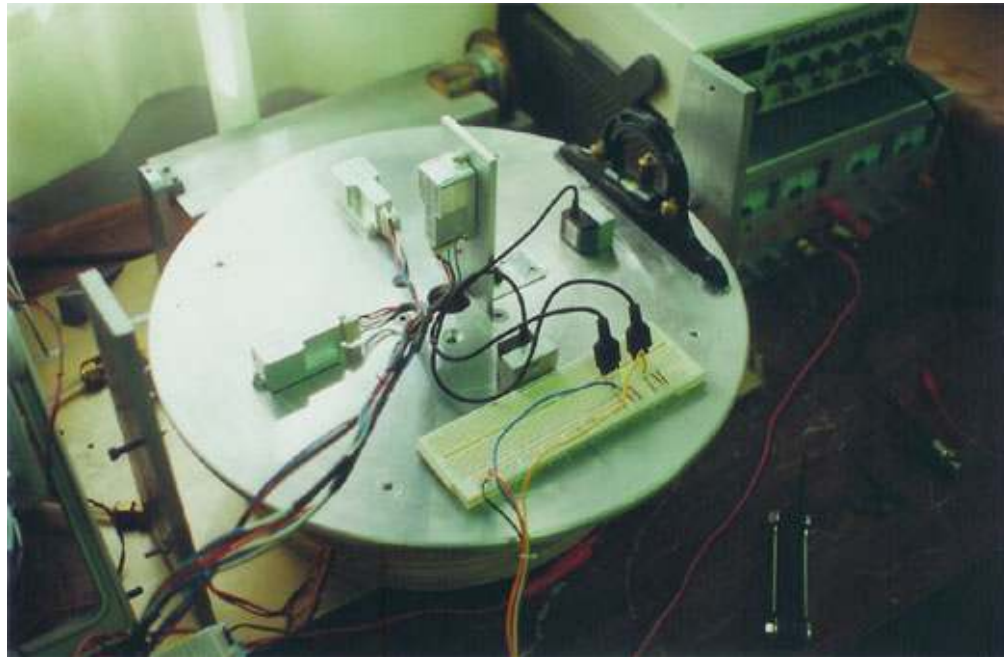


*Figura 1.9 Brújula electrónica Ez-compass-3 que incluye un magnetómetro en tres ejes y dos inclinómetros.*

#### 1.1.2.4 Unidad de medición inercial

Giróscopos y acelerómetros de bajo costo fueron usados básicamente de dos maneras en este proyecto. En el primer caso entregaron señales de velocidad angular y aceleración, respectivamente, para ayudar a determinar el corrimiento del centro de masa de la plataforma con respecto al centro geométrico del cojinete neumático, formando parte de un sistema de balanceo dinámico de la plataforma [54]. La desventaja de usar los giróscopos como sensores de velocidad angular de esta manera, es que el tiempo de experimentación se reduce a unos cuantos minutos por el problema de la deriva. En el segundo caso, una combinación de tres giróscopos y dos acelerómetros se integraron para conformar una unidad de medición inercial. Ésta unidad proporciona información en los ejes de rotación y cabeceo constituyendo un sistema de determinación de la vertical, que opera bajo un esquema de filtrado complementario, donde los giróscopos proporcionan la orientación y los acelerómetros corrigen la deriva de los primeros [55].

Los acelerómetros son micromaquinados [22] tienen una gama de operación de  $\pm 2$  g's, un ruido RMS de 0.02 g y cuenta con módulos de amplificación, acondicionamiento de señal y compensación por cambios de temperatura. Los giróscopos cuentan con un intervalo de medición de  $\pm 100$  °/s, un ruido RMS de 0.05 °/s y una deriva de 90 °/hr [80].



*Figura 1.10 Giróscopos y acelerómetros en pruebas de determinación de la orientación sobre una plataforma con tres grados de libertad.*

Para un micro o nanosatélite el análisis para decidir si un determinado sensor debe ser incluido abordo, debe abarcar los siguientes aspectos: precisión, costo, masa, volumen, energía que consume y la carga de procesamiento que infringirá a la computadora de abordo. En la [tabla 1.2](#). se

presentan aquellos sensores considerados para este proyecto y en el capítulo 2 se explica su funcionamiento con detalle.

**Tabla 1.2 Sensores de orientación considerados para un satélite pequeño de órbita baja.**

Sensor	Localización	Ángulos medidos	Precisión	Observaciones
Sensor de Sol	Ejes X, Y	Rotación y cabeceo	$\pm 0.1^\circ$	No disponible durante eclipse
Sensor de Tierra	Ejes X, Y	Rotación y cabeceo	$\pm 0.15^\circ$	Disponible en toda la órbita
Magnetómetro	Alejado del cuerpo de satélite	X, Y, Z	$\pm 1.5^\circ$	Disponible en toda la órbita. Medianamente preciso.
Giróscopos	Uno en cada eje	X, Y, Z	$\pm 0.01^\circ/s$	Disponible en toda la órbita. Deriva $\pm 6^\circ/h$

### 1.1.3. El campo magnético Terrestre.

Para los satélites pequeños en órbita baja, la interacción con el campo geomagnético local es de particular importancia para determinar y controlar su orientación [77]. Se ha demostrado que con un modelo de campo magnético, un magnetómetro a bordo, los elementos Keplerianos de la órbita y el uso de un filtro Kalman extendido, es posible determinar la posición orbital del satélite, así como su orientación en tres ejes, en todo momento [63]. Un par de control, generado por un momento magnético que interactúe con el campo geomagnético, puede cambiar la orientación del satélite. Estos momentos son producidos por bobinas montadas alrededor del satélite o por bobinas tubulares, colocadas en los ejes ortogonales del satélite. Su uso puede ir desde la órbita baja (450 km), hasta la geosíncrona (36,000 km) [87].

El hecho de que la Tierra genere un campo magnético en patrones bastante definidos, posibilita la detección, en forma burda, de la variación de su intensidad por medio de un magnetómetro. Puesto que existe una variación en la forma e intensidad del campo magnético, sólo se puede hacer una estimación aproximada de la orientación del satélite, por tanto, la precisión del dispositivo no es muy grande ( $\pm 2$  o  $3$  grados) [78]. Por otra parte, los Keplerianos son parámetros indispensables para identificar correctamente la posición del satélite dentro de su órbita, debido a que existen muchas posibilidades de encontrar lecturas del campo magnético similares, en algunos otros puntos de la misma. Los magnetómetros son dispositivos confiables, consumen poca energía, tienen alta sensibilidad y bajo ruido, sin embargo, para su utilización deben ser recalibrados en órbita corrigiendo principalmente la ganancia y algunos parámetros de DC (offset). El desalineamiento de las bobinas que sensan el campo magnético y los errores de montaje, son determinados una vez que el dispositivo se encuentra en el espacio. Un modelo de calibración para corregir todos estos errores puede ser el siguiente [77].

$$\mathbf{B}_{cal}(t) = (\mathbf{I} + \mathbf{S})\mathbf{B}_{medido}(t) + \mathbf{b} = \mathbf{A}(t)\mathbf{B}_{modelo} \quad (1.1)$$

Donde;

$\mathbf{I}$  = Matriz identidad

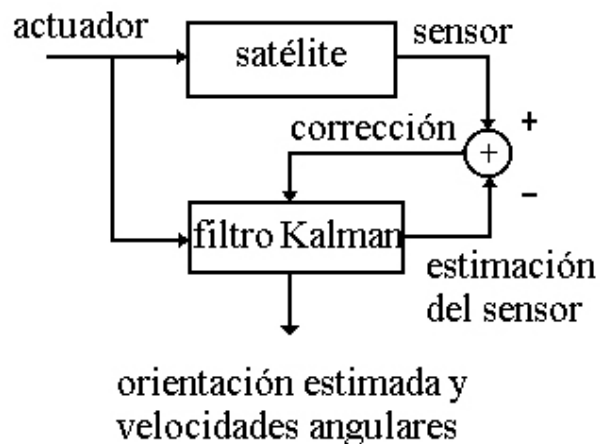
$\mathbf{b}$  = Vector de ajuste de DC

$\mathbf{S}$  = Matriz de escalamiento y ortogonalidad

$\mathbf{A}$  = Matriz de rotación

Se utiliza un método de mínimos cuadrados para determinar los componentes de la matriz de escalamiento y ortogonalidad y el vector de ajuste de DC. La [ecuación 1.1](#) es usada para comparar los vectores de campo magnético obtenidos por el magnetómetro, en coordenadas fijas al cuerpo de la nave, contra los vectores obtenidos de un modelo de campo geomagnético ([IGRF, International Geomagnetic Reference Field \[24\].](#)) en coordenadas inerciales, asumiendo que existe un conocimiento de la matriz de rotación de la nave, para poder pasar de un sistema de coordenadas a otro.

Los ángulos de orientación y las velocidades angulares de un satélite, pueden ser determinados mediante la comparación continua de los vectores del magnetómetro, contra los obtenidos a partir del IGRF. La relación expresada en la [ecuación 1.1](#), entre las mediciones calibradas y medidas, puede ser usada para resolver la matriz de orientación **A**, sin embargo, las velocidades angulares no son obtenidas de manera directa. Por otra parte, el modelo no es exacto, las mediciones del magnetómetro presentan ruido y las comparaciones entre vectores no proporcionan soluciones únicas. Aquí es donde la aplicación de un filtro Kalman es muy ventajosa, ya que este contiene un modelo de la cinemática y la dinámica del satélite. El filtro es actualizado (las variables de estado corregidas) de una manera óptima usando el vector de error (innovación) entre las mediciones del magnetómetro y una estimación de la orientación obtenida por el filtro Kalman. El error obtenido en la orientación en órbita baja, usando la estimación magnética, puede llegar a  $1^\circ$  y puede ser del orden de  $5 \times 10^{-3}$  %s en las velocidades angulares [\[77\]](#).



*Figura 1.11. Estructura del filtro Kalman para la estimación del estado del sistema.*

El campo magnético de la Tierra es predominantemente un dipolo cuya parte Sur, se encuentra localizada en el hemisferio Norte a  $78.6^\circ$  latitud Norte y  $289.55^\circ$  longitud Este y está sufriendo un corrimiento hacia el Oeste, a razón de  $0.014$  grados/año. El campo magnético varía en dirección y magnitud, dependiendo del lugar en donde nos encontremos. Tiene una intensidad aproximada de  $60,000$  nT en los polos y de  $30,000$  nT en el ecuador y se decreta con la distancia desde la superficie de la Tierra, con un factor de  $1/r^3$ . Su intensidad decrece aproximadamente  $0.05\%$  por año y tiene variaciones seculares de  $1\%$  máximo también por año [\[27\]](#). A  $7000$  km de altura sus contornos llegan a ser más regulares y empiezan a semejar de manera más precisa un dipolo. Los principales modelos del campo magnético son: dipolo, cuadrupolo o dipolo excéntrico y dínamo. El que se utiliza en este proyecto es el de un dipolo inclinado  $11.7^\circ$  con respecto al eje de rotación de la Tierra y que gira siguiendo este movimiento.

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

El campo magnético de la tierra:  $B$ , puede ser representado como el gradiente de la función potencial escalar  $V$ , es decir:  $B = -\nabla V$ ; donde  $V$  se representa por una serie de armónicos esféricos [27].

$$V(r, \theta, \phi) = R \sum_{n=1}^k \left(\frac{R}{r}\right)^{n+1} \sum_{m=0}^n (g_n^m \cos m\phi + h_n^m \sin m\phi) P_n^m(\theta) \quad (1.2)$$

donde :

- $R$  es el radio ecuatorial de la tierra = 6,371.2 Km.
- $r$  es la distancia medida desde el centro de la tierra.
- $\theta$  es la coelevación =  $90^\circ$  - latitud geocéntrica para :  $n = 1$  dipolo.
- $\phi$  es la longitud Este (desde Greenwich).
- $g_m^n, h_m^n$  son los coeficientes gaussianos.
- $P_n^m$  son los coeficientes semi-normalizados de Schmidt para las funciones asociadas de Legendre de grado  $n$  y orden  $m$ :

$$\int_0^\pi [P_n^m(\theta)]^2 \sin \theta d\theta = \frac{2(2 - \delta_m^0)}{2n+1} \quad (1.3)$$

Los coeficientes gaussianos son determinados empíricamente por mediciones de campo y pueden ser obtenidos en las tablas publicadas periódicamente por el IGRF [24]. Las derivadas de primer orden de los coeficientes constituyen los términos seculares. Con estos coeficientes es posible determinar los valores de las componentes vectoriales de campo magnético en cualquier punto de la Tierra o en cualquier punto de alguna órbita.

Para este proyecto fue desarrollada una rutina para determinar los valores de campo magnético, utilizando un modelo de esféricos armónicos de orden 2, pero al ser comparados los datos obtenidos con otro programa, se notó una gran discrepancia en los resultados; esto es debido a que un modelo de orden dos es insuficiente para determinar los valores de campo magnético con una aceptable precisión. Se decidió utilizar un programa disponible de manera gratuita en la página de la WMM



(world Magnetic Model) [88], [27]. Este programa es desarrollado de manera conjunta por el British Geological Survey (BGS) en Edinburgo, Escocia, y el National Geophysical Data Center (NGDC) de EU. En este momento se encuentra disponible una versión válida para los años 2005-2009 y los coeficientes Gaussianos también pueden obtenerse del mismo sitio. Es importante saber que el modelo geomagnético (World Magnetic Model, 2005-2009), caracteriza solamente la porción del campo magnético, generado por el núcleo externo líquido. Las porciones del campo generadas por la corteza, el manto superior, la ionósfera y la magnetósfera no están siendo representadas por este modelo. Consecuentemente, las anomalías que causan errores en la declinación, del orden de 3 a 4 grados son comunes, pero tienen una extensión espacial reducida y están relativamente aisladas. Desde una perspectiva global, el campo principal presenta un error estimado RMS para la inclinación, la declinación y las variaciones en la malla para el modelo WMM-2005, de 1 grado en la superficie de la Tierra, esto para el periodo de 5 años que tienen validez el modelo.

#### 1.1.4. Filtrado digital.

El proceso de filtrado de las señales de sensores abordo de vehículos que funcionan fuera de la atmósfera terrestre es muy importante, ya que estos dispositivos funcionan bajo las condiciones extremas del medio ambiente orbital, donde existen gradientes de temperatura que pueden oscilar entre 90 y 120 °C, radiación ionizante, alto vacío y viento solar [46]. Además existe ruido generado por corrientes inducidas dentro de la propia nave, que pueden afectar las lecturas de los sensores. Esto crea la necesidad de implementar un mecanismo de filtrado. Existen muchos métodos disponibles que pueden ser usados como eliminadores de ruido, incluso hay los que se especializan en la predicción de valores. Éstos últimos son indispensables en sistemas que necesitan contar con anticipación con un valor estimado, a partir de los datos actuales, aplicando técnicas probabilísticas, un ejemplo de esto es el filtro Kalman [16]. Estrictamente hablando, el filtro Kalman es un estimador del estado instantáneo de un sistema dinámico lineal, perturbado por ruido blanco gaussiano; no obstante, cubre perfectamente la función de un filtro [39]. Esta técnica se utiliza ampliamente para el control de sistemas dinámicos complejos y nuestro interés inmediato estará enfocado en su implementación en la determinación de la órbita y la orientación de nuestro satélite a partir de los datos obtenidos por el magnetómetro.

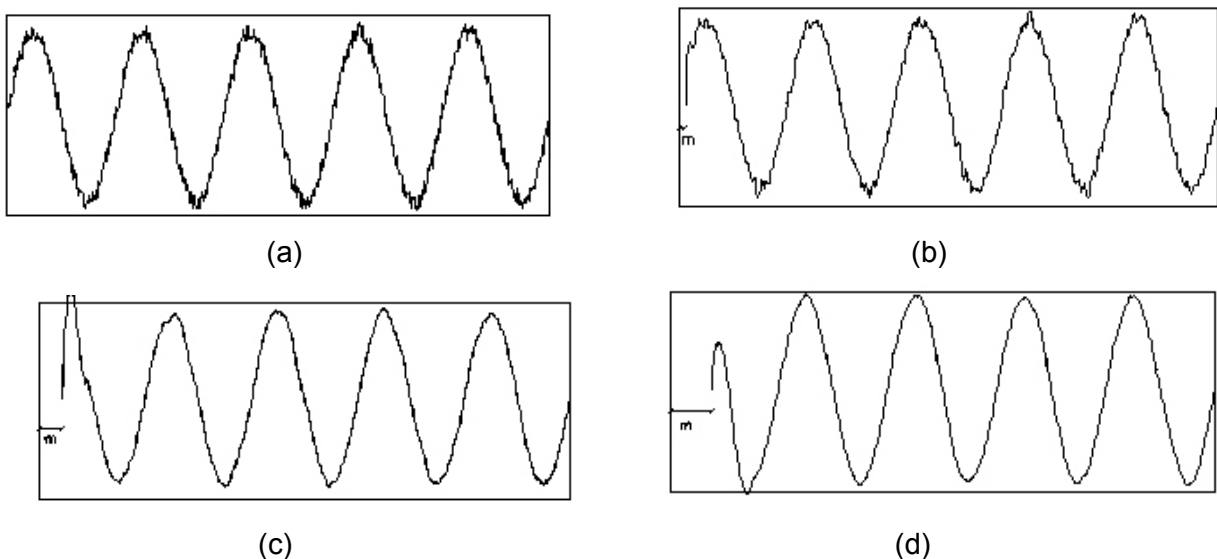


Figura 1.12 Filtrado digital de una señal senoidal. La gráfica en (a) es la señal original con ruido, mientras que las gráficas (b) (c) y (d) se muestran las señales filtradas tomando 10, 30 y 50 muestras, respectivamente.

Con la finalidad de comprobar algunos de los aspectos básicos del filtrado digital de señales, se desarrolló un método sencillo de ajuste a una curva de segundo grado. Este fue implementado en un microcontrolador con la ayuda de rutinas de punto flotante [38]. Los resultados fueron aplicados en el proceso de compensación de la respuesta de los sensores utilizados para este proyecto [68], mismos que pueden verse en la [figura 1.12](#)

### 1.1.5 Actuadores

Los actuadores son elementos indispensables para llevar a cabo un control activo en una nave en órbita. Algunos ofrecen ventajas de rapidez y precisión a costa de un gasto considerable de energía, este es el caso de las ruedas inerciales y las toberas de reacción. Las bobinas magnéticas en cambio, consumen poca energía pero tienen la desventaja de proporcionar pares comparativamente menores, siendo su respuesta muy lenta.

#### 1.1.5.1 Bobinas magnéticas

Los sistemas de control con bobinas magnéticas, se utilizan de manera efectiva para llevar a cabo maniobras de apuntamiento y de control de estabilización en órbita. Son relativamente sencillos, de bajo peso, no requieren de partes móviles, ni de consumibles a bordo. Proporcionan pares poco significativos, lo que restringe la cantidad y la rapidez de las maniobras, ya que su operación depende del valor de las componentes vectoriales del campo magnético en el lugar de la órbita donde se realiza la maniobra. Las dos tendencias principales de utilización de bobinas magnéticas en satélites pequeños son aquellas enrolladas alrededor de la superficie del cuerpo del satélite, que podemos considerar como bobinas de núcleo de “aire” y una segunda opción de bobinas con núcleo ferromagnético de forma tubular. Las primeras proporcionan un dipolo relativamente grande debido a la gran dimensión de su área transversal, mientras que las segundas lo logran con el núcleo ferromagnético; éstas además son compactas y proporcionan un par suficiente para realizar maniobras de orientación y de desaturación de las ruedas inerciales, como veremos en el [capítulo 6](#).



*Figura 1.13 Las bobinas magnéticas imponen pares externos al satélite, y también son utilizadas para evitar la saturación de las ruedas inerciales.*



### 1.1.5.2 Toberas de reacción

Las toberas de reacción son un medio común y efectivo para el control de orientación de naves espaciales, debido a que ejercen fuerzas de control relativamente grandes [25]. Su desventaja es un tiempo de duración limitado, debido al uso de fluidos consumibles: hidrazina o nitrógeno a presión. Otra limitante, es el hecho de que 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. Este sistema solo se recomienda para misiones de corta duración o en satélites grandes.

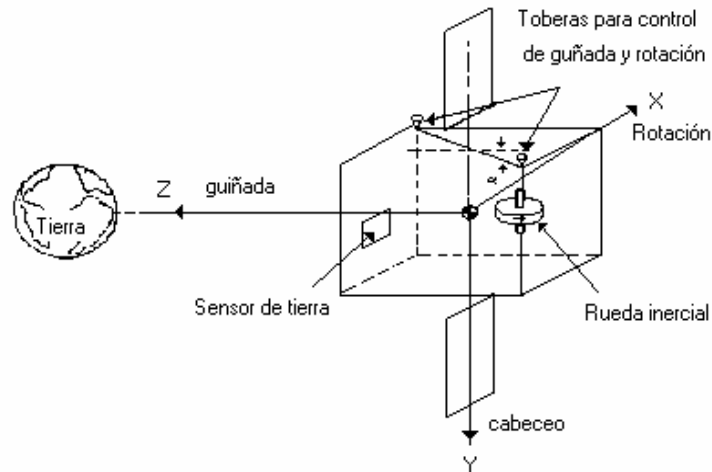


Figura 1.14 Sistema de estabilización con una rueda inercial en el eje de cabeceo y toberas de reacción.

### 1.1.5.3 Ruedas inerciales

La utilización de ruedas inerciales como actuadores en un satélite pequeño, posibilitan un apuntamiento muy fino y permiten disponer de pares correctivos importantes. También son útiles cuando es necesario llevar a cabo maniobras de apuntamiento sobre algún lugar específico. Son dispositivos indispensables cuando es necesario contar con una capacidad de apuntamiento del orden de una décima de grado o menos, como es el caso de los satélites de percepción remota [51]. Durante la operación normal de las ruedas inerciales, éstas van incrementando la cantidad de momentum angular, por lo que es necesario un sistema que disipe esta energía acumulada. Un conjunto de bobinas magnéticas puede efectuar el trabajo de desaturación, además de que en sí mismo constituye un sistema de control de orientación de respaldo [50]. 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.

En la actualidad se cuenta con ruedas inerciales disponibles en el mercado, que pueden ser usadas de manera ventajosa en satélites pequeños. Mientras que en 1998 se podía contar con una rueda inercial de 3.2 Kg con un consumo de 5 watts [25], hoy en día Dynacon [9] ofrece ruedas inerciales con una masa entre 0.77 y 0.93 kg, un consumo entre 1 y 3.2 watts a una velocidad máxima de  $\pm 10,000$  RPM, con la opción de integrar en el mismo módulo un giróscopo de estado sólido.

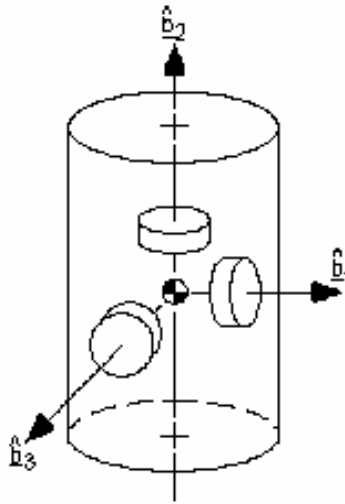


Figura 1.15 Ruedas de reacción en un satélite estabilizado en tres ejes.

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

### 1.1.6. Esquemas de orientación y control

Los esquemas de orientación y control abordados en este proyecto, tienen como referencia un satélite pequeño de órbita baja, cuyo propósito es obtener imágenes de percepción remota con requisitos de apuntamiento de  $\pm 0.1^\circ$  en los tres ejes. Se revisaron varios esquemas, con diferentes actuadores o combinaciones de éstos. En la figura 1.16 se muestra el esquema definitivo, donde una computadora de abordo, en conjunto con tres microcontroladores, efectúa las tareas de detección de orientación y control. En la tabla 1.2 (página 11) fueron mostradas las características principales de los sensores y los actuadores considerados para su inclusión en el microsatélite.

Esencialmente se efectuaron cuatro tipos de pruebas: de freno magnético, de seguimiento del Sol y de control de estabilización, todas ellas con bobinas magnéticas y/o ruedas inerciales, como actuadores. La experimentación realizada hasta la fecha permite establecer la factibilidad de llevar a cabo su puesta en órbita Terrestre con los resultados esperados.

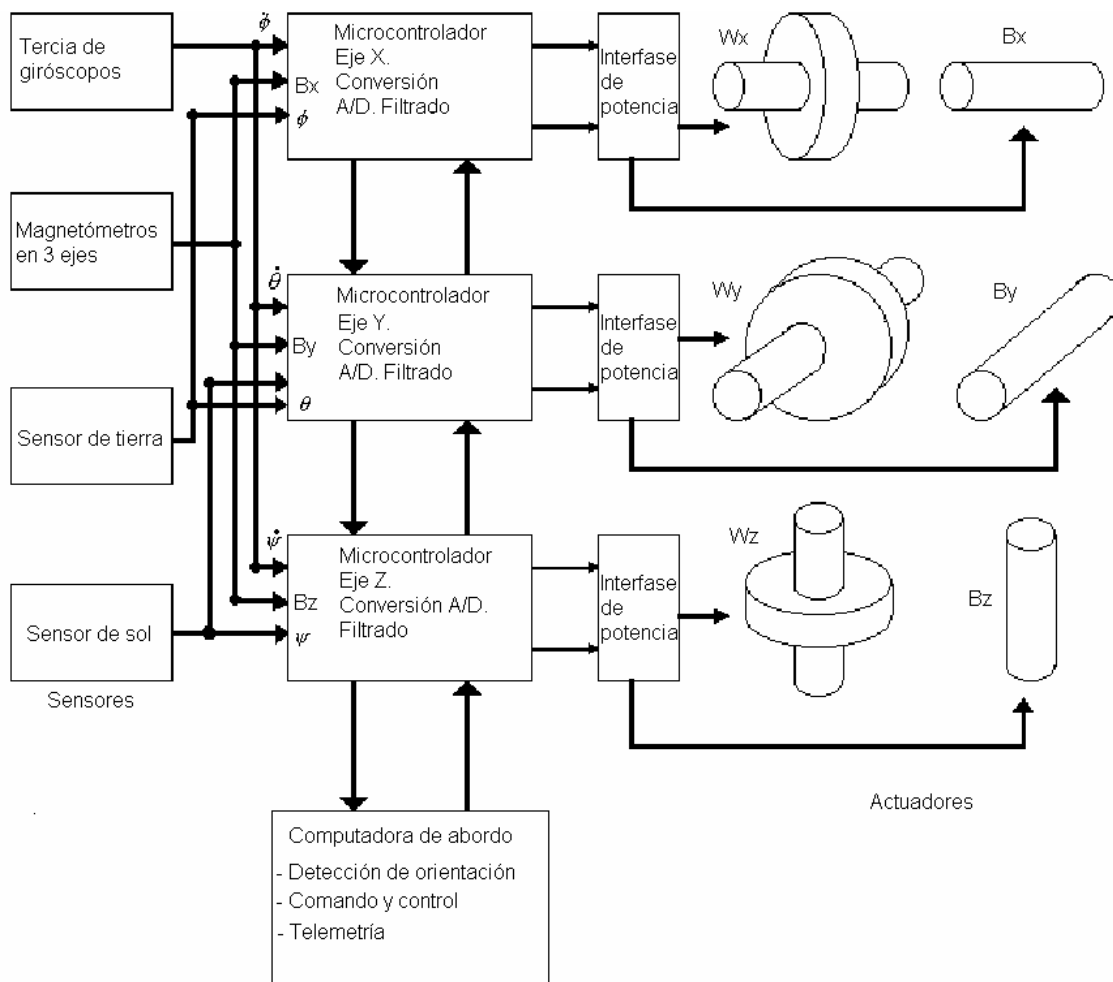


Figura 1.16 Esquema de control propuesto con ruedas inerciales y bobinas magnéticas como actuadores.

## 1.2 EL MEDIO AMBIENTE ESPACIAL

Uno de los aspectos más importantes que no se debe soslayar durante el diseño de cualquier equipo que pretenda ingresar en órbita Terrestre, es el medio ambiente espacial; ya que éste afecta directamente el comportamiento de los equipos. Hay que considerar también los requisitos que los sistemas de cohetes de lanzamiento imponen a las naves espaciales y establecer un mínimo de pruebas que un equipo debe cumplir para quedar calificado para vuelo orbital [46]. Esto cobra cada vez más relevancia debido a que muchos microsátélites incluyen componentes de tipo comercial. La radiación ionizante en el medio ambiente espacial, cerca de la Tierra, es generalmente más densa que en el espacio interplanetario [46]. Los circuitos electrónicos que funcionan en este ambiente corren un gran riesgo ya que pueden ser afectados o dañados por las tormentas solares; debido a que el viento solar distorsiona el campo magnético, produce carga estática en las naves e inclusive llega a interrumpir las comunicaciones. Los rayos cósmicos causan problemas en los microprocesadores y otros circuitos integrados, provocan cambios en los estados lógicos y también pueden causar daño total. Los cinturones de radiación de Van Allen, atrapan partículas altamente

energéticas que degradan las celdas solares, cambian los estados lógicos, provocan arcos eléctricos y causan interferencia electromagnética.

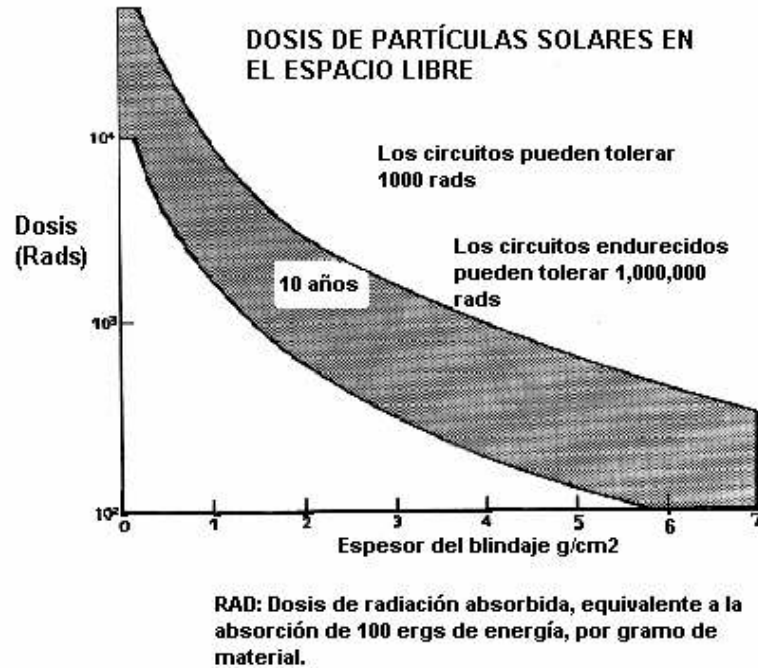


Figura 1.17 Protección metálica contra la radiación ionizante.

La protección contra la radiación se obtiene realizando un apropiado diseño geométrico, utilizando cubiertas o ventanas de zafiro, blindando los componentes sensibles con placas metálicas, utilizando revestimientos ópticos en las cubiertas o ventanas de los detectores. La protección más utilizada contra daño por radiación en las celdas solares de silicio, es el zafiro artificial; y se ha preferido por su resistencia a la degradación en un ambiente de radiación y su relativa alta densidad comparada con el cristal. La figura 1.17 nos muestra cual debe ser la densidad del blindaje para lograr una protección adecuada contra la radiación. Es muy importante conocer la altura de la órbita para determinar la protección adecuada.

### 1.3 NECESIDAD DE UN SIMULADOR FÍSICO

Para poder llevar a cabo el desarrollo y las pruebas de funcionamiento de los sistemas de control de orientación de satélites de una manera realista y objetiva, es necesario contar con un equipo que nos permita simular las condiciones ambientales del espacio exterior como son: vacío, microgravedad, falta de fricción, etc. Como no es posible emular al mismo tiempo todas estas condiciones, entonces es necesario tener diferentes equipos para este propósito [66]. En particular, lo que más nos interesa desde el punto de vista dinámico, es la falta de fricción. Por esta razón debemos contar con un

simulador que nos permita tener, movimiento angular en los tres ejes y un medio con fricción prácticamente nula. El diseño básico de este tipo de simuladores, consiste de una plataforma móvil donde se colocan los componentes de los sistemas de control, suspendida sobre un soporte que permita el movimiento en los tres ejes de rotación, con fricción despreciable. Esto nos lleva necesariamente a un cojinete neumático esférico como la única solución para soportar a la plataforma [19].

Los cojinetes neumáticos son dispositivos auxiliares muy utilizados para el desarrollo de la programación y la instrumentación de sistemas para determinar la orientación de naves espaciales. Aunque existen otras posibilidades de simular la falta de fricción, éstas presentan inconvenientes como el bloqueo que ocurre con los sistemas basculantes, por ejemplo, además de que no presentan fricción despreciable [71]. Los movimientos traslacionales no son esenciales para esta aplicación, sin embargo, la fricción y el desbalanceo en la plataforma, deben mantenerse en un mínimo.



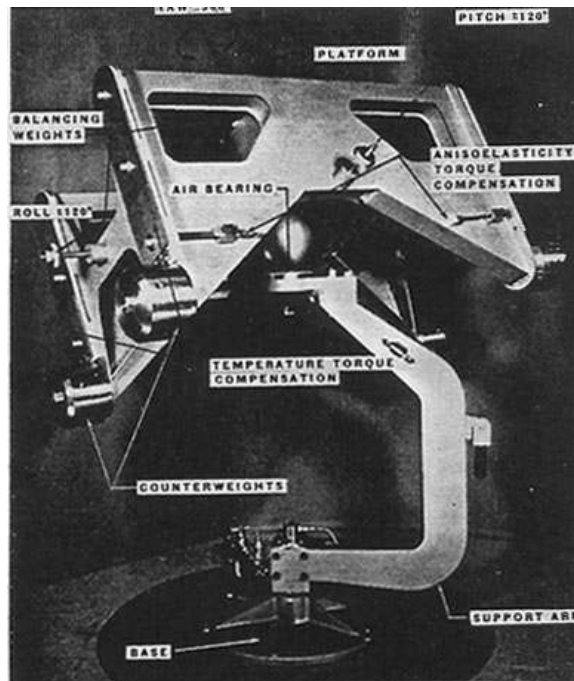
*Figura 1.18. Simulador de un medio sin fricción, basado en una plataforma suspendida sobre un cojinete neumático esférico.*

El simulador debe ser totalmente autónomo, es decir, la energía para funcionar debe venir de él mismo, y la transmisión de información sólo es permisible a través de señales electromagnéticas, ya que el uso de cables excedería los límites de desbalanceo permitidos [19]. Para facilitar la operación de este tipo de equipos, el satélite completo no debe colocarse en la plataforma, solamente el sistema de control de orientación con las características inerciales del satélite reproducidas o escaladas [66].

Un problema que debe tenerse en mente al utilizar este tipo de simuladores, es el balanceo. Algunos usuarios de estos equipos han llevado a cabo esfuerzos importantes por mantener el centro de masa de la carga útil, en coincidencia con el centro de rotación del cojinete neumático esférico, con la finalidad de minimizar los efectos gravitacionales. En la mayoría de los simuladores se cuenta con un sistema de balanceo automático que se encarga de ejecutar esta función, debido a que si ésta se efectúa de forma manual, puede llegar a ser demasiado tediosa y tardada y no siempre con resultados satisfactorios [41].

## 1.4 DIFERENTES OPCIONES DE SIMULADORES

Los cojinetes neumáticos son capaces de generar las condiciones de un medio sin fricción, de una forma semejante a lo que ocurre en el espacio exterior. Por esta razón ha sido la tecnología preferida para la investigación en Tierra, sobre la dinámica y el control de naves espaciales. En todos los simuladores son usados los cojinetes neumáticos; los más comunes son los esféricos, que proporcionan movimiento en tres ejes, sin embargo, en los primeros años de la era espacial, los cojinetes neumáticos planos también fueron de gran utilidad para probar el movimiento en un solo eje. Adicionalmente, se han desarrollado sistemas múltiples, utilizando cojinetes neumáticos esféricos sobre mesas o sobre rieles, para simular un movimiento combinado. Los simuladores de un medio sin fricción han sido ampliamente utilizados por los ingenieros diseñadores de sistemas de control de orientación de satélites, en los laboratorios de instituciones gubernamentales, en la industria aeroespacial y en las universidades. El primer simulador para estudiar la dinámica satelital reportado en la literatura, basado en un cojinete neumático esférico, fue diseñado y construido en 1959 en el Centro de Vuelo Espacial Marshall (Marshall Spaceflight Center), por Haussermann y Kennel [19].



*Figura 1.19. Simulador de un medio sin fricción construido en el Marshall Spaceflight Center, con un par residual final de 5 gr-cm.*

Este simulador fue fabricado con estrictas tolerancias de balanceo (5 gr-cm máximo), con un cojinete de 25.4 cm de diámetro con tolerancia de 0.00127 mm, teniendo una masa total de 408 kg. Esta plataforma fue construida con placas de aluminio soldadas para formar una caja con la máxima rigidez y fue tratada térmicamente para relevar esfuerzos y evitar que perdiera su forma después de maquinada (ver figura 1.19). Posteriormente, algunos otros sistemas fueron desarrollados, sin embargo, la mayoría de ellos estuvieron clasificados como secretos por gobiernos como Estados Unidos y la exUnión Soviética o fueron propiedad de compañías espaciales, por lo que la documentación abierta no existe. Algunos otros sistemas de prueba, con formas y tamaños muy variados, fueron construidos en las instalaciones de instituciones y empresas dedicadas a desarrollar



tecnología espacial [71]. Una plataforma que utiliza un cojinete neumático plano, fue desarrollada por la NASA en el Centro de Investigación Langley [13], para probar en Tierra un sistema de control de orientación seguidor de Sol, éste permitía la experimentación en un eje a la vez. Tabata [81] desarrolló un sistema de simulación para control de orientación, con un modelo de satélite sujeto a un cojinete neumático esférico, para la Agencia Japonesa de Desarrollo Espacial. A diferencia de la mayoría de los investigadores que utilizan una plataforma y después reproducen un tensor de inercia dado, Tabata colocó un modelo de ingeniería con el cojinete neumático localizado en su centro de masa. Este procedimiento es muy raro de encontrar entre diseñadores de estos sistemas, ya que se restringe de manera importante el movimiento en tres ejes y se limitan mucho las posibilidades de experimentación.

La Organización Europea de Desarrollo Espacial (ESRO), construyó un simulador de gran precisión que funciona con un cojinete neumático esférico, para estudiar sistemas de control [66]. Esta plataforma tiene un par residual de 3.3 gr-cm y cuenta con un sistema de balanceo automático; la resolución que maneja es de 1 minuto de arco y la repetibilidad es de +/- 1 minuto de arco. Es en esta década de los 70's, sin olvidar el simulador construido por Haussermann y Kennel en 1959, cuando se logra un nivel de precisión en la construcción de simuladores, que es realmente impresionante. Compañías e instituciones como: El Jet Propulsion Laboratory, NASA Langley Research Center, United Aircraft Corporation, Grumman Aircraft Engineering Corporation, The General Electric Company y TRW Systems, desarrollaron sistemas únicos, con gran capacidad y precisión. La mayoría de la información sobre el diseño y la manufactura de estos sistemas se ha perdido y los talleres que los fabricaron están cerrados. Los cojinetes neumáticos comerciales de la actualidad, típicamente no proporcionan la misma estabilidad en la separación del colchón de aire, ni los niveles de precisión de estos sistemas originales [71].

#### **1.4.1 Equipos de simulación desarrollados en Universidades**

Durante los primeros años de la era espacial, el uso de estos sistemas de generación de un medio sin fricción, estuvieron limitados a instituciones gubernamentales y compañías constructoras de equipo espacial. No fue hasta 1975 cuando se reporta en la Universidad de Stanford, el primer desarrollo de un equipo de simulación utilizado para probar sistemas de control de orientación de satélites simétricos estabilizados por giro [35].

La Escuela Naval de Posgraduados (Naval Postgraduate School) en Estados Unidos, desarrolló un simulador para control de orientación en tres ejes. Esta mesa ha sido utilizada para llevar a cabo pruebas de funcionamiento de satélites cuyo propósito es redirigir señales láser. Originalmente fabricada en 1995, esta plataforma tiene una serie de actuadores y sensores, que incluye tres ruedas de reacción, toberas de gas frío, giróscopos, un magnetómetro y sensores ópticos de orientación. Fue construida por la empresa Guidance Dynamics Corporation, tiene capacidad de carga de 204 kg y movimiento de 360 ° en Z y de  $\pm 45$  ° de inclinación en los ejes de rotación y cabeceo [71].

La Universidad estatal de Utah ha desarrollado también un simulador para probar sistemas de control de orientación de satélites pequeños [14]. La carga útil de simulación es de 80 kg aproximadamente, con una plataforma circular de 76 cm de diámetro, un cojinete neumático esférico de 10.16 cm, tres pares de toberas con gas a presión y un sistema de válvulas de solenoide que permiten llevar a cabo la orientación de la plataforma bajo un esquema de control de lazo cerrado de tipo abierto-cerrado (ON-OFF).

La escuela de Ingeniería Aeroespacial del Tecnológico de Georgia, EEUU, también reconoció las ventajas de utilizar un cojinete neumático en la investigación de sistemas de control avanzado para

naves espaciales [29], [28]. El cojinete neumático fue fabricado por la compañía Specialty Components Inc. con una capacidad de carga de 136 kg y movimiento de  $360^\circ$  en Z y de  $\pm 30^\circ$  en los ejes de rotación y cabeceo.

#### 1.4.2 Equipos con movimiento irrestricto en dos ejes

Un cambio drástico en cuanto a sistemas de simulación de un medio sin fricción se refiere, se dio cuando fue posible obtener movimiento total en dos ejes. Esto fue logrado gracias a la construcción de un tipo diferente de plataforma, llamada de tipo *dumbbell*, que es mostrada en la figura 1.20. Esta configuración reduce la interferencia estructural dentro del espacio de rotación de la carga útil y al mismo tiempo provee de movimiento irrestricto en los ejes de rotación y guiñada.



Figura 1.20 Plataforma tipo *dumbbell*, que permite el movimiento libre en dos ejes.

Este simulador desarrollado por la Universidad de Michigan [72] al final de los años 90 y [mostrado en la figura anterior](#), está basado en un cojinete neumático esférico de 28 cm de diámetro. Como puede apreciarse, una flecha rígida pasa a través del centro de la esfera y soporta dos pares de plataformas; la flecha es hueca, permitiendo el paso del cableado del arnés a través del centro del cojinete, llegando a ambos lados sin interferir con el movimiento de la carga útil. Esta configuración provee una inclinación de  $\pm 45^\circ$  en un eje, mientras que los dos restantes pueden moverse de manera completamente libre. Esta plataforma de experimentación triaxial, incluye un magnetómetro, acelerómetros y giróscopos, que proporcionan información de la orientación en tres ejes. Los actuadores para una carga útil máxima de 163 kg, incluyen seis ruedas de reacción y cuatro ventiladores que hacen las veces de impulsores de reacción.

The Air Force Institute of Technology cuenta con un sistema similar al anterior, también fabricado por Space Electronics Inc. Tiene una capacidad de carga de 170 kg y un movimiento de  $\pm 30^\circ$  en el eje de cabeceo [71]. Fue desarrollado en 1999 y su trabajo inicial tuvo que ver con orientación y control básicos; las investigaciones actuales se centran en los requisitos del sistema de orientación para reconocer y localizar masas parásitas añadidas al sistema.

El Tecnológico de Virginia, ha desarrollado un sistema que consiste de dos plataformas independientes. Una de ellas es la tradicional plataforma sustentada sobre un cojinete neumático, y la otra un sistema tipo *dumbbell*. La particularidad de este equipo, es que es utilizado para llevar a



cabo pruebas de control distribuido entre las dos plataformas. Acopladas por un tercer sistema, estacionario, se cuenta con una instalación experimental para la simulación del control de vuelo en formación [71].

En el Tecnológico de California (UCLA / Cal Tec) se ha desarrollado un sistema único, que provee un movimiento aún mayor que la configuración tipo “dumbbell”. Este sistema, a diferencia de todos los discutidos anteriormente, utiliza cojinetes neumáticos esféricos huecos con toda la circuitería montada en su interior. Estos pequeños sistemas proveen un movimiento totalmente libre de  $360^\circ$  en los tres ejes [86]. En la figura 1.21 se muestra una prueba de funcionamiento de estos equipos, donde dos de las cargas útiles flotan simultáneamente y el giro es controlado por una rueda interna. La carga útil “líder” da una serie de comandos de velocidad predefinidos y la nave “seguidora” rastrea y copia este perfil. Existen planes futuros para incluir formaciones con más de una nave “seguidora”.

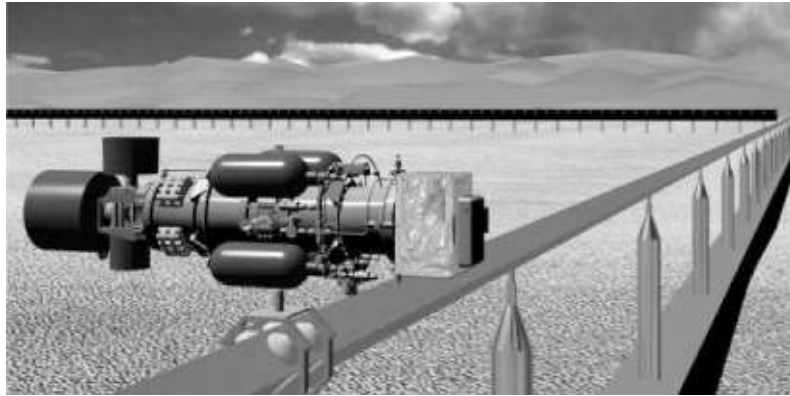


Figura 1.21. Cojinetes neumáticos esféricos huecos, con movimiento de  $360^\circ$  en tres ejes.

### 1.4.3 Sistemas combinados

Los sistemas más elaborados, combinan los movimientos sobre un plano (flotando sobre una mesa) y aquellos producidos por un cojinete neumático esférico, lo que proporciona un movimiento libre con cinco grados de libertad. Uno de estos ejemplos es el desarrollado por el Flight Robotics Laboratory del Centro de Vuelo Espacial Marshal de la NASA [67]. Este simulador consiste de una superficie plana de granito de 13.41 m por 26.21 m donde flota un cojinete neumático esférico apoyado sobre una base cilíndrica. La carga máxima de simulación es de 181 kg y se utiliza principalmente para probar mecanismos de acoplamiento entre naves espaciales.

El Lawrence Livermore National Laboratory ha efectuado esfuerzos encaminados a desarrollar microsátélites capaces de llevar a cabo maniobras de precisión de manera autónoma, incluyendo acoplamientos, inspección, operaciones de aproximación, formación en vuelo y mantenimiento [33]. El personal de este Laboratorio, ha desarrollado un sistema que consiste de un vehículo capaz de manejar una carga útil de 31.7 kg con movimiento libre en el eje de guiñada, de  $\pm 15^\circ$  en el eje de cabeceo y de  $\pm 30^\circ$  en el eje de rotación y puede hacerse flotar sobre una mesa de vidrio de 1.52 x 7.62 m o sobre un riel de 15.24 m de largo. Éste último provee movimiento con cuatro grados de libertad. En la figura 1.22 se muestra este sistema.



*Figura 1.22. Equipo combinado que flota sobre un riel, obteniéndose un sistema con 4 grados de libertad.*

## **1.5. DETERMINACIÓN DEL OBJETO DE INVESTIGACIÓN**

El control de estabilización es indispensable para un satélite de percepción remota que pretende mantener un apuntamiento continuo hacia la Tierra. El objetivo central de este proyecto es desarrollar un sistema de simulación, que permita llevar a cabo pruebas en Tierra de algoritmos de detección de orientación y control de estabilización de microsatélites. Las metas del proyecto son las siguientes:

### **1.5.1. Metas**

- 1.- Desarrollar e implementar algoritmos de control para satélites pequeños en órbita baja.
- 2.- Establecer los esquemas de detección de orientación y los sensores más adecuados para su inclusión en microsatélites.
- 3.- Determinar los posibles esquemas de control con diferentes actuadores o combinaciones de éstos, para lograr la estabilización en uno, dos o tres ejes.
- 4.- Llevar a cabo el modelado de una plataforma de simulación, considerando que se comporta como un cuerpo rígido.
- 5.- Diseñar y construir un sistema de balanceo automático que permita efectuar de manera adecuada los experimentos de orientación y control en la plataforma de simulación.
- 6.- Diseñar y construir un sistema de monitoreo inalámbrico para desplegar y almacenar la orientación de la plataforma, tanto en la fase de balanceo, como durante la realización de experimentos de control de orientación.
- 7.- Diseñar y construir un simulador de un medio con fricción despreciable, para visualizar físicamente los resultados de las soluciones numéricas o analíticas de actuadores, sensores y algoritmos.

### 1.5.2. Requerimientos preliminares del simulador

Después de revisar la gama de posibilidades de medios de simulación y de entablar conversaciones con investigadores del Laboratorio de Dinámica Espacial de la Universidad estatal de Utah [65], con la finalidad de intercambiar opiniones y analizar la factibilidad de diseñar y construir un equipo de simulación. Se llegó a la conclusión de que el simulador que mejor se adapta a las necesidades de nuestro trabajo, consiste de una plataforma circular sustentada por un cojinete neumático esférico.

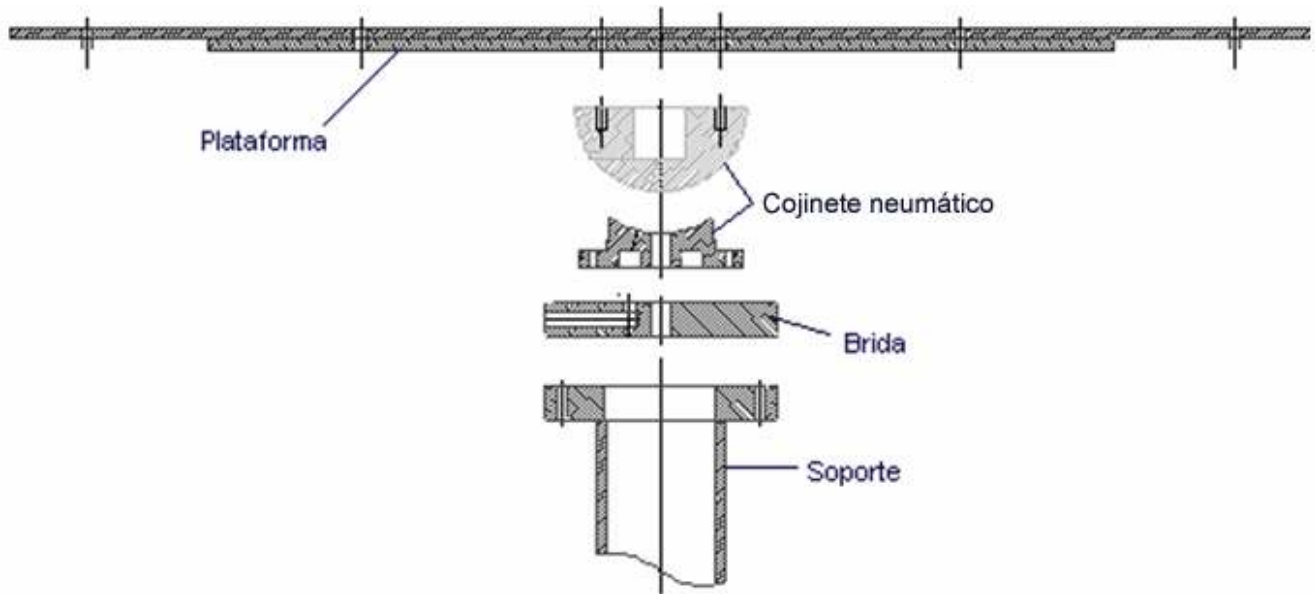


Figura 1.23 Tipo de plataforma de simulación diseñada y construida para este proyecto.

Se estableció la conveniencia de utilizar materiales compuestos en la plataforma, para obtener una superficie con un coeficiente de expansión térmica cercano a cero, y una rigidez mecánica suficientemente grande para evitar deformaciones con la máxima carga. El cojinete neumático esférico, se seleccionó de tipo multiflujo, con diámetro de 10 cm y fue maquinado en bronce con una capacidad nominal de carga de 76 kg.

La filosofía de diseño estuvo principalmente enfocada a la utilización de este equipo como una mesa de pruebas, donde pudieran verse rápidamente algunos resultados, además que proveyera de un medio práctico para la integración de los componentes del sistema de control de orientación. La figura 1.23 muestra el diseño básico de la plataforma de simulación y en el capítulo 5 se presentan los diseños mecánicos y los cálculos del cojinete neumático esférico, además de la manufactura de la plataforma con materiales compuestos (fibra de carbono-epoxy).

### 1.5.2.1 Características principales de la plataforma de simulación

Uno de los primeros criterios de diseño que se establecieron en este proyecto, fue el que la plataforma pudiera servir para una gran variedad de pruebas de orientación, es decir, utilizar diferentes métodos de control de orientación como pueden ser: gradiente gravitacional, par magnético, toberas de reacción, ruedas inerciales; o sistemas combinados. Sin embargo, como lo menciona Rizos [66], la realización de un equipo capaz de proveer un medio de simulación que cubra los diferentes sistemas de orientación; introduciría tremendas dificultades técnicas. Debe tomarse en cuenta que es más práctico y sencillo, el utilizar más de un equipo para cubrir completamente la gama de opciones de simulación espacial. De ser necesario se deben diseñar y construir diferentes simuladores para cubrir el espectro de las diferentes opciones de control de orientación.

Como se mencionó, la capacidad de carga máxima nominal del cojinete neumático esférico es de 76 [kg]. Esto no implica un tamaño máximo de satélite que podamos simular, ya que es posible hacer un escalamiento tanto del tensor de inercia del satélite bajo prueba, como de los actuadores, y de esta manera hacer las pruebas experimentales para un equipo de mayores dimensiones. Solamente hay que ser muy cuidadosos en no incurrir en errores de escalamiento. Sin embargo, la tendencia general es la de desarrollar satélites pequeños y en nuestro caso no se vislumbra la necesidad de tener una mayor capacidad de masa de simulación. No obstante, esto no implicaría mayor dificultad ya que tenemos la capacidad de diseñar y construir los cojinetes neumáticos esféricos de las dimensiones apropiadas para sustentar una masa mayor.

### 1.5.2.2 Materiales utilizables

En todas las plataformas de simulación que se encontraron en la literatura, se ha utilizado para su construcción el aluminio, ya sea en forma de placas soldadas para formar una estructura muy rígida [19], o están constituidas de una sola pieza de forma circular y con multiperforaciones [14]. Los duraluminios de la serie 2,000 son muy ligeros y resistentes; sin embargo, su coeficiente de expansión térmico longitudinal es relativamente grande ( $\alpha = 23.8 \times 10^{-6} / ^\circ\text{C}$ ), lo que obliga a tener un sistema de control de temperatura ambiente en el intervalo de  $\pm 1 ^\circ\text{C}$ , para que no se rebasen los límites de desbalanceo máximo permitidos [19], [66]. Con el fin de evitar esta complicación en nuestro simulador, se decidió utilizar materiales compuestos, que proporcionan un coeficiente de expansión térmica cercano a cero y que además ofrecen la ventaja de tener una masa reducida.

Para la fabricación de los cojinetes neumáticos esféricos, los diferentes constructores han utilizado aluminio con algún acabado que aumenta la dureza superficial, como el anodizado [76], o se ha utilizado algún tipo de bronce que tiene una mayor dureza y por ende mayor resistencia contra las rayaduras [19], [66]. Aunque en el funcionamiento nominal del cojinete nunca debe haber contacto entre la copa y la semiesfera, esto solo puede suceder en caso de que ocurra un corte accidental del flujo de aire. Para nuestro simulador se decidió la utilización de un bronce fosforado de la serie SAE 62, que presenta muy buenas características de dureza (Brinell 60, Knoop 80 y Vickers 69) y resistencia a la tensión (240 MPa) [69]. En el capítulo 5 se muestran a detalle los pasos del diseño y la fabricación del cojinete neumático.

#### 1.5.2.2.1 Materiales antimagnéticos

En todos aquellos componentes que las restricciones de diseño lo permitan, deben utilizarse materiales con características antimagnéticas. Esto va de acuerdo con uno de los tipos de sistemas que se tiene pensado experimentar en la plataforma y que consistirá en efectuar acciones de control empleando bobinas magnéticas. Este sistema requiere de la utilización de un magnetómetro que sea capaz de determinar las tres componentes vectoriales del campo terrestre; por esta razón deben

tomarse en cuenta los materiales empleados en la construcción de la plataforma y otros dispositivos que serán colocados encima o debajo de ella, para no crear campos magnéticos parásitos que causen errores en la medición de la orientación. De hecho, una perturbación en órbita se considera a aquella causada por la interacción del campo magnético generado dentro del satélite y el campo magnético terrestre. El magnetómetro se coloca lo más lejos posible de las propias bobinas empleadas para generar pares magnéticos, para evitar ser influido por su campo. Este sensor debe ser calibrado en órbita, para cancelar los campos magnéticos espurios.

### 1.5.3 Modelado de la plataforma de simulación

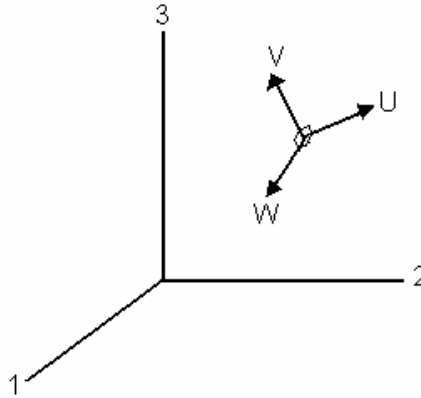


Figura 1.24 El problema fundamental de la parametrización de la orientación en tres ejes, consiste en especificar la orientación de los ejes de la nave  $\vec{u}, \vec{v}, \vec{w}$  en el marco de referencia 1,2,3 [87].

Para determinar la orientación en tres ejes de una nave, es necesario transformar las soluciones de orientación entregadas por los sensores en un sistema de coordenadas fijo al cuerpo del satélite ( $\vec{u}, \vec{v}, \vec{w}$ ), a un sistema de coordenadas inercial (1,2,3), (ver figura 1.24). La matriz de cosenos directores es una relación fundamental que nos especifica la orientación de un cuerpo rígido, sin embargo, existen otras parametrizaciones que pueden ser más convenientes dependiendo de la aplicación y que se resumen en la tabla 1.3 [87].

Tabla 1.3 Algunas parametrizaciones de la orientación.

Parametrización	Notación
Matriz de cosenos directores	$A=[A_{ij}]$
Ejes de Euler/ ángulo de Euler	$e, \Phi$
Parámetros simétricos de Euler (cuaterniones).	$q_1, q_2, q_3, q_4$ (q)
Vector de Gibbs	$\mathbf{g}$
Ángulos de Euler.	$\phi, \theta, \psi$

En el apéndice A se hace una breve reseña de las parametrizaciones que fueron consideradas en este proyecto y en el capítulo 3 se muestra el modelo que se utiliza para efectuar el balanceo de la plataforma.

### 1.5.4 Diseño y fabricación de la plataforma y el cojinete neumático esférico

El cojinete neumático esférico es la pieza fundamental en la plataforma de simulación, ya que este dispositivo es capaz de proveer un movimiento de rotación en tres ejes y es donde se genera un medio con fricción prácticamente nula. Debido al relativo alto costo de adquisición de este componente (6,000 US Cy) se decidió llevar a cabo su fabricación en nuestra Universidad; esto a la larga resultó muy benéfico, ya que durante este proceso se asimilaron todos los aspectos de su diseño y construcción. Para ésta última tarea, fue invaluable la colaboración del personal del Taller de Diseño y Manufactura Avanzada de la Facultad de Ingeniería de la Universidad Nacional Autónoma de México. Durante el desarrollo de este proyecto, se construyeron varias mesas de simulación, una de estas plataformas fue transferida a investigadores del Centro de Investigación en Matemáticas (CIMAT) en Guanajuato, Gto, México [59], con la finalidad de que efectuaran pruebas de orientación y control para el microsatélite SATEX-1 [62].



*Figura 1.25 Semiesfera y copa, partes fundamentales de un cojinete neumático esférico.*

El cojinete forma un colchón de aire de 0.0254 mm entre la semiesfera y la copa. Es de tipo multiflujo, con seis perforaciones capilares con diámetro de 0.55 mm proporcionalmente espaciadas. Las dimensiones finales de la semiesfera fueron  $99.9348 \pm 0.0414$  mm, mientras que la copa tuvo un diámetro de  $100.4727 \pm 0.0235$  mm. Este permite el movimiento de  $360^\circ$  en el eje de guiñada y de  $\pm 50^\circ$  en los ejes de rotación y cabeceo. La presión de trabajo del aire suministrado del exterior, depende de la carga; teniendo un valor de  $3.2 \text{ kg/cm}^2$  con una masa de 35 kg. La utilización de filtros en la línea de suministro de aire es indispensable, ya que el agua, el aceite o el polvo, pueden romper fácilmente el delgado colchón de aire.

Los principales factores que se tomaron en cuenta para seleccionar el material con el que se fabricó la plataforma fueron: el coeficiente de expansión térmico y las características mecánicas. El aluminio es un metal fácilmente maquinable, sin embargo, dado que se pretende mantener un par residual del orden de 20 g-cm, no es muy recomendable por su coeficiente de expansión térmico, de  $23.8 \times 10^{-6} / ^\circ\text{C}$ . Los materiales compuestos, específicamente los de fibras de carbono-epoxy, proporcionan gran rigidez y estabilidad mecánica, al mismo tiempo que poseen un coeficiente de expansión térmico de aproximadamente  $0.028 \times 10^{-6} / ^\circ\text{C}$ , que es sensiblemente menor que el del aluminio. Este hecho permite evitar el tener un cuarto con temperatura controlada, eludiendo una complicación más para la realización de las pruebas.



*Figura 1.26 Plataforma construida con fibras de carbono.*

#### **1.5.5. Sistema de balanceo automático con masas deslizantes**

El simulador permite llevar a cabo una amplia gama de pruebas de detección de orientación y control de estabilización para satélites pequeños. Sin embargo, para poder efectuar pruebas confiables es necesario que este se encuentre balanceado, lo que ayuda a minimizar los efectos causados por los pares gravitacionales.



*Figura 1.27 Plataforma de simulación con el sistema de balanceo automático.*



Un conjunto de masas deslizantes es utilizado para efectuar un balanceo en el simulador. Para mantener el control de la masa total del sistema y sus propiedades inerciales, las masas utilizadas deben ser móviles y totalmente controlables [41]. Dichas masas pueden cumplir la doble función de servir como lastre y para llevar a cabo el ajuste fino de localización del centro de masa y de los ejes de inercia principales.

En el capítulo cuatro, se describen con detalle todos los aspectos inherentes a los dos procedimientos desarrollados para llevar a cabo el balanceo automático de la plataforma, efectuando una reubicación del centro de masa, a través del empleo de un conjunto de masas deslizantes. En el primero, la matriz de inercia y el centro de masa son obtenidos a través de la identificación del sistema, usando sensores de velocidad angular y acelerómetros, y resolviendo un conjunto de ecuaciones de Euler que describen el movimiento para un cuerpo rígido. Tres masas deslizantes son empleadas como actuadores para re-localizar el centro de masa en tres ejes [54]. En el segundo método, se efectuó una modificación muy importante, llevando a cabo un balanceo estático, únicamente en dos ejes [56]. Esto se realiza, por medio de las señales de dos inclinómetros que determinan la orientación de la plataforma con respecto al plano horizontal y de dos masas deslizantes para reposicionar el centro de masa. Esto representó un importante ahorro en masa, tamaño y complejidad, además de que mejoró el par residual final. Este balanceo es exclusivamente estático y su justificación está basada en el hecho de que los satélites estabilizados por giro, están en desuso y no se encuentran contemplados en nuestras aplicaciones.

En la figura 1.27 se pueden apreciar las masas deslizantes; localizadas en dos ejes perpendiculares, una brújula electrónica; ubicada en el centro de la plataforma, que hace las veces de magnetómetro y que adicionalmente cuenta con dos inclinómetros que son los que proporcionan las señales de control para lograr el balanceo en dos ejes, el sistema de transmisión inalámbrica; que envía la orientación en tres ejes, proporcionada por la brújula, y por último; un microcontrolador que se encarga de ejecutar el programa de balanceo manejando los motores de pasos, a través de una etapa de potencia [7].

**Tabla 1.4 Pares perturbadores presentes en un simulador de un medio sin fricción.**

<p><b>I. Pares que provienen de la propia plataforma.</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Desbalanceo estático</li> <li>• Desbalanceo dinámico</li> <li>• Anisoeelasticidad</li> <li>• Inestabilidad de los materiales (tensión, temperatura, humedad)</li> <li>• Gradiente gravitacional</li> <li>• Movimiento de equipos (solenoides, relevadores, etc.)</li> </ul>	<p><b>III. Pares producidos por el medio ambiente.</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Amortiguamiento causado por el aire</li> <li>• Corrientes de aire</li> <li>• Campos magnéticos</li> <li>• Vibración</li> </ul>
<p><b>II. Pares causados por el cojinete neumático.</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Defectos en el maquinado.</li> <li>• Efecto aerodinámico de turbina</li> <li>• Aire de salida que choca contra la plataforma</li> </ul>	<p><b>IV. Pares producidos por el equipo bajo prueba.</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Corrimiento del centro de masa con respecto al centro del cojinete neumático por:             <ol style="list-style-type: none"> <li>1. Descarga de baterías</li> <li>2. Descarga de tanques a presión (combustible o algún otro gas)</li> </ol> </li> </ul>



La tabla 1.4 nos muestra una lista de los pares perturbadores que es posible encontrar en un simulador de un medio sin fricción y que causan un desbalanceo. En este proyecto se tuvieron en cuenta todos ellos, sin embargo, se consideraron en especial: el desbalanceo estático, los cambios de temperatura y los defectos en el maquinado del cojinete neumático, para propósitos de evaluación del par residual final.

### 1.5.5.1 Sistema de monitoreo inalámbrico

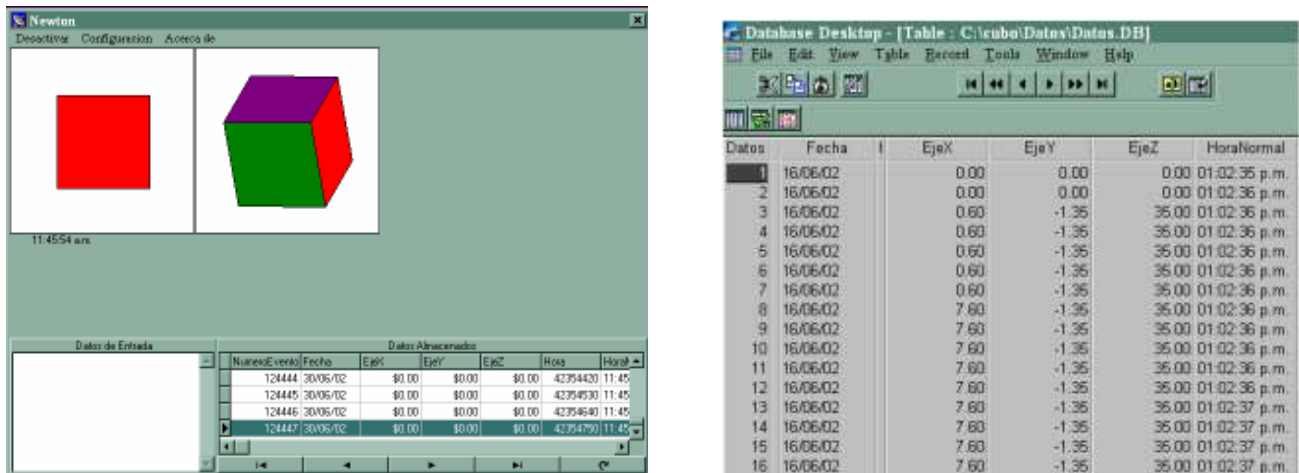


Figura 1.28 Pantalla del sistema de monitoreo en donde se aprecia la graficación y el almacenamiento de la orientación de la plataforma. A la derecha se muestra un archivo con datos de orientación manejado por un programa de bases de datos.

Se ha desarrollado un sistema de monitoreo que cumple con la función de desplegar en tiempo real una representación gráfica de la orientación de la plataforma, al mismo tiempo que muestra en formato alfanumérico, la información de la hora y los ángulos de los tres ejes de orientación. Los datos son transmitidos en forma inalámbrica y son almacenados en un archivo, para su posterior graficación y análisis [37].

## 1.6. COMENTARIOS DEL CAPÍTULO

Se ha establecido que conforme se aumente la complejidad y los requisitos de precisión en el apuntamiento de los satélites que se desarrollen, deberán plantearse nuevas alternativas de plataformas, tanto en lo que respecta a la precisión en el maquinado del cojinete neumático y el sistema de balanceo automático, como a la precisión y la repetibilidad de las mediciones de la orientación. Obviamente que la precisión depende directamente del costo de los dispositivos utilizados.

En la práctica es muy ventajoso el tener varias plataformas, ya que de esta manera es posible llevar a cabo diferentes experimentos al mismo tiempo, sin tener que esperar a desarmar un sistema para montar el siguiente, así se puede avanzar en paralelo y ahorrar tiempo.

El hecho de utilizar la plataforma como un medio de integración y prueba de sensores, electrónica y computadora de abordo, representa muchas ventajas, ya que un número importante de problemas de integración puede ser identificado y resuelto fácilmente; por ejemplo, cuando un algoritmo es demasiado lento para enviar la acción de control, debe ser reescrito con un código más eficiente, o los comandos de los actuadores pueden ser verificados directamente para que realmente corrijan la desviación en la dirección adecuada, etc.

## **SISTEMAS DE DETECCIÓN DE ORIENTACIÓN Y CONTROL DE ESTABILIZACIÓN.**

El apuntamiento estable de un satélite, incrementa de manera significativa la cantidad y calidad de experimentos que pueden ser llevados a cabo con estos equipos espaciales. En este capítulo se hace una descripción de los sistemas de orientación y de control de estabilización que han sido desarrollados para su posterior implementación en un satélite de órbita baja. Al final del capítulo se muestra un diagrama general de conexión de todos los componentes, donde se señala principalmente la precisión que entregan, su masa y la energía que consumen.

Se hace una descripción detallada de aquellos sensores y actuadores que fueron utilizados en este proyecto. Algunos de ellos fueron diseñados y construidos de manera específica para esta aplicación. Es importante señalar que los dispositivos utilizados durante las pruebas de orientación y control, no están calificados para vuelo espacial. Estos dispositivos fueron fabricados o adquiridos a partir de componentes comerciales de bajo costo, con la finalidad de comprobar tanto su funcionalidad, como algunos conceptos básicos de orientación y control.

En [el capítulo 6](#) se presentan una serie de pruebas de detección de orientación y de control estabilización, todas ellas llevadas a cabo en el simulador de un medio sin fricción.

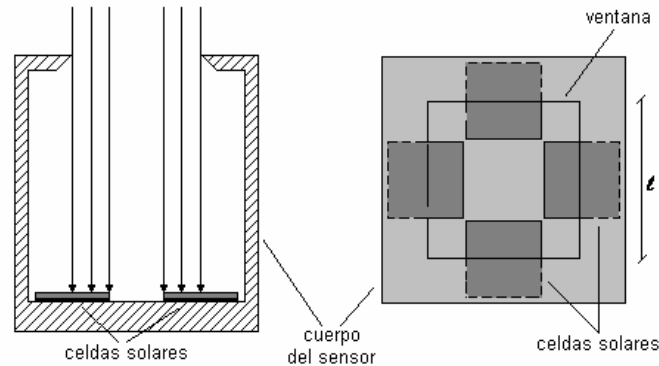
### **2.1. SENSORES DE ORIENTACIÓN.**

Los sensores comúnmente utilizados para determinar la orientación de un satélite son los de Sol, de Tierra y de estrellas. Ruiz [68] hace una breve descripción del funcionamiento de los principales tipos de dispositivos que se han utilizado tradicionalmente para este propósito. Sin embargo, en esta descripción se pasan por alto a los sensores que funcionan con arreglos de imagen CMOS, a los cuales hace referencia Humphreys [21]. Ruiz también omite a los sensores de Sol basados en arreglos lineales de fotodiodos, los cuales tienen particular importancia debido a que eliminan los problemas de calibración inherentes a los que emplean celdas solares; ya que éstas sufren variaciones en su respuesta a lo largo del tiempo por cambios de temperatura y por la exposición a la radiación ionizante.

En esta sección sólo se presentan aquellos sensores específicos que fueron considerados para este proyecto.

### 2.1.1. Sensor de sol.

Este sensor es analógico, tiene cuatro fotoceldas en un arreglo en cruz, como el que se muestra en la [figura 2.1](#). Nos proporciona la información de la orientación en dos ejes independientes: el de rotación y de cabeceo. En la parte superior tiene una ventana cuadrada de longitud  $l$  utilizada como máscara, ésta permite que la iluminación en las dos celdas de cada eje, sea la misma cuando el Sol se encuentra perpendicular a ellas. La electrónica utilizada está calibrada para que en esta condición la salida de voltaje sea 2.5 [volts]; a medida que la inclinación aumenta, el voltaje varía de manera proporcional al ángulo de desviación de manera lineal [\[57\]](#).



*Figura 2.1. Esquema del sensor de sol con 4 fotoceldas en arreglo cruzado.*

Una desviación en el apuntamiento en cualquiera de los ejes provoca una iluminación desbalanceada en las parejas de detectores, medible por comparación y resta electrónica. La cobertura o campo de vista, está limitada por un ángulo máximo  $\pm\delta_{\text{máx}}$ , que está en función de la altura del sensor y de las dimensiones de las celdas. Podemos tomar el campo de visión  $\pm\delta_{\text{máx}}$ , como punto de partida para determinar la altura  $L$ , con la [ecuación 2.1](#). El voltaje de salida del sensor de Sol está en función del voltaje que entregan las fotoceldas y las ganancias en los amplificadores y comparadores de señal. Si consideramos que el ángulo de desviación, con respecto al vector solar, es proporcional a la diferencia de las señales de salida de cada pareja de detectores, entonces para determinar la señal de error usamos la [ecuación 2.2](#).

$$\delta_{\text{max}} = \pm \text{tg}^{-1} \left[ \frac{l/2}{L} \right] \quad (2.1)$$

$$e = (2KJ_L l A) \delta \quad (2.2)$$

donde:  $KJ_L = K_1J_{L1} = K_2J_{L2}$ .  $K$  es la constante de amplificación y  $J_L$  la densidad de corriente de cortocircuito de las celdas solares.

Las fotoceldas utilizadas son manufacturadas por Spectrolab, modelo K4710 de silicio, con resistividad de  $10 \Omega/\text{cm}$ , tamaño de juntura de 0.15 micras, metalización frontal de Ti Pd Ag, tiene una multicapa antirreflectiva, sus dimensiones son de  $1.9 \times 2 \text{ cm}$  y cuentan con una cubierta adicional de cristal, que las protege contra la radiación ionizante. Sus parámetros eléctricos, bajo las condiciones de  $135.3 \text{ mW}/\text{cm}^2 @ 28^\circ\text{C}$ , son los siguientes:  $J_{\text{sc}} = 39.3 \text{ mA}/\text{cm}^2$ ,  $J_{\text{mp}} = 36.6 \text{ mA}/\text{cm}^2$ ,  $V_{\text{mp}} = 0.454 \text{ V}$ ,  $P_{\text{mp}} = 16.6 \text{ mW}/\text{cm}^2$ ,  $V_{\text{DC}} = 0.545 \text{ V}$ ,  $C_{\text{ff}} = 0.78$  y una eficiencia promedio mínima de 12.3% [\[74\]](#).

Las razones principales para usar este tipo de sensor son su sencillez de diseño y la linealidad en la respuesta. Una necesidad deseable de operación, es la de proporcionar la máxima cobertura posible, aún sacrificando la resolución. Para dar cumplimiento a esta restricción, se obtuvieron las curvas de respuesta a diferentes ángulos de cobertura del sensor, modificando simplemente la altura de la máscara superior [68].

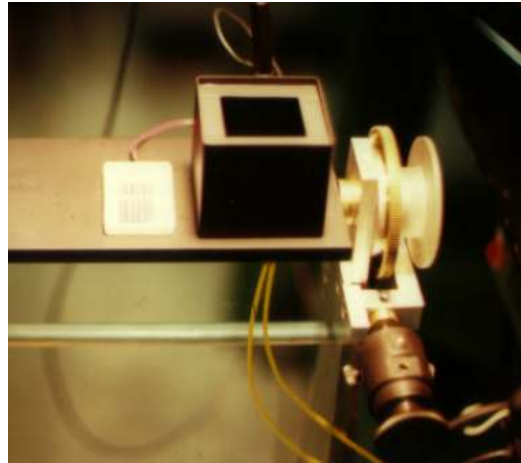


Figura 2.2. Sensor de Sol en una prueba de funcionamiento utilizando una celda solar calibrada.

Las pruebas de funcionamiento fueron realizadas en el laboratorio utilizando una lámpara de halógeno con una fuente de voltaje regulada. En la figura 2.3a podemos apreciar que al disminuir demasiado la altura, la linealidad de la respuesta desaparece y también se pierde la simetría con respecto al eje X, (volts). La altura seleccionada fue de 2 cm, con este valor la cobertura queda establecida en  $\pm 22$  grados (figura 2.3b).

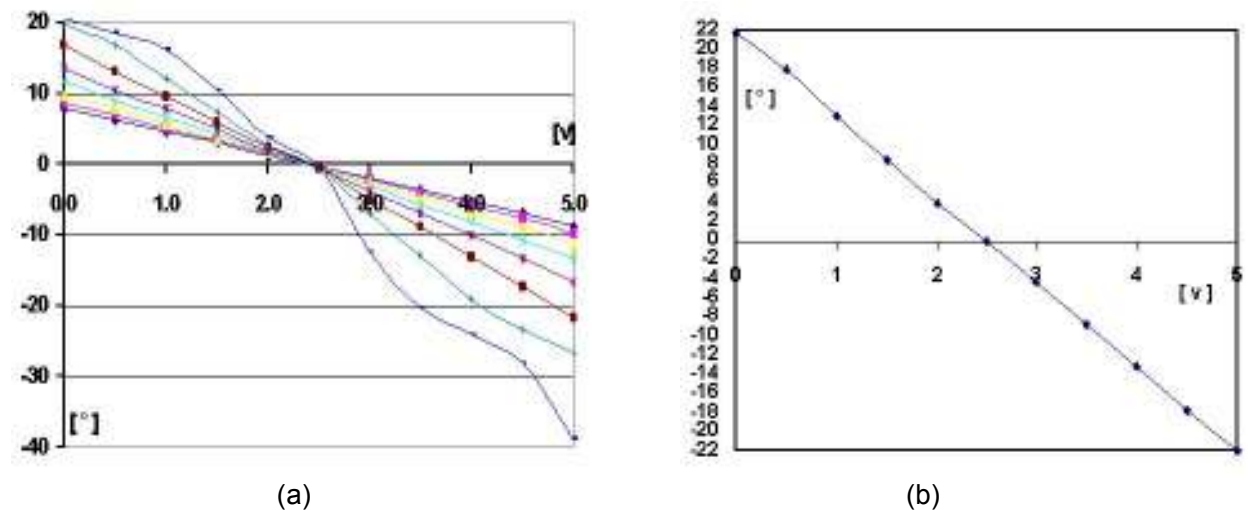


Figura 2.3. (a) Respuesta del sensor al variar la altura de la ventana. (b) Respuesta a 2 [cm] de altura con una cobertura de  $\pm 22$  grados.

En la figura 2.4 se puede observar el comportamiento del sensor al variar la temperatura de las celdas solares, en un intervalo de 18 a 52 °C. El efecto que causa esta variación, es un cambio en la ordenada al origen (en la recta voltaje vs inclinación), donde se mantiene constante la pendiente.

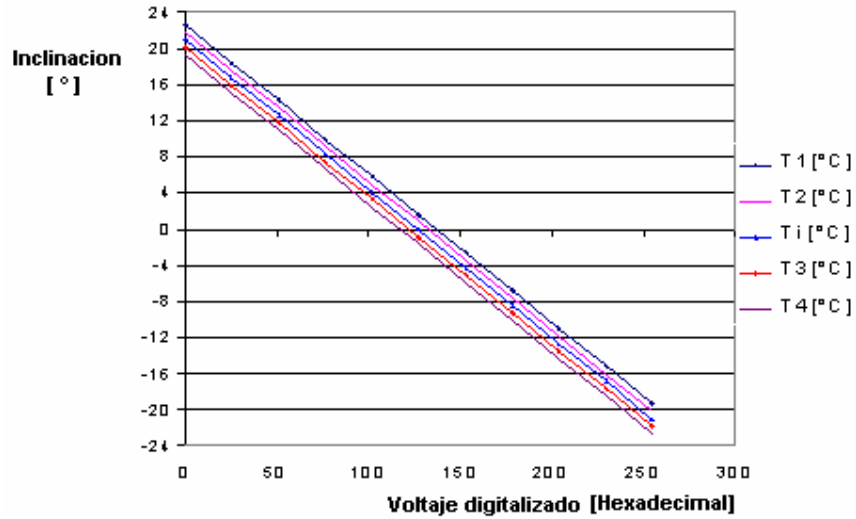


Figura 2.4. Respuesta del sensor a cambios de temperatura en las celdas solares.

La radiación ionizante es un efecto acumulativo que va dañando la estructura interna de las fotoceldas, disminuyendo la respuesta a lo largo del tiempo. En la figura 2.5 se muestra la curva de degradación para una órbita de 760 km de altura y una inclinación de 96 grados. Para construir esta gráfica se tomaron en cuenta los datos de degradación por radiación proporcionados por el fabricante de las fotoceldas y un modelo de eventos de ocurrencia de partículas ionizantes en órbita terrestre [57].

Con la finalidad de compensar las variaciones de respuesta ante cambios de temperatura y a causa de la radiación ionizante, se desarrolló un algoritmo que emplea las curvas de respuesta del sensor y de las fotoceldas.

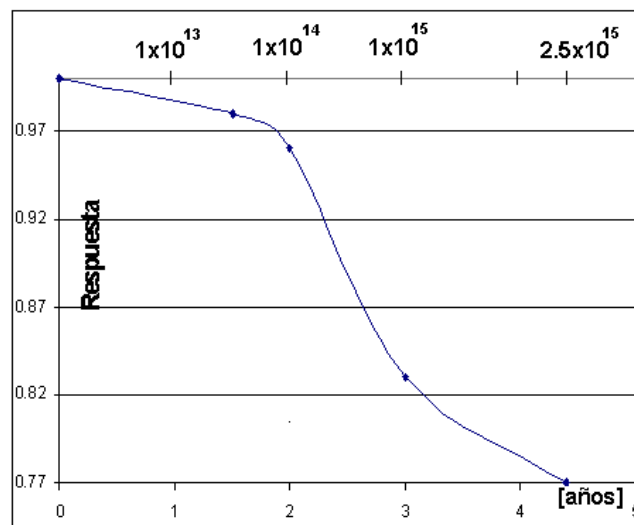


Figura 2.5. Curva que relaciona el porcentaje de disminución en la respuesta de las celdas solares (K4710), con la degradación producida por la radiación ionizante a lo largo del tiempo.

Por cada grado centígrado, la respuesta de las fotoceldas disminuye en 2.2 mV, con esta información se calcula el nuevo punto donde nos encontramos de la curva y obtenemos la compensación por temperatura (ver esquema en figura 2.6). Para calcular el factor de degradación, se emplea una tabla de datos precargada donde se tiene el año y el factor que hay que aplicar. Se implementó un algoritmo en punto flotante en un Microcontrolador de la serie MC68HC11, donde primero se realiza un filtrado digital de las señales y posteriormente la compensación. Esta metodología se describe de manera detallada en [68].

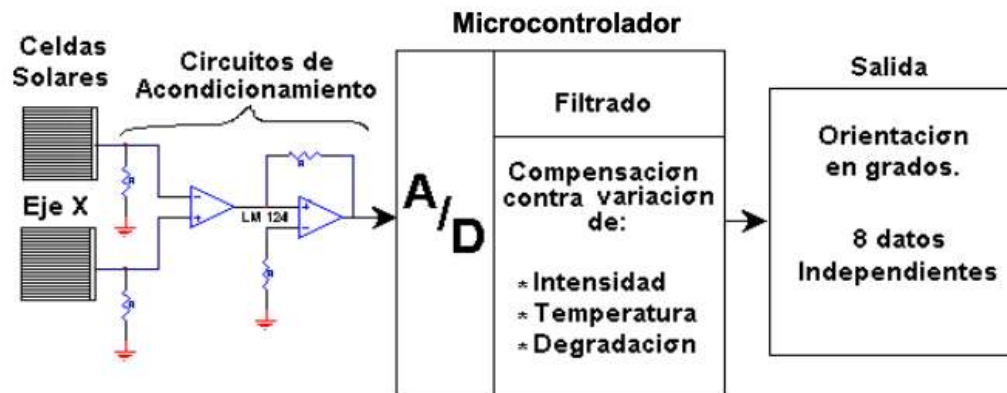


Figura 2.6. Diagrama de bloques del sensor de sol y su interfaz con un microcontrolador, donde se lleva a cabo la compensación.

El diseño mecánico del sensor es bastante simple, consiste de una base donde van colocadas las celdas solares y de una tapa que hace las veces de ventana que permite iluminar selectivamente las celdas (ver figura 2.7). El arreglo de cuatro celdas se encuentra montado sobre un chasis metálico en forma de prisma rectangular, la base es cuadrada y tiene 7.16 cm por lado, mientras que la altura total es de 2.8 cm.

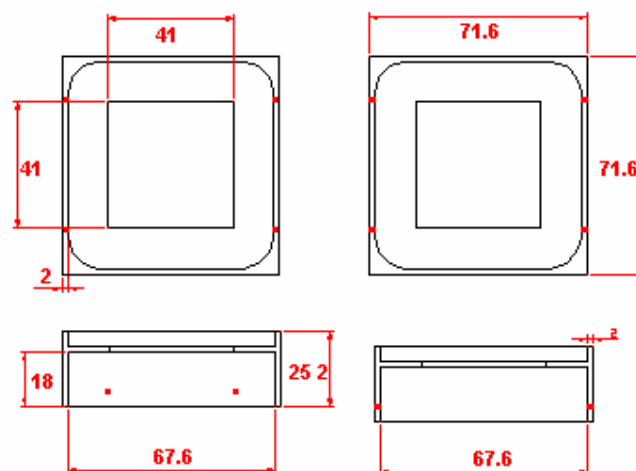


Figura 2.7. Dimensiones finales del sensor en mm. Vista superior.

Este dispositivo está diseñado para soportar las condiciones ambientales del espacio, por esta razón se construyó con aluminio aeroespacial de la serie 2023 y se le dio un acabado anodizado negro, con la finalidad de evitar reflejos en su interior y lograr una resistencia contra la corrosión causada



por el oxígeno monoatómico presente en órbita. El método de fabricación consistió en desbastar un bloque macizo de material con una fresadora, quedando de dos piezas únicamente: el cuerpo y la base. La electrónica de amplificación y acondicionamiento usa componentes militares y estará protegida por una caja metálica contra radiación y cambios de temperatura [57].

### 2.1.2. Sensor de Tierra.

Como ya se mencionó, una referencia importante para determinar la orientación de un satélite, es la posición de la Tierra. Para un satélite de órbita baja, particularmente de percepción remota, esta opción es muy importante puesto que la cámara y las antenas montadas en él, deben tener un apuntamiento continuo hacia la superficie de la misma. Con el objeto de probar un sistema práctico en el laboratorio y experimentar con el concepto de detección de limbo terrestre, se construyó un prototipo de sensor de Tierra [48], con el arreglo mostrado en la figura 2.8.

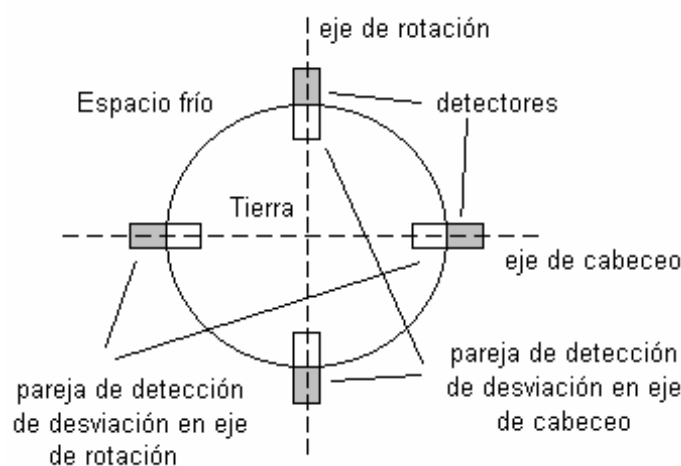


Figura 2.8. Pruebas de laboratorio para la detección de orientación en dos ejes, con sensores de limbo Terrestre.

La determinación del apuntamiento se realiza con 2 detectores colocados sobre ejes perpendiculares independientes, que reciben una proyección del limbo Terrestre sobre su superficie y entregan una salida de voltaje proporcional a la porción detectada del disco Terrestre, simulado por una placa de aluminio de forma circular. La respuesta en ambos detectores es comparada por la electrónica y acondicionada para producir una respuesta proporcional al valor en grados de la desviación del sensor. La salida de voltaje es convertida a un formato digital para ser enviada hacia el sistema de adquisición de datos [51].

#### 2.1.2.1 Sensor infrarrojo con detectores de selenuro de plomo.

El cuerpo de estos sensores es de forma cilíndrica y tienen un lente con diámetro de 2.54 cm, que concentra la radiación IR en el punto focal a una distancia de 6 cm. El primer prototipo (figura 2.9) fue realizado con detectores de Selenuro de Plomo fabricados por Optoelectronics, el modelo es el OTC-11-5 [42], aunque su respuesta espectral es de 1 a 4  $\mu\text{m}$ , lejos de las 14-16  $\mu\text{m}$  de la capa de  $\text{CO}_2$ , sirvió para probar el concepto de detección del limbo Terrestre en el laboratorio. El detector cuenta con un enfriador termoeléctrico integrado tipo peltier, para reducir el ruido de fondo típico en esta clase de sensores. Estos detectores al ser polarizados, funcionan como un resistor variable. La radiación infrarroja induce cambios en la conductividad, por lo que existe una variación de la corriente que pasa a través del detector.



Figura 2.9. Sensor de Tierra estático basado en un detector IR de selenuro de plomo.

Cada detector es alimentado con 50 volts a través de una resistencia de 1 Mohm para disminuir la corriente. Se incluyeron varios circuitos de acondicionamiento y amplificación para procesar la variación de voltaje del detector. Para disminuir el ruido de la señal de salida, se colocaron dos filtros paso bajas Sallen & Key en cascada con una frecuencia de corte de 5 Hz (figura 2.10). La señal se envía a un microcontrolador donde se lleva a cabo la conversión A/D, un ajuste a una curva de segundo orden (por mínimos cuadrados) y la transformación a hexadecimal del valor de desviación en grados [8].

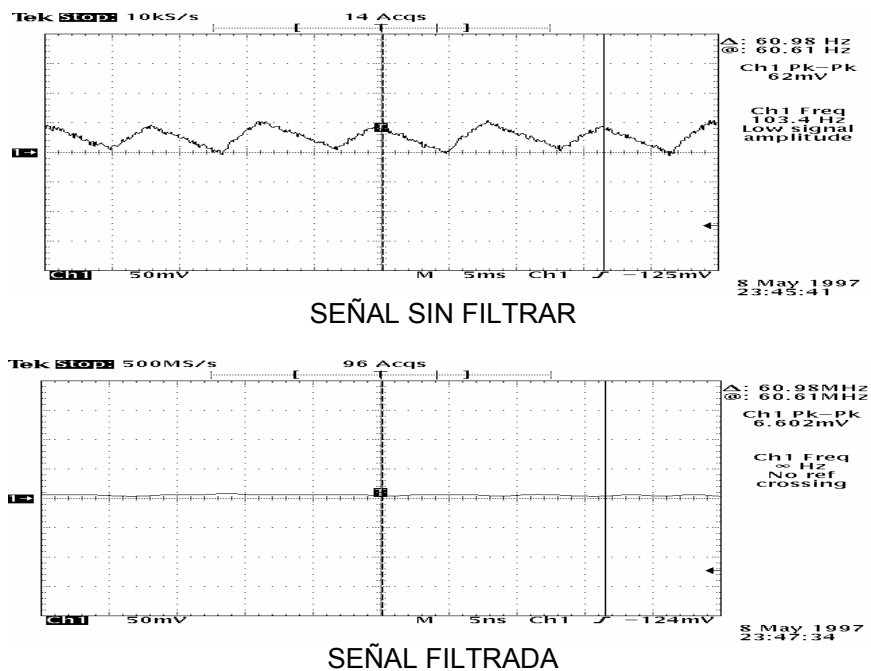


Figura 2.10. Eliminación de ruido de las señales con filtros de Salen and Key en cascada.

La resolución obtenida en este sensor es del orden de  $\pm 0.5$  grados, con lo que se ha conseguido el objetivo planteado al inicio del proyecto. En la figura 2.11 se muestra una curva típica de respuesta.

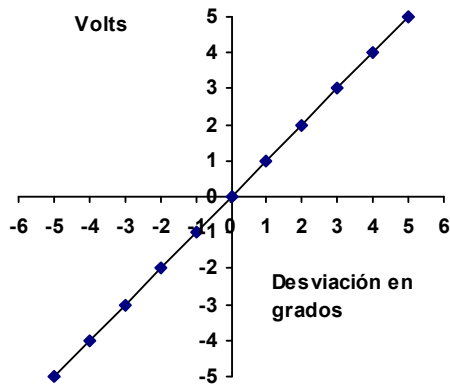


Figura 2.11. Pruebas de desviación de apuntamiento en un eje.

### 2.1.3. Magnetómetro.

Con el propósito de determinar las tres componentes vectoriales del campo magnético de la Tierra y poder efectuar pruebas de orientación y de control de estabilización utilizando bobinas magnéticas como actuadores, se adquirió una brújula electrónica comercial (figura 2.12). Este dispositivo llegó a ser el sensor de orientación más utilizado durante la gran mayoría de las pruebas que se efectuaron con la plataforma, por ser simple, eficaz y proporcionar las señales de: cabeceo, rotación y Norte verdadero, temperatura y las 3 componentes magnéticas (X,Y,Z). Esto es debido a que adicionalmente posee dos inclinómetros que proporcionan la desviación con respecto a la horizontal (ejes de alabeo y cabeceo).



Figura 2.12. Brújula electrónica que consta de un magnetómetro en tres ejes y de dos inclinómetros en los ejes X,Y.

Las principales características de la brújula electrónica EZ-COMPASS-3 son la precisión que entrega y su masa y tamaño reducidos [3]. En la tabla 2.1 se señalan sus características técnicas. Una ventaja importante de este sensor, es que nos permite hacer una calibración en su respuesta para la medición de las tres componentes magnéticas. Compensa la influencia de anomalías localizadas en su proximidad, lo que permite obtener lecturas corregidas. Este sensor envía datos a una tasa de 10.5 hz, a través de la interfaz serie RS232.

**Tabla 2.1. Características principales de la brújula electrónica.**

Azimut	0 – 360 grados
Cabeceo	± 70 grados
Alabeo	± 70 grados
Resolución de azimut	12 bits
Resolución de inclinación	12 bits, escala completa, ambos ejes
Precisión de azimut	< 0.5 grados
Repetibilidad de inclinación	< 0.02 grados
Campo magnético	± 2 Gauss, máximo
Resolución magnética	< 1 mGauss
Polarización	5 VCD
Temperatura	-30 a +85 °C
Peso	< 45 gramos
Calibración	EEPROM no volátil
Comunicación	300 – 38400 bauds
Formato de salida	Serial RS232, NMEA-0183, RS-422
Actualización máxima	10.5 veces/seg

#### 2.1.4. Sistema de medición inercial en dos ejes.

Para este proyecto se desarrolló un sistema de medición de la orientación en dos ejes, de tipo inercial [53]. Este sistema está basado en la utilización de giróscopos y acelerómetros en un esquema de filtrado complementario, donde se obtiene una referencia de la vertical. Los giróscopos obtienen la orientación, mientras que los acelerómetros corrigen la deriva de los primeros. Esta unidad de medición inercial determina la orientación en los ejes de rotación y cabeceo, mientras que la brújula electrónica establece el rumbo (eje Z). La precisión que se obtiene es de  $\pm 1$  [°], por un periodo de al menos 4 horas [55]. La implementación de un sistema de obtención de referencia de la vertical fue debido a que los giróscopos piezoeléctricos utilizados [80] tienen una deriva muy grande (90 °/hr). Su utilización como sensores de orientación en la plataforma, se ve limitada a unos cuantos minutos por esta razón se recurrió a este esquema [60].

##### 2.1.4.1. Determinación de la vertical.

El conocimiento de la orientación angular de una plataforma espacial, con respecto a un sistema de ejes de referencia externo, es de importancia fundamental para la estimación de la orientación y su control [55]. Las cantidades típicas que deben ser medidas son los ángulos de orientación de Euler  $\Phi$ ,  $\Theta$  y  $\Psi$ , definidos con respecto a un nivel local, a un Norte también local y a las velocidades angulares inerciales del vehículo P, Q, R. Estas cantidades se muestran en la figura 2.13. La matriz de rotación lleva a cabo la transformación de cualquier vector entre las coordenadas Terrestres  $X_e$ ,  $Y_e$ ,  $Z_e$  y las del vehículo  $X_b$ ,  $Y_b$ ,  $Z_b$ .

Es importante notar que las velocidades angulares inerciales P, Q, R no son idénticas a las velocidades angulares de Euler  $\dot{\Phi}$ ,  $\dot{\Theta}$ ,  $\dot{\Psi}$ . La primera tripleta representa las proyecciones del vector de velocidad angular inercial total  $\Omega$ , sobre los ejes del cuerpo del vehículo  $X_b$ ,  $Y_b$ ,  $Z_b$ , mientras que la última tripleta representa las velocidades angulares de Euler alrededor de los ejes  $OM$ ,  $ON$  y  $Ze$ , respectivamente.

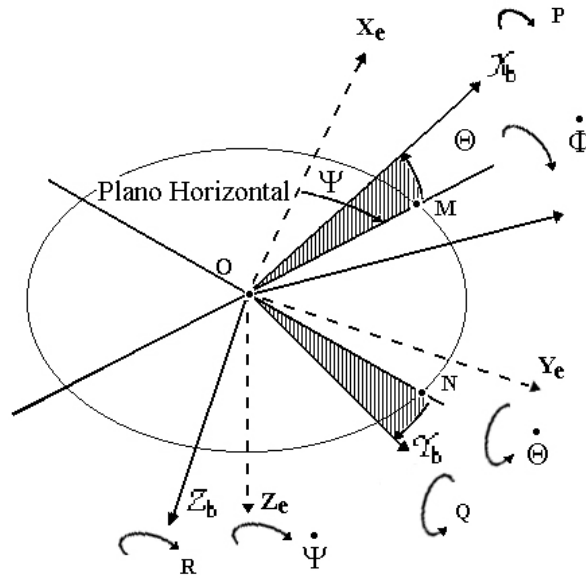


Figura 2.13. Relaciones entre los ejes fijos al cuerpo del vehículo y aquellos fijos en Tierra.

Las relaciones cinemáticas entre  $P$ ,  $Q$ ,  $R$  y  $\dot{\Phi}, \dot{\Theta}, \dot{\Psi}$  son conocidas como las ecuaciones diferenciales de Euler [6]:

$$P = \dot{\Phi} - \text{sen}\Theta \quad (2.3)$$

$$Q = \dot{\Theta} \cos \Phi + \dot{\Psi} \cos \Theta \text{sen}\Phi \quad (2.4)$$

$$R = -\dot{\Theta} \text{sen}\Phi + \dot{\Psi} \cos \Theta \cos \Phi \quad (2.5)$$

Alternativamente, resolviendo para  $\dot{\Phi}, \dot{\Theta}, \dot{\Psi}$  en términos de  $P, Q, R$  tenemos:

$$\dot{\Phi} = P + Q \text{sen}\Phi \tan \Theta + R \cos \Phi \tan \Theta \quad (2.6)$$

$$\dot{\Theta} = Q \cos \Phi - R \text{sen}\Phi \quad (2.7)$$

$$\dot{\Psi} = Q \frac{\text{sen}\Phi}{\cos \Theta} + R \frac{\cos \Phi}{\cos \Theta} \quad (2.8)$$

Las tres últimas ecuaciones, no lineales, son de particular importancia técnica debido que permiten el cálculo de los ángulos de Euler  $\Phi, \Theta, \Psi$ , dadas las condiciones iniciales  $\Phi_0, \Theta_0, \Psi_0$ , y usando las mediciones  $P, Q, R$ ; que no son mas que las velocidades angulares entregadas por los giróscopos en los ejes de cabeceo, rotación y guiñada, respectivamente.

A través de las integraciones de  $\dot{\Phi}, \dot{\Theta}, \dot{\Psi}$  obtenemos los ángulos calculados de Euler  $\Phi_c, \Theta_c, \Psi_c$ , que están referidos al espacio inercial. Estos valores calculados acumulan errores debido a la rotación de la Tierra y a la deriva de los giróscopos. Sin embargo, en el sistema de dos ejes para determinación de la vertical implementado, los acelerómetros corrigen la deriva de los giróscopos a través de un esquema de ayuda. La figura 2.14 muestra el sistema de referencia de la orientación, ayudado por la gravedad, los subíndices  $m$  y  $c$  están indicando cantidades medidas y calculadas, respectivamente.

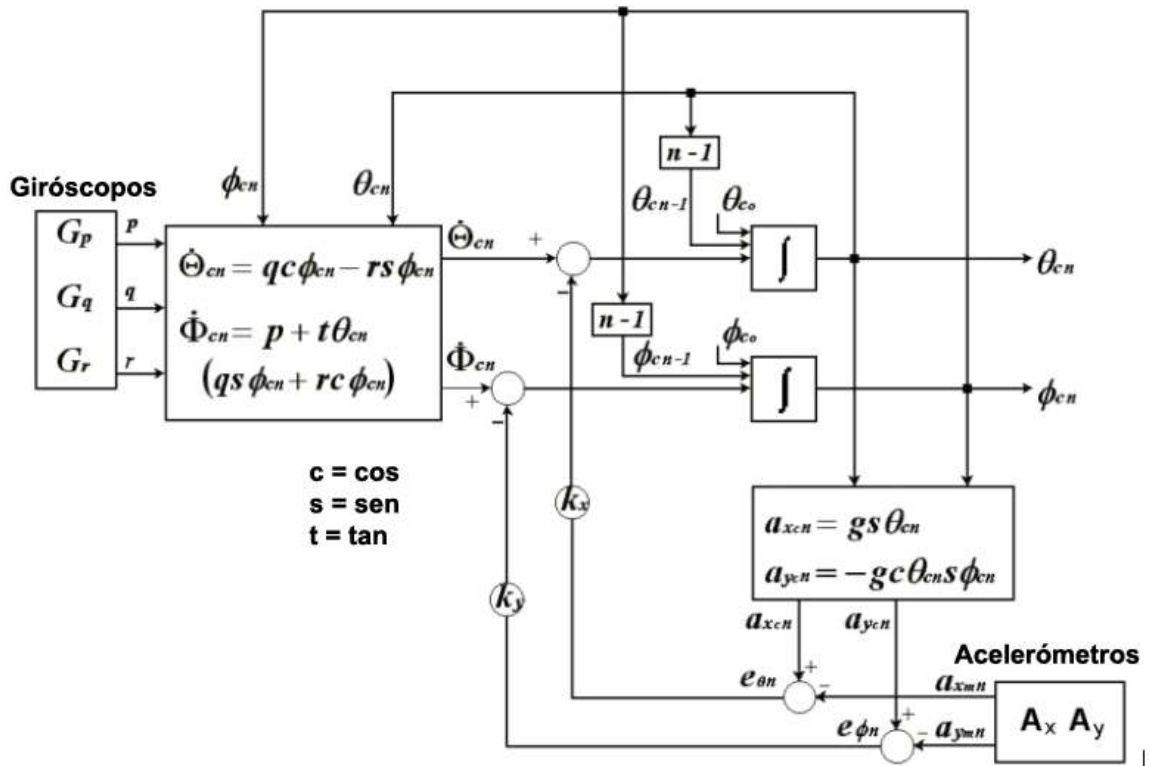


Figura 2.14. Esquema implementado para obtener una referencia inercial de la vertical.

Tomando como punto de partida las siguientes relaciones:

$$\dot{\Theta}_c = q \cos \phi_c - r \text{sen} \phi_c \quad (5.9)$$

$$\dot{\Phi}_c = p + \tan \theta_c (q \text{sen} \phi_c + r \cos \phi_c) \quad (5.10)$$

Los acelerómetros  $A_x$  y  $A_y$ , montados con sus ejes sensitivos alineados con los ejes de cabeceo y rotación, son usados para corregir los valores de  $\theta_c$  y  $\phi_c$ . Las aceleraciones medidas  $a_{xm}$  y  $a_{ym}$  proporcionan información sobre la inclinación de  $\theta$  y  $\phi$ . Estas lecturas son comparadas con las aceleraciones calculadas  $a_{xc}$  y  $a_{yc}$ . La diferencia entre ellas es la señal de error que se usa para corregir  $\theta_c$  y  $\phi_c$  a través de las constantes  $K_x$  y  $K_y$ .

$$a_{xc} = g \text{sen} \theta_c \quad (5.11)$$

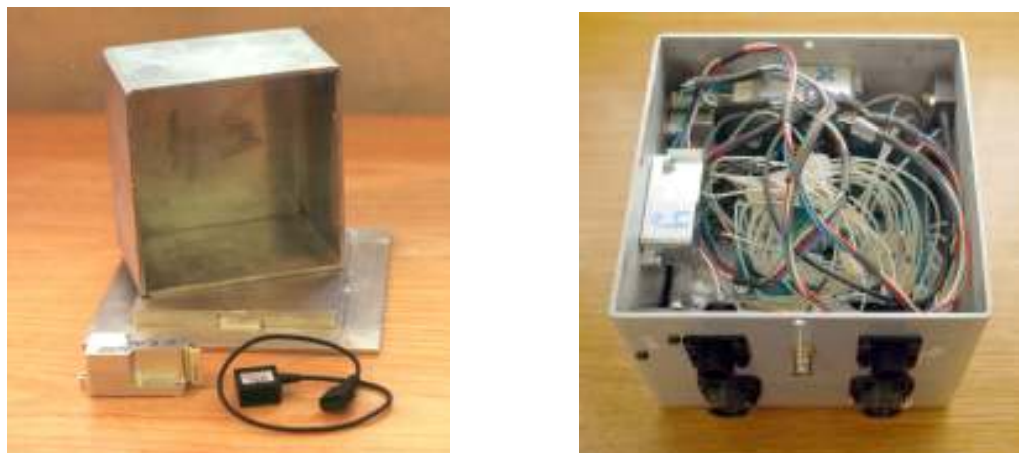
$$a_{yc} = -g \cos \theta_c \text{sen} \phi_c \quad (5.12)$$

Finalmente, se pueden determinar los valores de  $\theta_c$  y  $\phi_c$  a partir de las siguientes ecuaciones:

$$\theta_c = \theta_{c0} + \int_0^t [q \cos \phi_c - r \sin \phi_c - K_x e_\theta] dt \quad (5.13)$$

$$\phi_c = \phi_{c0} + \int_0^t [p + \tan \theta_c (q \text{sen} \phi_c + r \cos \phi_c) - K_y e_\phi] dt \quad (5.14)$$

En todas las expresiones de la [figura 2.14](#) el sufijo  $n$  fue añadido para distinguir entre variables anteriores y nuevas. Durante la ejecución del algoritmo, el tiempo de integración es calculado a partir de una función de C+, debido a que se encontraron diferencias en el tiempo de adquisición de muestras, lo que a su vez causaba inconsistencias en la determinación de la orientación [\[5\]](#).



*Figura 2.15. Giróscopos y acelerómetros alineados con los ejes del contenedor del sistema de medición inercial.*

Para este sistema de medición inercial se integraron tres giróscopos y dos acelerómetros de bajo costo ([figura 2.15](#)). Los acelerómetros son micromaquinados [\[22\]](#) tienen una gama de operación de  $\pm 2 \text{ g}$ 's, un ruido RMS de  $0.02 \text{ g}$  y cuentan con módulos de amplificación, acondicionamiento de señal y compensación por cambios de temperatura. Los giróscopos cuentan con un intervalo de medición de  $\pm 100 \text{ }^\circ/\text{s}$ , un ruido RMS de  $0.05 \text{ }^\circ/\text{s}$  y una deriva de  $90 \text{ }^\circ/\text{hr}$ .

## **2.2. ACTUADORES.**

La utilización de ruedas inerciales como actuadores en un satélite pequeño, posibilitan un apuntamiento muy fino durante la misión y permiten disponer de pares correctivos relativamente grandes; particularmente útiles en el momento en que el satélite se separa del cohete portador, ya que puede tener un giro no deseado. 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 cojinetes, lo que limita hasta cierto punto su tiempo de vida; aunque son dispositivos indispensables cuando es necesario contar con una capacidad de apuntamiento del orden de una décima de grado o menos, como es el caso de los satélites de percepción remota. Durante la operación normal de las ruedas inerciales, éstas van incrementando la cantidad de momentum angular, por lo que es necesario contar con un sistema que sea capaz de desaturar o 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 [\[49\]](#).

### **2.2.1. Bobinas magnéticas.**

Existen dos geometrías básicas para las bobinas magnéticas utilizadas en satélites pequeños, una de ellas es de forma tubular o de cilindro alargado y la otra es siguiendo el contorno perimetral del satélite. Las primeras ofrecen ventajas en cuanto a sus dimensiones reducidas; ya que con un



material adecuado en el núcleo, es posible obtener momentos dipolares relativamente grandes. Son fáciles de colocar aunque presentan histéresis y no linealidades. Las bobinas arrolladas alrededor del satélite son otra opción viable, ya que aún con las reducidas dimensiones del satélite, se puede contar con una mayor área en el núcleo y por tanto, con un mayor dipolo [50].

Es indispensable contar con una estimación bastante aproximada de los pares perturbadores que serán encontrados en órbita. A partir de esto es necesario llevar a cabo una serie de cálculos y pruebas físicas conducentes a: la selección del material, la geometría, el calibre del alambre, las dimensiones de las bobinas, el tipo de núcleo, el número de vueltas y el voltaje óptimo de operación [27].

El dipolo producido por una bobina está dado por la siguiente expresión:

$$\mathbf{d} = \mu \cdot (NI) \mathbf{A} \cdot \mathbf{n} \quad (5.15)$$

donde:

$\mu$ , es la permeabilidad del núcleo.

$N$ , es el número de vueltas.

$I$ , es la corriente a través de la bobina.

$A$ , es el área transversal de la bobina.

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

Lo que obtenemos es un dipolo que tenderá a alinearse con el campo magnético Terrestre produciendo un par externo al satélite. En la figura 2.16 se pueden ver el tipo de líneas de campo generadas en una bobina de forma tubular.

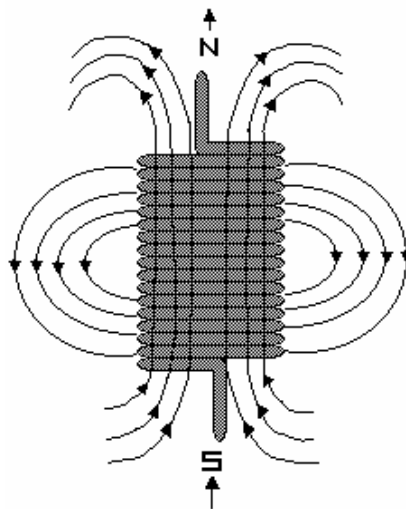


Figura 2.16. Dirección del campo magnético para una bobina tubular.

Los materiales considerados para la construcción de las bobinas fueron: plata, aluminio y cobre. El cobre fue seleccionado por presentar ventajas en cuanto a su conductividad, costo y densidad. Se tomó en cuenta la masa y su resistencia tanto eléctrica como mecánica para determinar el calibre más adecuado; un diámetro muy pequeño implica una resistencia eléctrica alta y poca resistencia mecánica (sobre todo a la tensión). En la tabla 2.2 se muestran los cálculos donde se considera la utilización de núcleos de aire. Para contrarrestar los pares perturbadores es necesario contar con un dipolo del orden de  $12 \text{ A}\cdot\text{m}^2$ , como se muestra en la sección 6.1.1. (Pares perturbadores en órbita).

**Tabla 2.2. Bobinas con núcleo de aire a diferentes diámetros. ( $\mu=1$ )**

$\phi$ bobina	AWG #	vueltas	R en $\Omega$	V en volts	Peso en gr	Dipolo en $\text{Am}^2$
<b>50 cm</b>	<b>28</b>	<b>448</b>	<b>150</b>	<b>11</b>	<b>507.21</b>	<b>6.41</b>
10 cm	28	2247	150	11	507.21	1.288
6 cm	28	3914	150	11	507.21	0.808
2 cm	28	11,211	150	11	507.21	0.257

Debido a que las bobinas con núcleo de aire no son capaces de proporcionar los pares adecuados, con la excepción del caso de la bobina arrollada alrededor del perímetro del satélite; se hace necesario utilizar un núcleo ferromagnético. Para el cálculo de los parámetros principales se ha considerado un núcleo de 2 cm de diámetro, una longitud de 40 cm y una resistencia aproximada de 150  $\Omega$  y con un voltaje de 11 volts para mantener el consumo en 0.8 watts [27]. Estos parámetros son semejantes a los usados por un fabricante de bobinas magnéticas con amplia experiencia en la industria espacial [25].

La inserción de un núcleo ferromagnético permite obtener un mayor dipolo al incrementar la permeabilidad, esto puede significar menor número de vueltas, y menor masa, pero por otra parte se genera una histéresis y un campo menos uniforme. Se consideró que los mejores materiales para llevar a cabo el diseño definitivo de nuestras bobinas son aquellos que cuentan con una permeabilidad relativamente baja como el cobalto (250), el níquel (600), el hierro (5,000) y el Hierro-silicio (7,000).

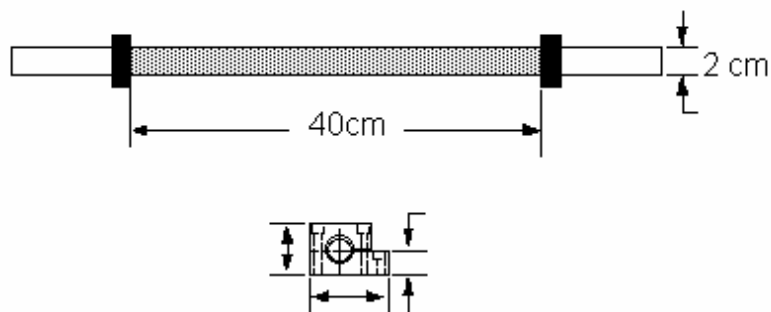
**Tabla 2.3. Cálculo de bobinas con núcleos ferromagnéticos con  $\phi=2$  [cm], y calibre 28 AWG**

Núcleo Ferromagnético	Número de vueltas	Masa de la bobina en gr	Masa del núcleo en gr	Masa total en gr	Dipolo en $\text{Am}^2$
Cobalto	11,217	507	1,105	1,612	7.16
Níquel	11,217	507	1,105	1,612	17.19
Hierro-silicio	11,217	507	877	1,384	200.5

Recalculando, una vez que se demuestra que el calibre 28 implica un gran número de vueltas, se busca un calibre menor para aumentar la resistencia y se obtiene el diseño definitivo. El cobalto fue seleccionado para el núcleo por tener un magnetismo residual pequeño [27].

**Tabla 2.4. Parámetros finales de las bobinas tubulares.**

Longitud:	40 cm	Alambre: cobre calibre 32 AWG (0.20320 mm)
Diámetro:	2 cm	Bobinas: 2.4 arrollamientos
Masa total:	974 gr	Núcleo: cobalto
Dipolo:	12 $\text{Am}^2$	Número de vueltas: 4914



*Figura 2.17. Diseño final de la bobina con núcleo ferromagnético.*

## 2.2.2. Ruedas inerciales.

Como ruedas inerciales, se han utilizado tres masas cilíndricas que han sido montadas en los ejes de igual número de motores de corriente directa. Estos actuadores han sido utilizados en el Laboratorio, en lugar de los tradicionalmente costosos dispositivos calificados para vuelo espacial [25] que sirven para el mismo propósito.

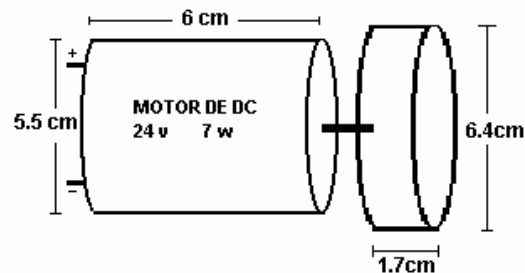


Figura 2.18. Dibujo de una de las ruedas utilizadas y su acoplamiento con el motor de CD.

Los motores trabajan a 24 volts y 0.1 Amp, consumiendo 0.8 watts. Cuando funcionan en modo de rueda inercial la velocidad varía entre 1,400 y 2,200 RPM, siendo el límite de velocidad máximo de 4,200 RPM. Un circuito PLL se encarga de mantener una velocidad constante, mientras que un tacómetro sirve para medir directamente la velocidad angular de las ruedas [11]. Para este sistema los decodificadores fueron descartados por cuestiones de retraso en las lecturas.

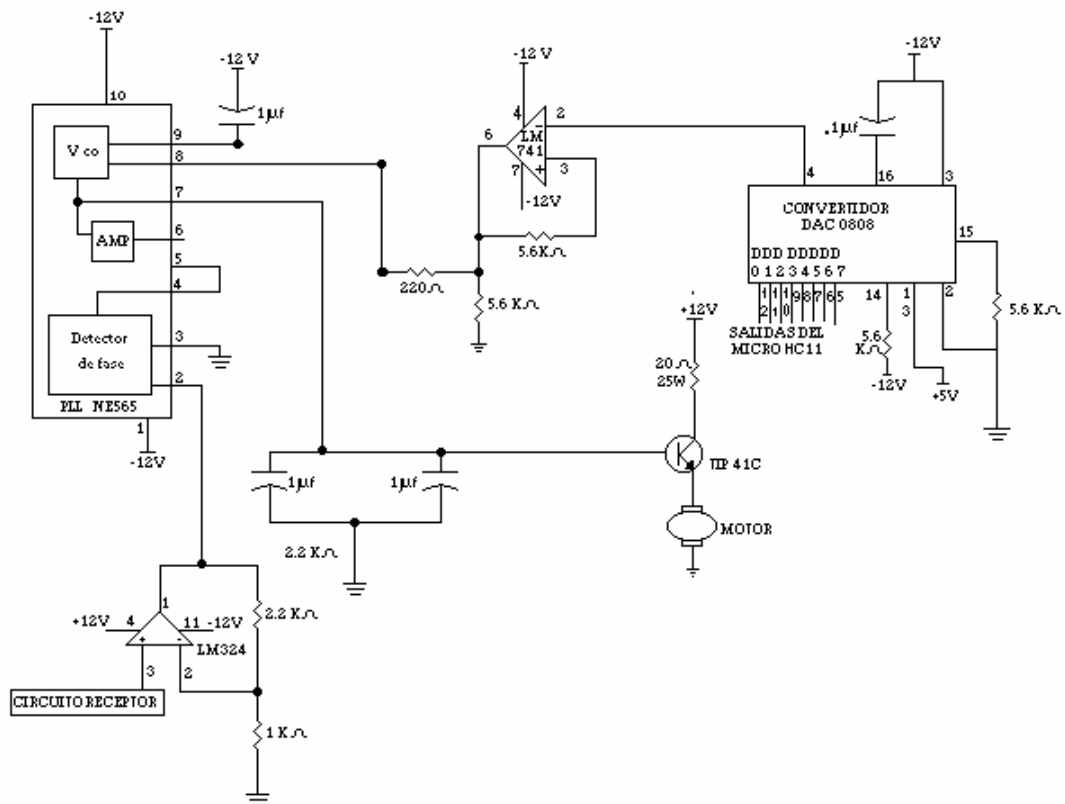


Figura 2.19. Circuitos de conversión D/A y etapa de potencia para la interfaz motor-PLL.



Figura 2.20. Localización de la rueda sobre el eje Z, en la plataforma de simulación.

### 2.3 ESQUEMA GENERAL DE ORIENTACIÓN Y CONTROL DE ESTABILIZACIÓN.

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

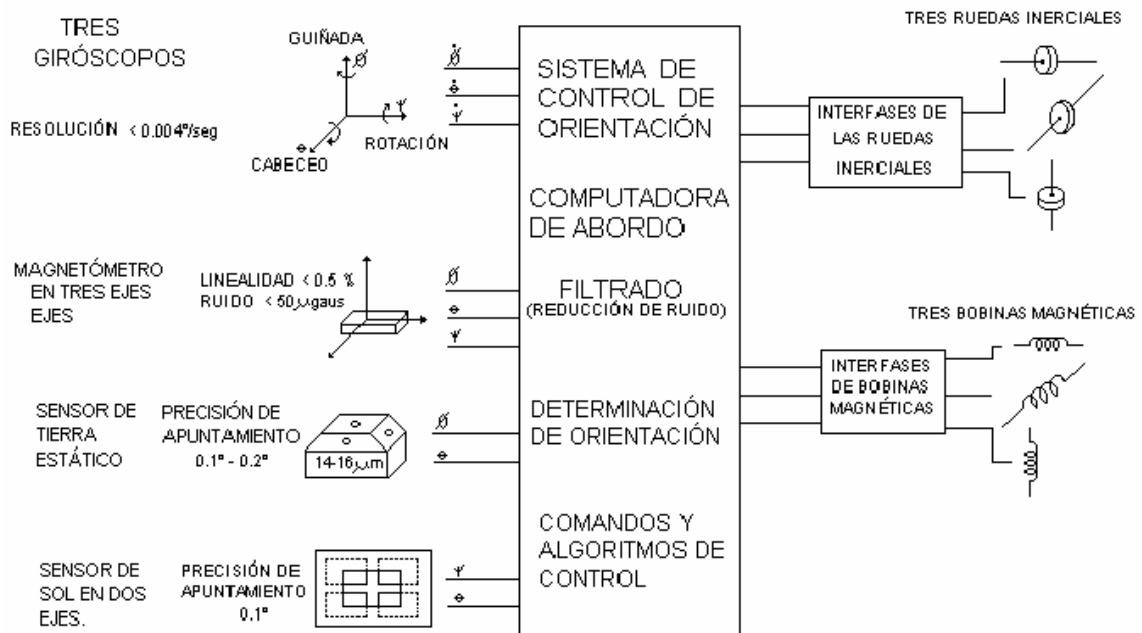


Figura 2.21 Diagrama esquemático donde se muestran los componentes principales de los subsistemas de detección de orientación y control de estabilización.

En la [tabla 2.5](#) se muestran las características principales de todos los componentes del sistema de detección y control de orientación. Es de notarse que con una masa de 6.43 kg y un consumo

máximo pico de 14.40 w suponiendo que estuvieran encendidos al mismo tiempo todos los actuadores, se puede lograr una estabilización en los tres ejes, dentro de un intervalo de  $\pm 0.1$  grados.

**Tabla 2.5 Componentes del sistema de orientación y control.**

<u>Componente</u>	<u>No. De piezas</u>	<u>Masa kg</u>	<u>Consumo watts</u>	<u>Precisión</u>	<u>Comentarios</u>
Giróscopos	(3)	0.300	3.00	0.01 °/s	De estado sólido, 5 años de vida. Deriva 6 °/s
Magnetómetro en tres ejes	(1)	0.150	0.80	1 mgauss	Confiable, de bajo peso y consumo
Sensores de Sol	(3)	0.375	0.90	0.1 °	No disponible en eclipse.
Sensores de Tierra	(2)	0.118	0.70	0.1 °	Disponible en toda la órbita.
Ruedas inerciales Par: 30 mN-m	(3)	2.790	6.60	0.01 °	Muy precisas, 5 años de vida.
Bobinas magnéticas 12 A-m <sup>2</sup>	(3)	2.700	2.40	3 °	Confiables, medianamente precisas
<b>TOTAL</b>		<b>6.433</b>	<b>14.4</b>		

## 2.4 COMENTARIOS SOBRE EL CAPÍTULO.

Particularmente especiales son los sensores de velocidad angular. No importando lo costoso o sofisticado que sean, todos presentan el fenómeno de deriva. Una desviación de 90 °/hr como la que presentan los giróscopos utilizados en este proyecto, sólo permite la experimentación por algunos minutos antes de que los errores acumulados hagan infructuosa cualquier experimentación, sin embargo, un conjunto de acelerómetros en un esquema de filtrado complementario provee una manera de compensar la deriva, como se demostró en este capítulo.

Los sistemas compuestos de un magnetómetro, un conjunto de bobinas magnéticas y un modelo de campo geomagnético, ofrecen una buena alternativa para la determinación de la orientación y el control de estabilización, al mismo tiempo que constituyen un sistema de navegación al proporcionar la posición de la nave dentro de su órbita terrestre.

## MODELADO DE LA PLATAFORMA DE SIMULACIÓN

Para poder llevar a cabo el control de orientación de satélites pequeños, uno de los objetivos de este trabajo, es necesario hacer un modelado suficientemente adecuado. Existe un compromiso entre utilizar un modelo simple y uno que incluya todos los componentes de la dinámica de la nave, que están presentes en todo momento, pero que en ocasiones no son significativos [41]. El satélite será modelado considerando que es un cuerpo rígido, 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 alrededor de cada uno de los ejes principales de inercia.

En este capítulo se hace una breve descripción de la matriz de cosenos directores, que es la parametrización más común que se utiliza para determinar la orientación de un cuerpo rígido. Posteriormente, se presenta el desarrollo del modelo que se utiliza para efectuar el balanceo automático de la plataforma. En el apéndice A se desarrolla un modelo simplificado de las ecuaciones de movimiento cuando se tiene solamente rotación, para pruebas de funcionamiento en Tierra con la plataforma de simulación.

### 3.1.- PARAMETRIZACIÓN DE LA ORIENTACIÓN.

Cualquier vector  $\mathbf{A}$  puede ser expresado como:

$$\mathbf{A} = A(\cos \alpha \mathbf{i} + \cos \beta \mathbf{j} + \cos \gamma \mathbf{k}) \quad (3.1)$$

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

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 que nuestro satélite es un cuerpo rígido, asumamos que existe una terna de vectores unitarios  $\vec{u}, \vec{v}, \vec{w}$  ortogonales, fijos al cuerpo de la nave, de tal manera que:

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

El problema básico es especificar la orientación de esta terna, con respecto a algún marco de referencia fijo. Ver figura 3.1

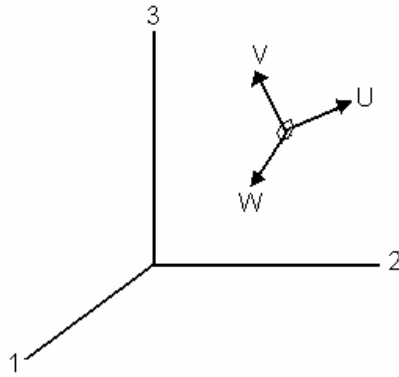


Figura 3.1 El problema fundamental de la parametrización de la orientación en tres ejes, consiste en especificar la orientación de los ejes de la nave  $\vec{u}, \vec{v}, \vec{w}$  en el marco de referencia 1,2,3.

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

$$A \equiv \begin{bmatrix} u_1 & u_2 & u_3 \\ v_1 & v_2 & v_3 \\ w_1 & w_2 & w_3 \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

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, se le llama matriz de cosenos directores. Sus elementos no son todos independientes, por ejemplo, el hecho de que  $\vec{u}$  sea un vector unitario, implica que:

$$u_1^2 + u_2^2 + u_3^2 = 1 \quad (3.3)$$

y la ortogonalidad entre  $\vec{u}$  y  $\vec{v}$ , significa que:

$$u_1 v_1 + u_2 v_2 + u_3 v_3 = 0 \quad (3.4)$$

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

$$A A^T = 1 \quad (3.5)$$

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

$$\det A = \vec{u} \cdot (\vec{v} \times \vec{w}) \quad (3.6)$$

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:

$$A\vec{a} = \begin{bmatrix} u_1 & u_2 & u_3 \\ v_1 & v_2 & v_3 \\ w_1 & w_2 & w_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_1 \\ a_2 \\ a_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \vec{u} \cdot \vec{a} \\ \vec{v} \cdot \vec{a} \\ \vec{w} \cdot \vec{a} \end{bmatrix} \equiv \begin{bmatrix} a_u \\ a_v \\ a_w \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

Los componentes de  $A\vec{a}$  son los mismos 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 3x3 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  $A$ :

$$A\vec{e} = \vec{e} \quad (3.8)$$

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 la validez del teorema de Euler: *La rotación de un cuerpo rígido alrededor de un punto fijo, es equivalente a una rotación alrededor de un eje que pasa a través de dicho punto.*

Nosotros vemos a la matriz de cosenos directores como una relación fundamental que nos especifica la orientación de un cuerpo rígido. Sin embargo, algunas otras parametrizaciones, que se resumen en la tabla 3.1, y que se discuten en el apéndice A, pueden ser más convenientes dependiendo de la aplicación [87]. En todos los casos, siempre relacionaremos los parámetros con la matriz de cosenos directores.

**Tabla 3.1 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 adecuada para representar rotaciones sucesivas.	Seis parámetros redundantes.	En el análisis para transformar vectores de un marco de referencia a otro.
Ejes de Euler y ángulo de Euler	$e, \Phi$	Clara representación física.	Un parámetro redundante Un eje indefinido cuando $\Phi = 0$ .	Comando de maniobras de orientación.
Parámetros simétricos de Euler (cuaterniones)	$q_1, q_2, q_3, q_4$ $(q)$	No tiene singularidades ni funciones trigonométricas. La regla de productos es adecuada para representar rotaciones sucesivas.	Un parámetro redundante. No hay una interpretación Física obvia.	Navegación inercial a bordo.
Vector de Gibbs	$g$	No existen singularidades ni funciones trigonométricas. La regla de productos es adecuada para representar rotaciones sucesivas.	Valor infinito para una rotación de $180^\circ$	Estudios analíticos.
Ángulos de Euler.	$\phi, \theta, \psi$	No tiene parámetros redundantes. La interpretación física es clara en algunos casos.	Con algunos valores de $\theta$ presenta singularidades. 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.

### 3.2.- MODELO DE CUERPO RÍGIDO DE UN SATÉLITE UTILIZANDO LAS ECUACIONES DE EULER.

Es muy común utilizar las ecuaciones de Euler para la determinación de la orientación de un cuerpo rígido. Éstas pueden ser escritas de la siguiente manera [45]:

$$\begin{aligned}
 T_1 &= I_{xx} \dot{\omega}_x + (I_{zz} - I_{yy}) \omega_y \omega_z \\
 T_2 &= I_{yy} \dot{\omega}_y + (I_{xx} - I_{zz}) \omega_x \omega_z \\
 T_3 &= I_{zz} \dot{\omega}_z + (I_{yy} - I_{xx}) \omega_x \omega_y
 \end{aligned}
 \tag{3.9}$$

Donde  $T_1, T_2, T_3$  son los momentos externos alrededor de los ejes principales;  $I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}$  son los momentos de inercia principales, y  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  son las velocidades angulares alrededor de los mismos ejes principales.

Las ecuaciones y los ángulos de Euler constituyen un método clásico para describir la posición de un cuerpo rígido en el espacio, con respecto a un sistema de coordenadas inercialmente fijo [20]. 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 estas ecuaciones. Los ángulos de Euler se utilizan de manera común en la determinación de la orientación de naves espaciales. Algunas secuencias presentan singularidades en la posición horizontal, que es precisamente la orientación más probable de un satélite en su apuntamiento continuo hacia la Tierra, esta es una razón muy importante para no emplearlas. Usar una secuencia diferente de ángulos de Euler, significa trasladar la singularidad a otra posición en la que no cause problemas.

En este trabajo de tesis se usaron dos secuencias: la **2-1-3** (ver figura 3.2), con la que se ejemplifica el desarrollo de las ecuaciones de movimiento simplificadas, donde sólo existe rotación, y que se muestran en el **apéndice A**; y la **3-2-1**, utilizada en las ecuaciones también simplificadas, que sirven para determinar la desviación del centro de masa de la plataforma con respecto al centro geométrico del balero de aire para corregir el desbalanceo, mismas que se muestran en la siguiente sección.

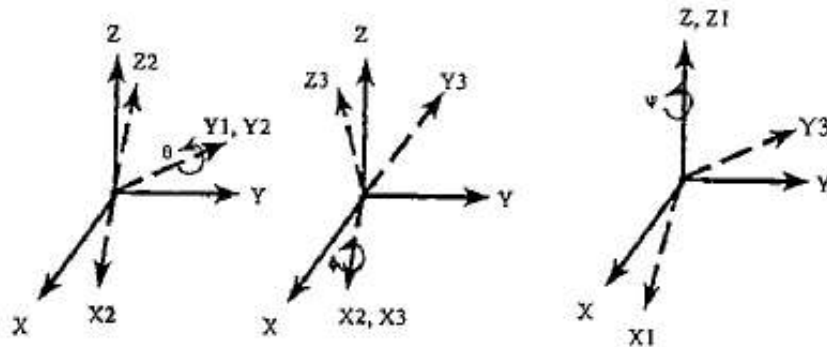


Figura 3.2 Definición de la secuencia de rotación 2-1-3; Cabeceo ( $\theta$ ), Rotación ( $\varphi$ ) y Guiñada ( $\psi$ ).

### 3.2.1. Ecuaciones de movimiento.

Para modelar la dinámica de la plataforma de simulación, para propósitos de identificación de parámetros y balanceo dinámico, se ha utilizado la secuencia **ZYX o 3-2-1**, cuyas matrices de rotación básicas son:  $R_i^1$ ,  $R_1^2$  y  $R_2^b$ . El subíndice denota el marco de referencia inicial y el superíndice denota el marco de referencia final. Estas matrices están definidas de la siguiente manera:

$$R_i^1 = \begin{bmatrix} \cos\psi & \text{sen}\psi & 0 \\ -\text{sen}\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad R_1^2 = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\text{sen}\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \text{sen}\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \quad R_2^b = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \text{sen}\phi \\ 0 & -\text{sen}\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \quad (3.10)$$

El orden de la multiplicación para obtener  $R_i^b$  debe ser:  $R_2^b R_1^2 R_i^1$ , de tal manera que la matriz de rotación queda:

$$R_i^b = \begin{bmatrix} \cos\theta \cos\psi & \cos\theta \text{sen}\psi & -\text{sen}\theta \\ \text{sen}\phi \text{sen}\theta \cos\psi - \cos\phi \text{sen}\psi & \text{sen}\phi \text{sen}\theta \text{sen}\psi + \cos\phi \cos\psi & \text{sen}\phi \cos\theta \\ \cos\phi \text{sen}\theta \cos\psi + \text{sen}\phi \text{sen}\psi & \cos\phi \text{sen}\theta \text{sen}\psi - \text{sen}\phi \cos\psi & \cos\phi \cos\theta \end{bmatrix} \quad (3.11)$$

y las ecuaciones de movimiento se pueden escribir como sigue:

$$\omega^b = \dot{\phi} \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \dot{\theta} R_2^b \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix} + \dot{\psi} R_i^b \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (3.12)$$

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \dot{\phi} \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \dot{\theta} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \text{sen}\phi \\ 0 & -\text{sen}\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix} + \dot{\psi} R_i^b \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (3.13)$$

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \dot{\phi} \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \dot{\theta} \begin{bmatrix} 0 \\ \cos\phi \\ -\text{sen}\phi \end{bmatrix} + \dot{\psi} \begin{bmatrix} -\text{sen}\theta \\ \text{sen}\phi \cos\theta \\ \cos\phi \cos\theta \end{bmatrix} \quad (3.14)$$

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\text{sen}\theta & 0 & 1 \\ \text{sen}\phi \cos\theta & \cos\phi & 0 \\ \cos\phi \cos\theta & -\text{sen}\theta & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\psi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} \quad (3.15)$$

y en su representación más común la podemos expresar como:

$$\begin{bmatrix} \dot{\psi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \frac{\sin \phi}{\cos \theta} & \frac{\cos \phi}{\cos \theta} \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (3.16)$$

$H_0$ , el vector de momento angular alrededor del centro de masa puede escribirse como:

$$H_0 = M(r \times V) \quad (3.17)$$

Donde  $M$  es la masa total del sistema,  $r$  es el vector que conecta el centro de rotación (CR) con el centro de masa (CM), y  $V$  es la velocidad correspondiente al centro de masa. Por otra parte, se puede demostrar que la tasa de variación del momentum angular, con respecto al tiempo, es igual a las fuerzas externas aplicadas a la plataforma, es decir:

$$\frac{dH_0}{dt} = M_0 \quad (3.18)$$

Donde  $M_0$  son todos los pares aplicados a la plataforma (internos, gravitacionales y aerodinámicos).

Cuando el centro de masa tiene un corrimiento con respecto al centro de rotación;  $\frac{dH_0}{dt}$  puede escribirse de la siguiente manera:

$$\frac{dH_0}{dt} = (r \times \ddot{r}) + \dot{H}c + \left[ \omega_i \times (r \times M \dot{r}) \right] + (\omega_i + Hc) \quad (3.19)$$

Donde  $Hc$  es el momento angular alrededor del centro de masa y  $\omega_i$  es el vector de velocidad angular. Se deben asumir ciertas cosas para poder utilizar [la ecuación 3.19](#); se debe suponer que la aceleración debida a la translación del centro de rotación es despreciable y que la plataforma se comporta como un cuerpo rígido. Los momentos externos aplicados  $M_0$ , pueden ser descompuestos en:

$$M_0 = M_{int \text{ernos}} + M_g + M_{aero} \quad (3.20)$$

Donde  $M_{int \text{ernos}}$  son los pares internos,  $M_g$  es el par gravitacional aplicado sobre el CM y  $M_{aero}$  es el par de arrastre aerodinámico cuando la plataforma se encuentra girando. Los vectores mencionados son definidos de la siguiente manera:

$$Hc = \begin{bmatrix} I_{xx}\omega_x + I_{xy}\omega_y + I_{xz}\omega_z \\ I_{yx}\omega_x + I_{yy}\omega_y + I_{yz}\omega_z \\ I_{zx}\omega_x + I_{zy}\omega_y + I_{zz}\omega_z \end{bmatrix} \quad (3.21)$$

$$M_{\text{intermos}} = \begin{bmatrix} M_{\text{int}x} \\ M_{\text{int}y} \\ M_{\text{int}z} \end{bmatrix} \quad (3.22)$$

$$M_{\text{aero}} = \begin{bmatrix} -B_x\omega_x^2 \\ -B_y\omega_y^2 \\ -B_z\omega_z^2 \end{bmatrix} \quad (3.23)$$

$$M_g = M^*g^* \begin{bmatrix} 0 & -\cos\phi\cos\theta & \text{sen}\phi\cos\theta \\ \cos\phi\cos\theta & 0 & \text{sen}\theta \\ -\text{sen}\phi\cos\theta & \text{sen}\theta & 0 \end{bmatrix} r \quad (3.24)$$

Sustituyendo las ecuaciones 3.19 y 3.20 en 3.18 junto con las definiciones de arriba, tenemos un conjunto de ecuaciones de la forma

$$A \dot{\omega} + B = M \quad (3.25)$$

Donde A, B, M quedan definidas de la siguiente manera:

$$A = \begin{bmatrix} mr_y^2 + mr_z^2 + I_{xx} & -mr_x r_y + I_{xy} & -mr_x r_z + I_{xz} \\ -mr_x r_y + I_{xy} & mr_x^2 + mr_z^2 + I_{yy} & -mr_y r_z + I_{yz} \\ -mr_x r_z + I_{xz} & -mr_y r_z + I_{yz} & mr_x^2 + mr_y^2 + I_{zz} \end{bmatrix} \quad (3.26)$$

$$B = \begin{bmatrix} \left[ \begin{array}{l} (-2mr_y r_z + I_{zy})\omega_y^2 + (2mr_y r_z - I_{yz})\omega_z^2 + (-mr_x r_z + I_{xz})\omega_x \omega_y \\ + (mr_x r_y - I_{xy})\omega_x \omega_z + (mr_y^2 - mr_z^2 - I_{yy} + I_{zz})\omega_y \omega_z \end{array} \right] \\ \left[ \begin{array}{l} (2mr_x r_z + I_{zx})\omega_x^2 + (-2mr_x r_z + I_{xz})\omega_z^2 + (mr_y r_z - I_{zy})\omega_x \omega_y \\ + (-mr_x^2 - mr_z^2 + I_{xx} - I_{zz})\omega_x \omega_z + (-mr_x r_y + I_{xy})\omega_y \omega_z \end{array} \right] \\ \left[ \begin{array}{l} (-2mr_x r_y + I_{zy})\omega_x^2 + (2mr_x r_y - I_{xy})\omega_y^2 + (mr_x^2 - mr_y^2 - I_{xx} + I_{yy})\omega_x \omega_y \\ + (-mr_y r_z + I_{yz})\omega_x \omega_z + (-mr_x r_z + I_{xz})\omega_y \omega_z \end{array} \right] \end{bmatrix} \quad (3.27)$$

$$M = \begin{bmatrix} M_{\text{int}x} \\ M_{\text{int}y} \\ M_{\text{int}z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -B_x\omega_x^2 \\ -B_y\omega_y^2 \\ -B_z\omega_z^2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -mgr_y \cos\phi\cos\theta + mgr_z \text{sen}\phi\cos\theta \\ mgr_x \cos\phi\cos\theta + mgr_z \text{sen} \\ -mgr_x \text{sen}\phi\cos\theta - mgr_y \text{sen} \end{bmatrix} \quad (3.28)$$

Reacomodando la ecuación 3.25 obtenemos la forma final de la totalidad de las ecuaciones de movimiento, como se muestra a continuación:

$$\dot{\omega} = (A)^{-1}(M - B) \quad (3.29)$$

Estas ecuaciones, integradas y resueltas simultáneamente con la matriz de rotación, describen la dinámica del simulador y pueden ser aún más simplificadas. Si asumimos que  $\omega$ ,  $r$ ,  $M_{aero}$  y los productos de inercia cruzados son pequeños comparados con los otros términos y que además  $M_{internos}$  son cero, entonces tenemos:

$$\dot{\omega} = \begin{bmatrix} [mg / I_{xx}](-r_y \cos \phi \cos \theta + r_z \operatorname{sen} \phi \cos \theta) \\ [mg / I_{yy}](r_x \cos \phi \cos \theta + r_z \operatorname{sen} \theta) \\ [mg / I_{zz}](-r_x \operatorname{sen} \phi \cos \theta - r_y \operatorname{sen} \theta) \end{bmatrix} \quad (3.30)$$

Con la ecuación 3.30 la plataforma ha sido modelada como un cuerpo rígido cuyo centro de masa se encuentra desplazado una distancia  $r$  con respecto al centro de rotación del cojinete neumático esférico. En la sección 4.3 se describe la metodología empleada para balancear dinámicamente la plataforma de simulación.

La manera en que se determinan los momentos de inercia de la plataforma, se describe en el capítulo cuatro. 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 se han estado modificando conforme estas variantes.

### 3.3 COMENTARIOS SOBRE EL CAPÍTULO.

La matriz de cosenos directores es una relación fundamental que especifica la orientación de un cuerpo rígido, sin embargo existen otras parametrizaciones de la orientación. Es indispensable saber cual es la más adecuada para la aplicación que se desarrolla.

En algunos casos es necesario utilizar un juego de ángulos de rotación para especificar la orientación en un sistema inercial, es importante seleccionar un juego de ángulos adecuados para evitar que la orientación más probable de nuestro satélite quede indeterminada, debido a que las ecuaciones presentan una singularidad. Se debe tener la misma precaución cuando se experimenta en el laboratorio con la plataforma fija al balero de aire esférico.

## MÉTODOS DE BALANCEO AUTOMÁTICO PARA EL SIMULADOR DE UN MEDIO SIN FRICCIÓN.

El simulador presentado en este trabajo de tesis permite llevar a cabo una amplia gama de pruebas de detección de orientación y control de estabilización para satélites pequeños. Sin embargo, para poder efectuar pruebas confiables es necesario que este se encuentre balanceado, lo que ayuda a cancelar en cierta medida los efectos causados por los pares gravitacionales. En este capítulo se describen los dos procedimientos desarrollados para llevar a cabo el balanceo automático de la plataforma, mediante la reubicación del centro de masa, a través del empleo de un conjunto de masas deslizantes y esquemas de control realimentado.

Se ha desarrollado un sistema de monitoreo que cumple con la función de desplegar en tiempo real una representación gráfica de la orientación de la plataforma, al mismo tiempo que muestra en formato alfanumérico, la información de la hora y los ángulos de los tres ejes de orientación. Los datos son transmitidos en forma inalámbrica y son almacenados en un archivo, para su posterior graficación y análisis.

### 4.1. SISTEMAS DE BALANCEO.

El proceso de balanceo de una plataforma sin fricción, que no va acompañado de un método automático, resulta muy tedioso, tardado, muy difícil de efectuar y no siempre permite alcanzar resultados satisfactorios [41]. Por estas razones se diseñó un conjunto de masas deslizantes que bajo el control de un sistema realimentado, permite efectuar un balanceo adecuado [37]. El objetivo primordial, es el tener la capacidad de llevar el centro de masa de la plataforma, hacia al centro de rotación del cojinete neumático esférico [14].

Lang [32] ha demostrado que para balancear estáticamente un sistema (i.e. posicionar su centro de masa), es necesaria una sola masa. Para balancear dinámicamente un sistema (i.e. posicionar los ejes de inercia principales), se necesitan dos masas, ya sean añadidas o sustraídas. Para mantener el control de la masa total del sistema y sus propiedades inerciales, las masas utilizadas deben ser móviles y totalmente controlables [41]. Dichas masas cumplen la doble función de servir como lastre y para llevar a cabo el ajuste fino de localización del centro de masa y de los ejes de inercia principales.



En secciones subsecuentes, se describen los dos métodos desarrollados para balancear al simulador. En el primero, la matriz de inercia y el centro de masa son obtenidos a través de la identificación del sistema, usando sensores de velocidad angular y acelerómetros, y resolviendo un conjunto de ecuaciones de Euler que describen el movimiento para un cuerpo rígido [54]. Un conjunto de tres masas deslizantes es empleado como actuadores para re-localizar el centro de masa en tres ejes. En el segundo método, se efectuó una modificación muy importante, llevando a cabo un balanceo estático, únicamente en dos ejes (rotación y cabeceo) [56]. Esto se efectúa, por medio de las señales de dos inclinómetros que determinan la orientación de la plataforma con respecto a la horizontal local y de dos masas deslizantes para reposicionar el centro de masa. Esto representó un importante ahorro en masa, tamaño y complejidad, además de que mejoró el par residual final [60]. Este balanceo es exclusivamente estático y su justificación está basada en el hecho de que los satélites estabilizados por giro, no se encuentran contemplados en nuestras aplicaciones, por tanto, no es necesario el balanceo dinámico.

Para caracterizar completamente a nuestra plataforma, ya sea para propósitos de balanceo o para efectuar pruebas de control de orientación, es indispensable tener la siguiente información: la masa total, la matriz de inercia, su orientación inicial y un modelo que describa su dinámica.

#### **4.1.1. Métodos para determinar los momentos de inercia.**

Para conocer el tensor de inercia del sistema existen varios métodos. La principal complicación es que en la plataforma existen muchos componentes y algunos de ellos presentan una geometría irregular, lo que hace difícil que se calculen los momentos de inercia de cada uno de ellos; a no ser que se les asigne una forma arbitraria de: cilindro, paralelepípedo, esfera, etc. Una manera de calcular los momentos de inercia de la plataforma, es a través de un modelo en CAD y asignando densidades de masa a cada componente [30], otros dos métodos para determinar los momentos de inercia de sistemas complejos y que son comúnmente utilizados en la industria espacial son: el cálculo analítico y la experimentación pendular bifilar torsional. Ambos proporcionan típicamente, un resultado del orden del 10% del valor real, aunque el péndulo bifilar torsional, tiene la capacidad potencial de dar un resultado con error del 5%, si se tiene cuidado en el diseño y la construcción de este equipo. El método analítico no necesita de componentes o equipos adicionales y para muchas aplicaciones puede ser suficiente el 10% de error que entrega [41]. Otro método experimental que también se utiliza, mide las fuerzas de reacción externas inducidas, a través de celdas de carga, y encuentra la matriz de inercia que mejor satisface las ecuaciones de movimiento, siguiendo un método de ajuste por mínimos cuadrados [36]. Éste tiene la desventaja de involucrar un esfuerzo muy importante tanto en la preparación, como en la experimentación. Otra manera de determinar las propiedades inerciales de una plataforma que se encuentra en un medio sin fricción, es basándose en la conservación del momentum angular, [15], [54], [30], ante la impartición de un par conocido y midiendo la respuesta con los componentes inerciales con los que ésta se encuentra instrumentada. Este método permite determinar el tensor de inercia y al mismo tiempo el corrimiento del centro de masa, con respecto al centro de rotación de la plataforma.

Enseguida se hace una breve descripción de aquellos métodos que fueron considerados en este trabajo de tesis, para determinar la matriz de inercia de la plataforma de simulación. Los que se utilizaron finalmente fueron los de conservación del momentum angular y el analítico, éste último fue empleado para corroborar la información obtenida con el primero. En la [sección 4.3](#) se describe su utilización para efectuar un balanceo dinámico automático.

##### **4.1.1.1. Determinación del tensor de inercia usando un modelo en CAD**

Este método proporciona una estimación confiable de la matriz de inercia (menos del 5% de error), sin embargo, para su aplicación es necesario generar un modelo detallado, que incluya todos los componentes de la plataforma, incluyendo tornillos y tuercas ([ver figura 4.1](#)). También es necesario asumir que la distribución de masa en todos los componentes es homogénea. Una de sus principales complicaciones, es la dificultad asociada al diseño de un modelo de CAD en 3D [30].

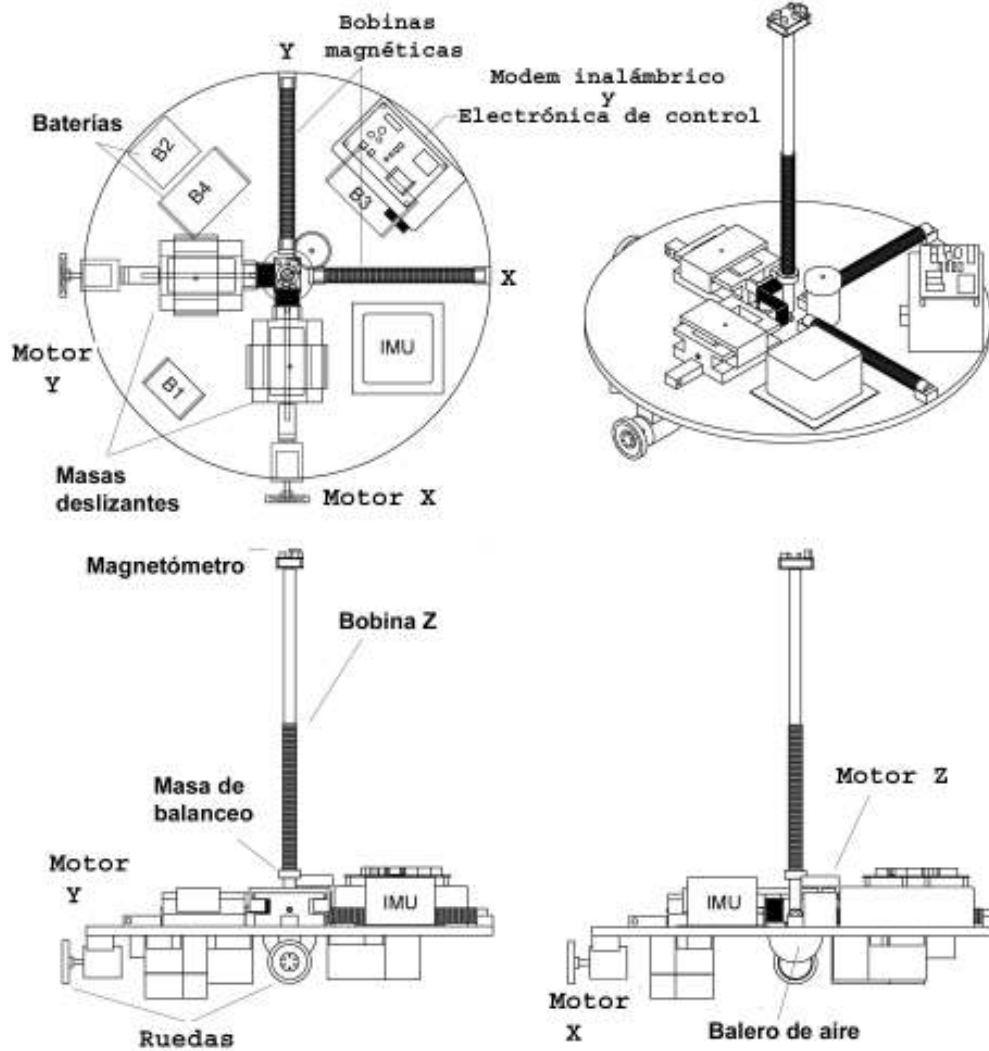


Figura 4.1. Modelo de CAD para la plataforma de simulación.

#### 4.1.1.2. 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 mover cada momento de inercia calculado, hacia un punto de referencia común, utilizando el teorema de los ejes paralelos [75].

$$I_R = \begin{bmatrix} I_{11} & I_{12} & I_{13} \\ I_{21} & I_{22} & I_{23} \\ I_{31} & I_{32} & I_{33} \end{bmatrix}_B + m \begin{bmatrix} (x_2^2 + x_3^2) & x_1 x_2 & x_1 x_3 \\ x_2 x_1 & (x_1^2 + x_3^2) & x_2 x_3 \\ x_3 x_1 & x_3 x_2 & (x_1^2 + x_2^2) \end{bmatrix} \quad (4.1)$$

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 y el tensor de inercia total, se forma sumando los tensores de inercia de cada uno de ellos. Cuando el número de componentes se incrementa, es 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, de como resultado el tensor de inercia y la posición del centro de masa.

El mayor problema de este método es la aproximación que entrega, ya que en muchos casos es difícil determinar tanto la forma geométrica aproximada, como la ubicación del centro de masa de cada objeto. Tal es el caso de tarjetas de electrónica, cables, soportes, etc.

#### 4.1.1.3. Método del péndulo bifilar torsional.

El momento de inercia de un objeto puede ser determinado a partir de la medición de su frecuencia de vibración torsional [41], cuando se suspende de la manera mostrada en la figura 4.2.

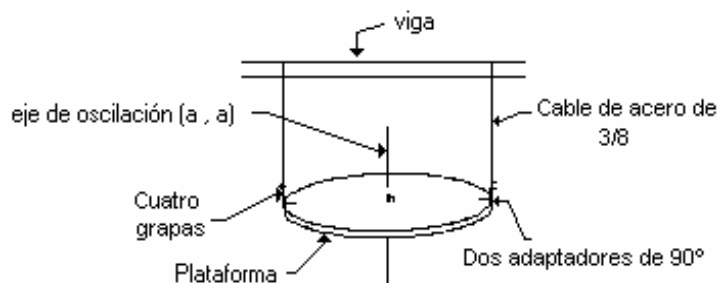


Figura 4.2. Arreglo del péndulo bifilar torsional.

El momento de inercia medido, es alrededor del eje de rotación; y si son llevadas a cabo seis mediciones independientes, entonces, el tensor de inercia puede ser totalmente determinado. Para un eje de rotación, por ejemplo el  $aa$ , la ecuación que utilizamos es la siguiente:

$$I_{aa} = \frac{mgD^2}{16\pi^2 f_n^2 h} \quad (4.2)$$

Donde  $I_{aa}$  es el momento de inercia alrededor del eje de rotación;  $m$  es la masa del sistema suspendido,  $D$  es la distancia entre los cables de suspensión,  $f_n$  es la frecuencia de oscilación,  $h$  es la altura de los cables y  $g$  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 inducido ningún otro movimiento alrededor de los demás ejes.

Mediante la suspensión del objeto bajo estudio en seis diferentes orientaciones, seis frecuencias independientes pueden ser medidas, obteniendo ecuaciones de la forma:

$$I_{aa} = I_{11}u_1^2 + I_{22}u_2^2 + I_{33}u_3^2 - 2I_{12}u_1u_2 - 2I_{23}u_1u_2 - 2I_{31}u_3u_1 \quad (4.3)$$

las cuales constituyen 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  $u_{ij}$  representa los componentes vectoriales que definen la orientación del eje  $aa$  con respecto a los ejes fijos o inerciales de referencia.

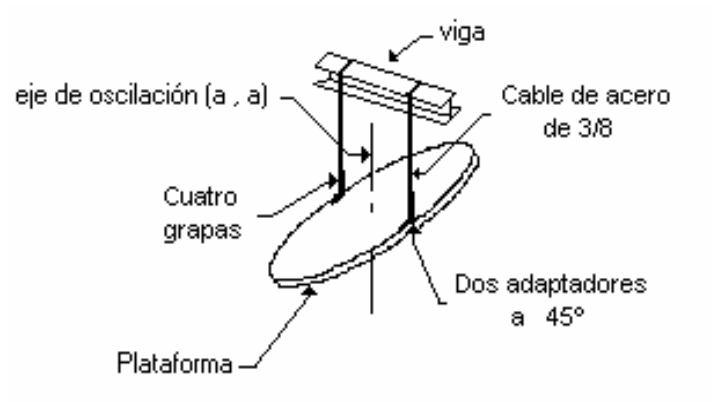


Figura 4.3. Oscilación del péndulo bifilar torsional.

#### 4.1.2. Sistema de masas deslizantes para balanceo automático.

Las masas deslizantes tienen la capacidad de mover el centro de masa de la plataforma. Su operación está basada en el movimiento de una platina, a lo largo de una varilla roscada, por medio de un motor de pasos. Los sistemas de masas deslizantes son los componentes más importantes en el balanceo de la plataforma, ya que de ellos depende que se logre un par residual de pequeñas proporciones [26]. Esto último está a su vez estrechamente ligado con el material del que está construida la plataforma y a la resolución que se obtiene en el movimiento de la platina por el conjunto motor-tornillo. Dicho movimiento es rectilíneo y debe ser lo más preciso y lo más fino posible.

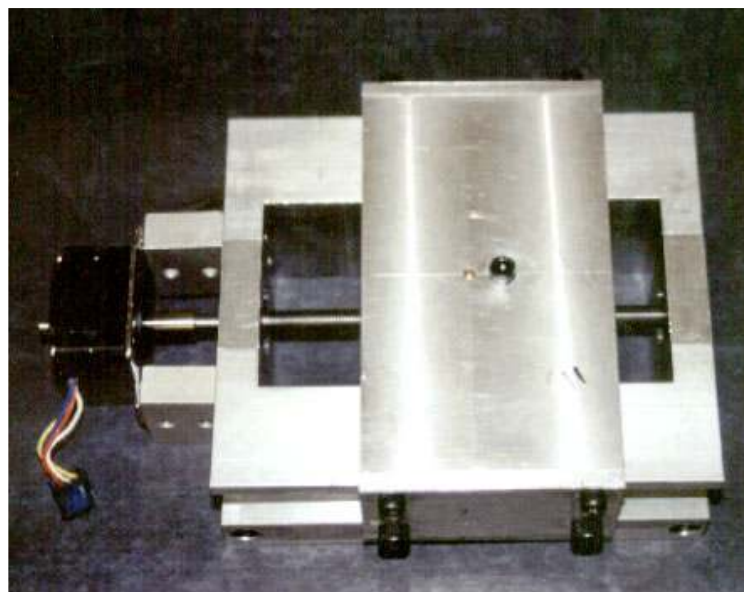
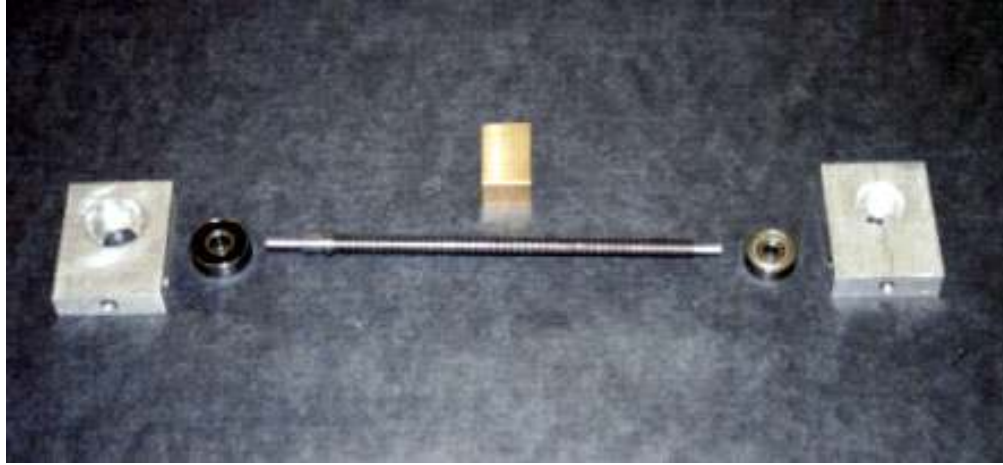


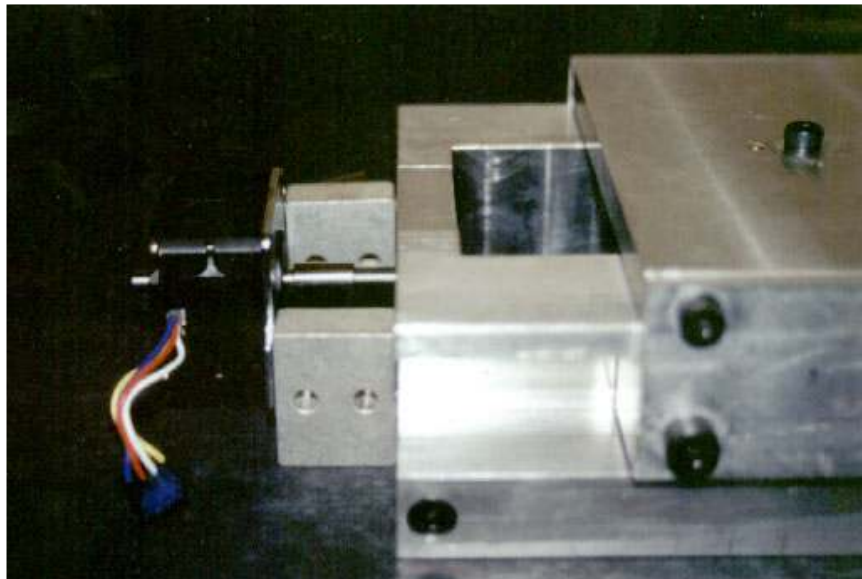
Figura 4.4 Mesa deslizante.

Los sistemas de masas deslizantes cumplen con la característica de que su centro de masa está localizado prácticamente en su centro geométrico. Para su construcción se trató de emplear en la medida de lo posible materiales no magnéticos.



*Figura 4.5 Tornillo milimétrico y partes de montaje.*

La platina tiene un peso de 0.615 [kg] y cuatro pulsos de control (un paso) mueven su masa a lo largo del tornillo de cuerda milimétrica M7X1, una distancia total de 0.005 [mm]. El máximo desplazamiento en la platina es de 5 [cm]; esto permite hacer ajustes grandes, aún con un balanceo manual inadecuado. En la [figura 4.7](#) se muestran los dibujos de un conjunto completo de una mesa deslizando con su platina, donde son mostrados los centros de masa. En el [apéndice C](#) se encuentra el diseño mecánico completo de las masas deslizantes.



*Figura 4.6. Motor de pasos y su montaje en la mesa deslizando.*

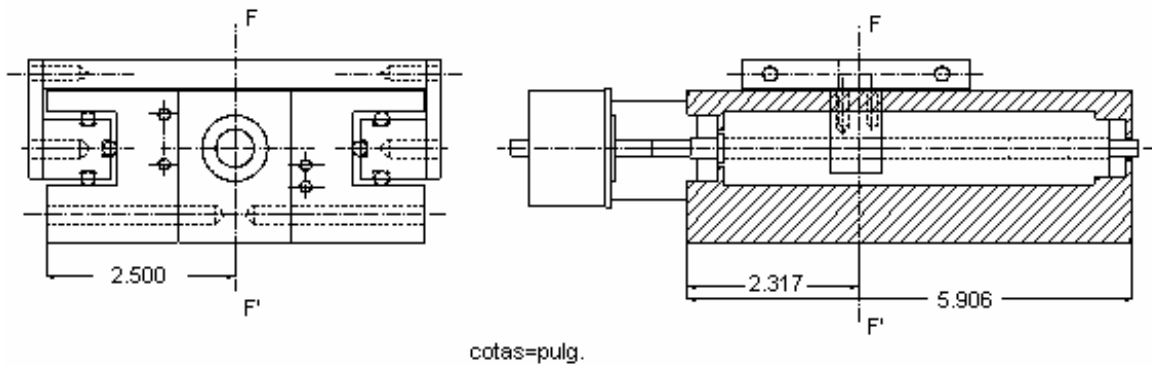


Figura 4.7a. Localización del eje F-F' sobre el cual se encuentra el CM del sistema de masas deslizantes.

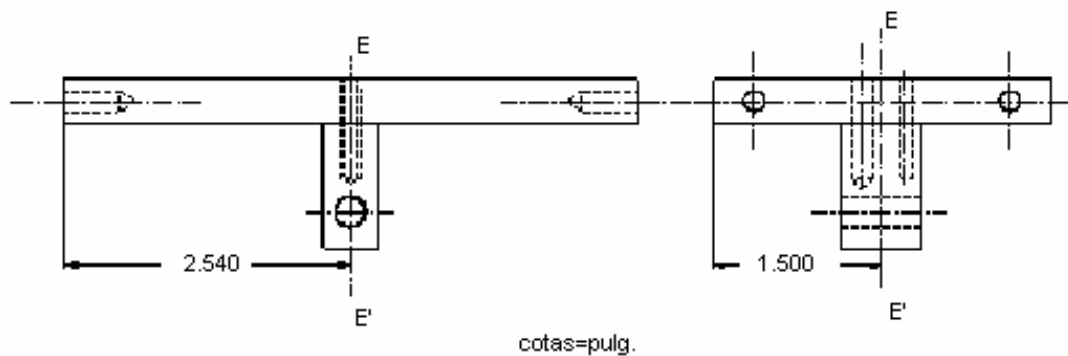


Figura 4.7b. Localización del eje E-E' sobre el cual se encuentra el CM de la platina deslizante.

#### 4.2. MÉTODO DE BALANCEO MANUAL.

El balanceo manual de la plataforma, es un procedimiento que debe seguirse independientemente del método de balanceo automático que pueda llevarse a cabo posteriormente. La plataforma de simulación se encuentra inicialmente balanceada cuando no tiene ningún otro componente, debido a que la masa se encuentra distribuida de manera homogénea en toda su superficie. El procedimiento que seguiremos consiste básicamente en mantener balanceada la plataforma; añadiendo un par de componentes cada vez, contrarrestando cada uno el efecto de desbalanceo causado por el otro. La importancia de esta estrategia radica en que una vez alcanzado el equilibrio, es posible añadir más componentes, manteniendo sin alteraciones el balanceo [56].

Para clarificar un poco este procedimiento, vamos a presentar un ejemplo donde incluiremos los componentes del sistema automático de balanceo estático, además de las baterías y el sistema de transmisión de datos inalámbrico. Se procede a la identificación y clasificación de cada uno de ellos, como se observa en la [tabla 4.1](#). Todos los pasos subsecuentes de fijación de elementos deben de mantener el centro de masa sobre el centro del balero, determinando cual debe ser la localización de cada uno de ellos, siguiendo un cálculo sencillo.

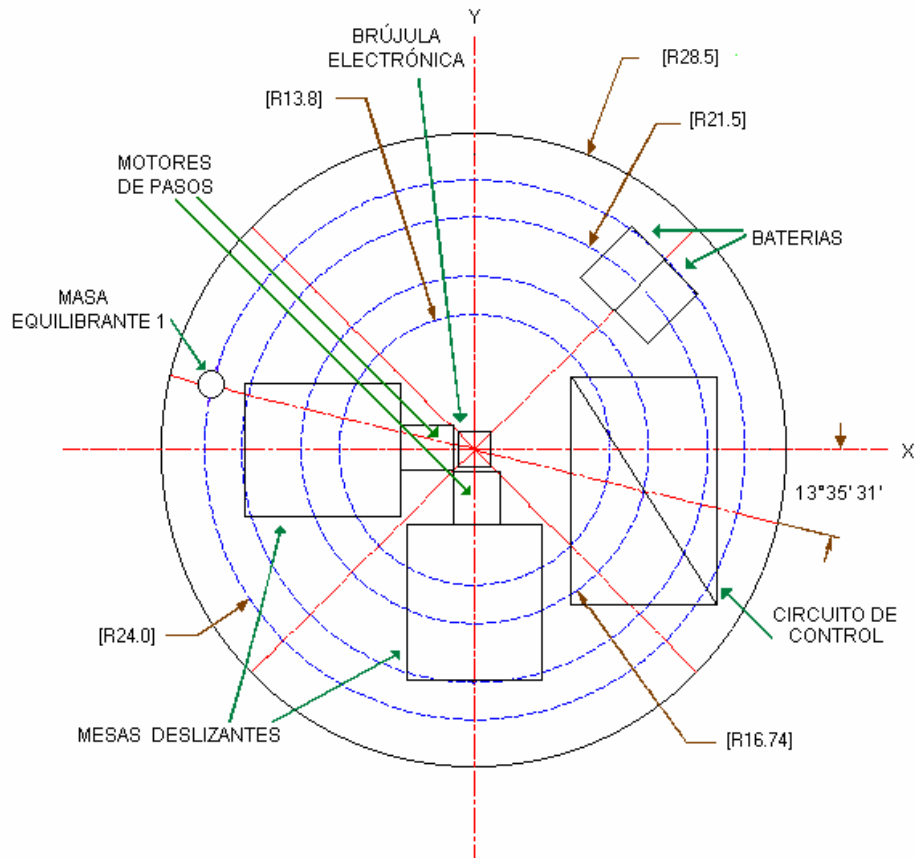
Es indispensable optimizar el acomodo de los componentes, primero se seleccionan aquellos que tienen necesidades específicas de localización; como los sensores y los actuadores y se fijan en un determinado lugar, a continuación, y siguiendo un eje imaginario que une el centro de masa del dispositivo en cuestión y que pasa por el centro de la plataforma, se coloca otro componente o un lastre, de tamaño conveniente, a una determinada distancia del centro de la plataforma para que el sistema quede balanceado (necesariamente en la parte baja de la plataforma para que el centro de masa se mantenga sobre el plano de la plataforma).



**Tabla 4.1 Características de los componentes que son colocados en la plataforma.**

Elemento	Masa [kg]	Peso $f=mg$ [N] $g=9.81$ [m/s <sup>2</sup> ]	Forma	Ubicación del Centroide	Notas
Mesa deslizante completa	1.955	19.178	Prismática	Está localizado sobre el eje F-F'.	Ver figura 4.7a
Platina deslizante	0.615	6.033	Placa	Está localizado sobre el eje E-E'.	Ver figura 4.7b
Circuito de control	0.658	6.454	Prismática	Centro geométrico	
Baterías	1.800	17.658	Prismática	Centro geométrico	
Masa equilibrante	0.466	4.571	Cilindro	Centro geométrico	

El arreglo de los componentes queda como se muestra en la [figura 4.8](#). En este caso se ubicó a la brújula en el centro de la plataforma para hacer coincidir los ejes X, Y y Z y lograr que las mediciones se realicen con respecto a los mismos ejes de referencia. No fue necesario colocar ningún objeto o lastre para contrarrestarla, debido a su localización y a que su masa es pequeña. En segundo lugar se fijaron las dos mesas deslizantes sobre los ejes X, Y respectivamente, debido a que son los ejes que van a ser controlados. Como contraparte a ambas, se colocaron las baterías. Posteriormente se fijó el circuito de control y para contrarrestarlo se colocó una masa metálica de forma cilíndrica.



*Figura 4.8 Distribución de los componentes del sistema de balanceo estático en la plataforma.*

Para obtener las distancias, medidas desde el origen del sistema de coordenadas, a las que se fijan los componentes, se utilizó la fórmula:

$$\mathbf{M} = \text{fuerza} \times \text{distancia} = f \mathbf{R} \quad \text{N-m} \quad (4.4a)$$

$f$  : Es el peso de los elementos que se encuentran sobre la plataforma en N

$R$  : Es la distancia del centro de la plataforma al centro de masa de cada elemento montado sobre la plataforma en m; llamado radio de localización.

$M$  : Es el momento en N-m

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

$$\Sigma \mathbf{F} = \mathbf{0}$$

$$\Sigma \mathbf{M} = \mathbf{0}$$

1. Calculamos la fuerza resultante de las masas deslizantes:

$$f_{\text{masas\_deslizantes}} = \sqrt{(f_{\text{masa\_deslizante\_1}})^2 + (f_{\text{masa\_deslizante\_2}})^2} = \sqrt{(19.178)^2 + (19.178)^2} = 27.12 \text{ N} \quad (4.4.b)$$

Calculamos el ángulo de ubicación de la resultante:

$$\theta = \tan^{-1} \frac{f_{\text{masa\_deslizante\_2}}}{f_{\text{masa\_deslizante\_1}}} = \frac{19.178}{19.178} = 45^\circ \quad (4.4c)$$

Como la resultante se encuentra en el tercer cuadrante:

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

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

$$R_{\text{masas\_deslizantes}} = \sqrt{R_{\text{masa\_deslizante\_1}}^2 + R_{\text{masa\_deslizante\_2}}^2} = \sqrt{(0.0976)^2 + (0.0976)^2} = 0.138 \text{ m} \quad (4.4d)$$

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

$$M_{\text{masas\_deslizantes}} = f_{\text{masas\_deslizantes}} R_{\text{masas\_deslizantes}} = (27.12)(0.138) = 3.743 \text{ N-m} \quad (4.4e)$$

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

$$M_{\text{control}} = f_{\text{control}} R_{\text{control}} = (6.454)(0.1674) = 1.0805 \text{ N-m} \quad (4.5)$$



3. Para contrarrestar este momento, ubicamos una masa de compensación como se muestra en la figura 4.8, es decir, sobre el mismo eje, a una determinada distancia opuesta al origen.

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

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

$$f_{masas\_deslizantes} R_{masa\_deslizantes} = f_{baterias} R_{baterias} \quad \text{N-m} \quad (4.6a)$$

$$f_{control} R_{control} = f_{masa\_equilibrante} R_{masa\_equilibrante} \quad \text{N-m} \quad (4.6b)$$

De la ecuación 4.6a, obtenemos el radio de localización de las baterías:

$$R_{baterias} = \frac{f_{masas\_deslizantes} R_{masas\_deslizantes}}{f_{baterias}} \quad \text{m} \quad (4.7a)$$

$$R_{baterias} = \frac{3.743}{17.658} = 0.215 \quad \text{m} \quad (4.7b)$$

De la ecuación 4.6b, obtenemos el radio de localización de la masa equilibrante:

$$R_{masa\_equilibrante} = \frac{f_{control} R_{control}}{f_{masa\_equilibrante}} \quad \text{m} \quad (4.7c)$$

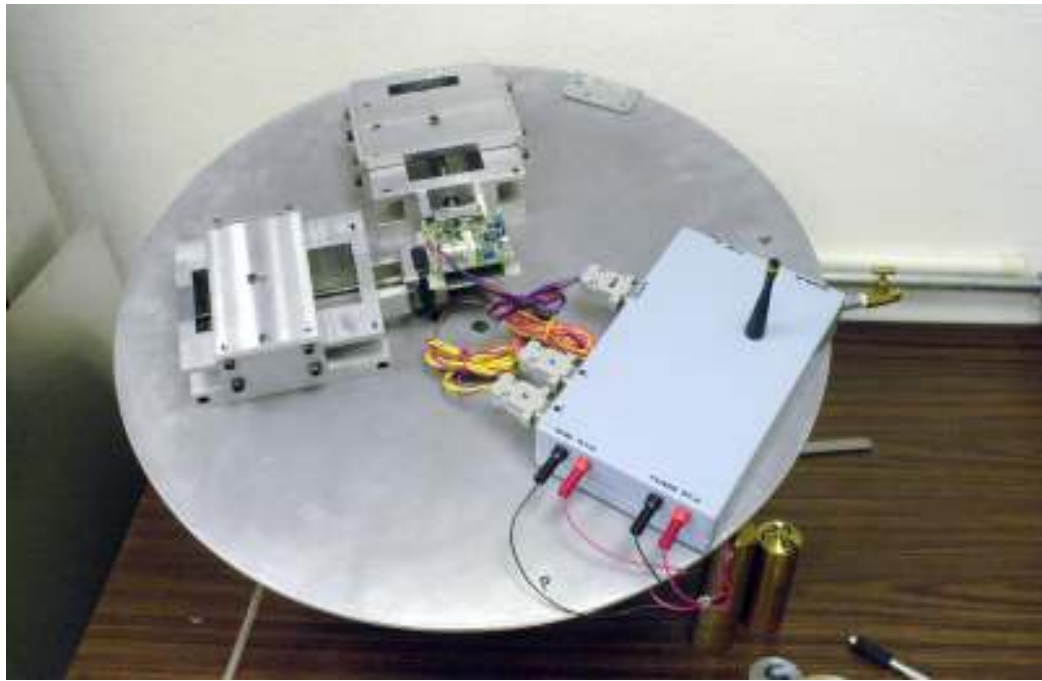
$$R_{masa\_equilibrante} = \frac{1.0805}{4.571} = 0.24 \quad \text{m} \quad (4.7d)$$

Con los cálculos anteriores, se obtiene la siguiente tabla donde se muestra la ubicación final de cada elemento.

**Tabla 4.2 Ubicación de los componentes para mantener balanceada la plataforma**

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

Esto hace que la plataforma se encuentre balanceada estáticamente de una manera razonable, sin embargo, es necesario aplicar algún método de balanceo automático, para disminuir lo más posible los pares residuales.



*Figura 4.9. Componentes del sistema de balanceo sobre la plataforma.*

#### **4.3. PRIMER MÉTODO DE BALANCEO AUTOMÁTICO**

Está basado en el proceso de mover el centro de masa (CM) de todo el conjunto, lo más cerca posible del centro de rotación (CR) del cojinete neumático, para así reducir al máximo la influencia de los pares gravitacionales [89].

El sistema de balanceo calcula el centro de masa analizando la dinámica del sistema a través de los datos de sensores y las ecuaciones de movimiento de Euler. Una vez determinado el corrimiento del centro de masa, el balanceo se lleva a cabo por medio de 3 masas deslizantes; movidas por motores de pasos, que lo ajustan a su posición correcta [54].

El balanceo manual realizado en la plataforma como única alternativa para minimizar los pares externos, en el mejor de los casos logra posicionar el CM a una distancia entre 0.8 y 1 mm del CR. El sistema presentado en esta sección:

- Hace uso del cálculo de la masa total del sistema.
- Lleva a cabo la calibración inicial de sensores de velocidad angular y acelerómetros y determina la orientación inicial.
- Envía un par a través de los actuadores y recaba datos en la computadora de abordó.
- Con el tratamiento de los datos de entrada/salida hace un estimado de la matriz de momentos de inercia y de la diferencia que existe entre el centro de masa y el centro de rotación.
- Mueve las tres masas deslizantes para igualar el CM con el CR
- El proceso se repite hasta alcanzar el umbral de  $2.5 \mu\text{m}$

A través de este procedimiento, se aumenta el período de oscilación de la plataforma, esto se aprecia en la [figura 4.10b](#). Después de solo tres iteraciones se logra el balanceo de la plataforma ([figura 4.10a](#)). El par residual final que se obtiene con este método es de 50 gr-cm para una plataforma con una masa de 35 kg.

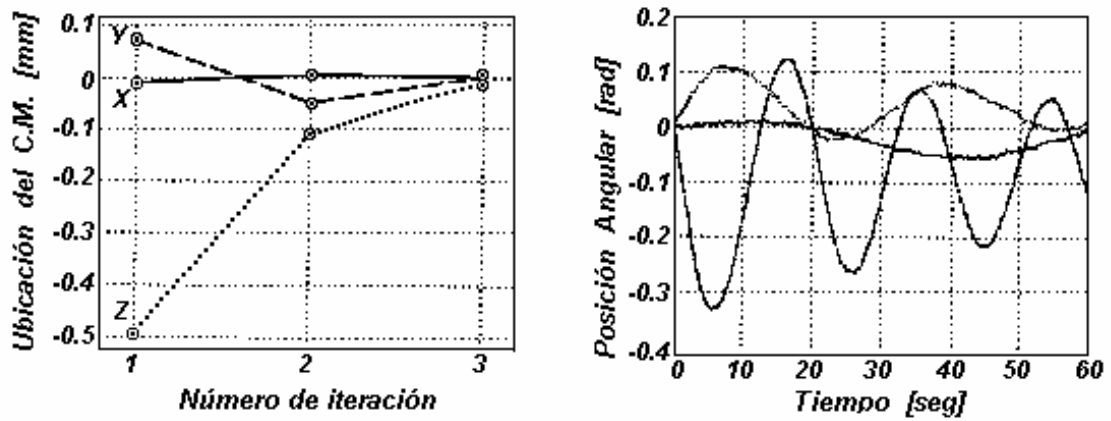


Figura 4.10. Después de tres iteraciones el sistema queda ubicado dentro de los límites de balanceo. El periodo de oscilación aumentó de 50 a 60 s, con el balanceo automático.

El procedimiento queda un poco más explícito con el diagrama de flujo que se presenta en la figura 4.11.

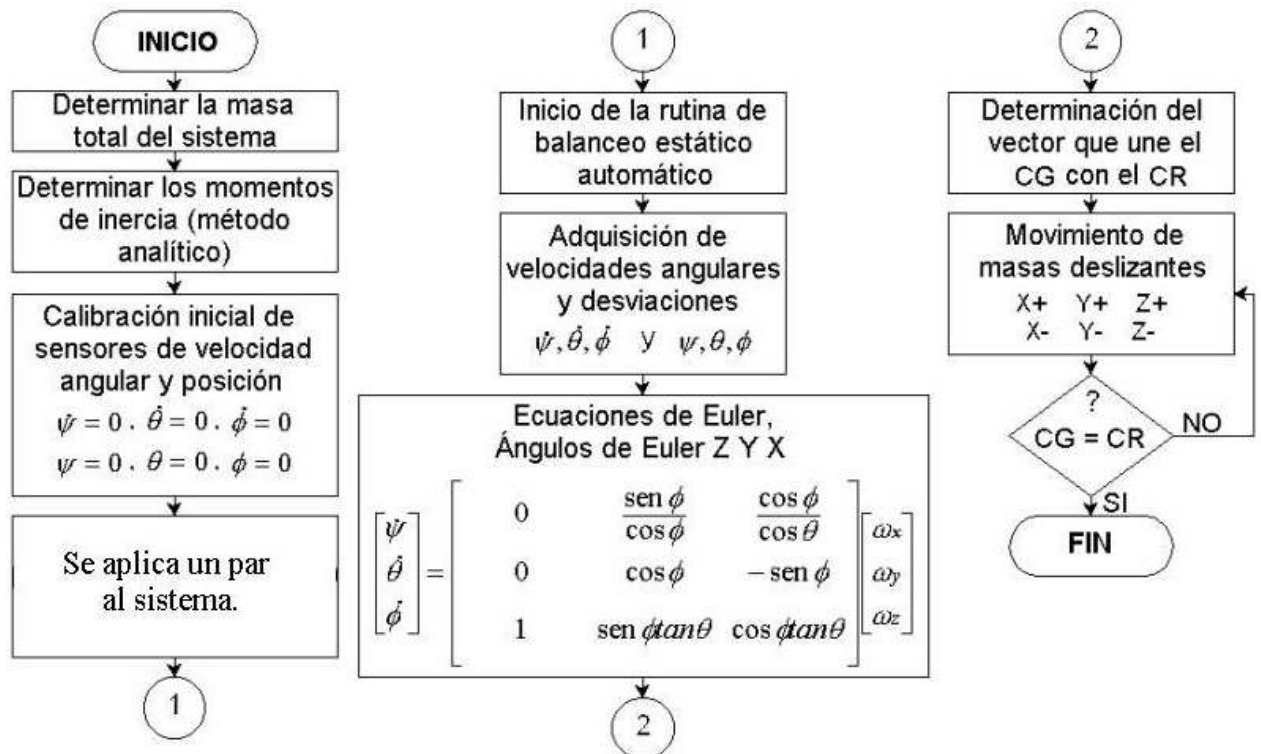


Figura 4.11. Procedimiento para ajustar el centro de masa de la plataforma.

En el [capítulo tres](#) fueron mostradas las ecuaciones de movimiento que han sido empleadas para llevar a cabo este procedimiento de balanceo.

Con la implementación de este método se pretendía originalmente, lograr un balanceo dinámico de la plataforma, sin embargo, para cubrir esta meta es necesario llevar a cabo también la re-localización de los ejes de inercia principales [82]. Se logró re-localizar el centro de masa, pero no los ejes de inercia principales. Este método resultó complicado, encontrándose el inconveniente de que el espacio utilizado por las masas deslizantes reduce significativamente la carga útil, además de aumentar la masa en el simulador; por estas razones se decidió buscar otra alternativa de balanceo. Olsen [41] reporta el uso de seis masas deslizantes para balancear su simulador, lo que es todavía más crítico, en lo que a espacio y masa de simulación se refiere.

En la siguiente sección se hace una descripción de un método de balanceo más sencillo, que implica un ahorro importante en complejidad y masa en el sistema.

#### 4.4. SEGUNDO MÉTODO DE BALANCEO ESTÁTICO AUTOMÁTICO.

A diferencia de la metodología explicada en la sección anterior, donde se pretendía llevar a cabo un balanceo dinámico [54]. Se ha realizado una modificación importante, llevando a cabo únicamente el **balanceo estático**, debido al tipo de experimentos que se pretenden realizar, y que consisten en probar los subsistemas de orientación y control para un satélite estabilizado por gradiente gravitacional y que emplea bobinas magnéticas para realizar maniobras de apuntamiento. Este tipo de estabilización implica que el satélite le dará una vuelta a la Tierra cada 90 o 100 minutos, con una de sus caras apuntando continuamente hacia nadir, por lo que se considera que para todo fin práctico no se encuentra girando. A partir de esta situación, se ha determinado que la plataforma únicamente será balanceada estáticamente, logrando importantes ahorros en el tamaño y la complejidad del sistema de balanceo.

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

$$\Sigma F - ma = 0 \quad (4.8)$$

El equilibrio estático es una variante del dinámico. Para lograr un equilibrio completo se requiere establecer un balance dinámico.

$$\Sigma F = 0 ; \text{ suma de fuerzas igual a cero.} \quad (4.9)$$

$$\Sigma M = 0 ; \text{ suma de momentos igual a cero.} \quad (4.10)$$

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

El equilibrio estático se logra cuando la plataforma se encuentra perfectamente horizontal, ya que esto significa que no existe ninguna fuerza actuando fuera del centro de masa del conjunto [56]. Con base en esta idea, se desarrolló un sistema de control que permite equilibrar de manera automática la plataforma de simulación, solamente en los ejes de alabeo (X) y cabeceo (Y), dentro de varios intervalos:  $\pm 3$ ,  $\pm 2$ ,  $\pm 1$ ,  $\pm 0.5$  y  $\pm 0.25$  grados, con respecto a la propia horizontal. Como actuadores del sistema de balanceo se emplean dos masas deslizantes, que efectúan un recorrido sobre sus ejes respectivos.

#### 4.4.1. Balanceo automático en dos ejes.

El balanceo automático es llevado a cabo por medio de un programa residente en un microcontrolador, lo que permite una importante disminución de espacio y energía en la plataforma [37]. La entrada la constituyen los datos de dos inclinómetros colocados en los ejes de rotación y cabeceo, que son comparados contra el umbral de referencia, y si no cumple la condición de localizarse en esa posición, entonces se realizan 10 secuencias de pulsos por cada grado fuera del intervalo de referencia, lo que significa un desplazamiento de 0.05 mm, en las masas deslizantes. Esto lleva al sistema a un nuevo estado, donde la posición actual de la plataforma será la entrada del lazo de realimentación; el proceso se continúa hasta que la plataforma queda estabilizada dentro de los límites de referencia.

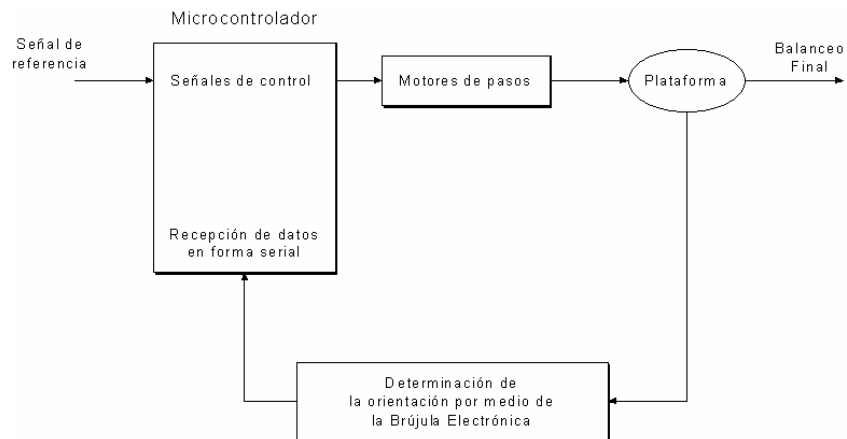


Figura 4.12. Diagrama de bloques de sistema de balanceo automático

La orientación, en tres ejes, de la plataforma es enviada a la computadora que hace las veces de estación terrena, a una tasa de 10.5 Hz. Un sistema de monitoreo se encarga de recibir esta información a través de una interfaz inalámbrica, para su despliegue y almacenamiento. Las gráficas de las figuras 4.13 y 4.14, son un ejemplo típico de balanceo, donde se demuestra la efectividad del sistema de control en la ejecución del balanceo automático. El único detalle que hay que considerar, es el de introducir un pequeño retraso en las señales de control, debido a la naturaleza oscilatoria de la plataforma durante este proceso de balanceo.

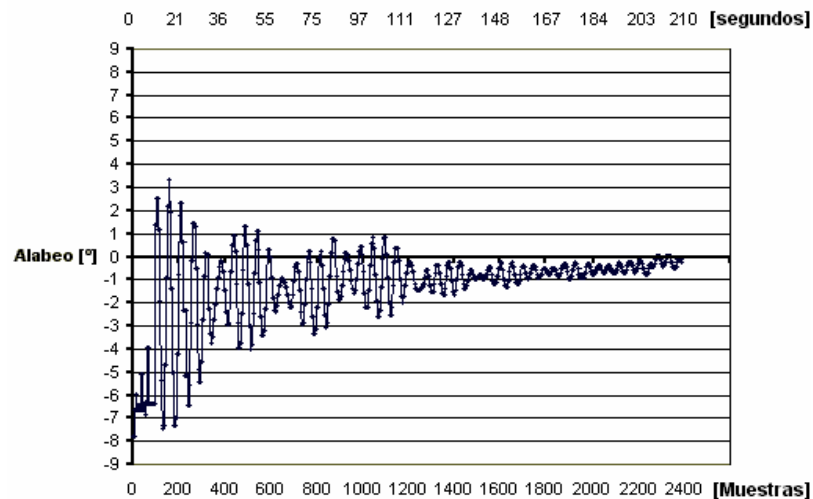


Figura 4.13. Balanceo en el eje de rotación o alabeo.

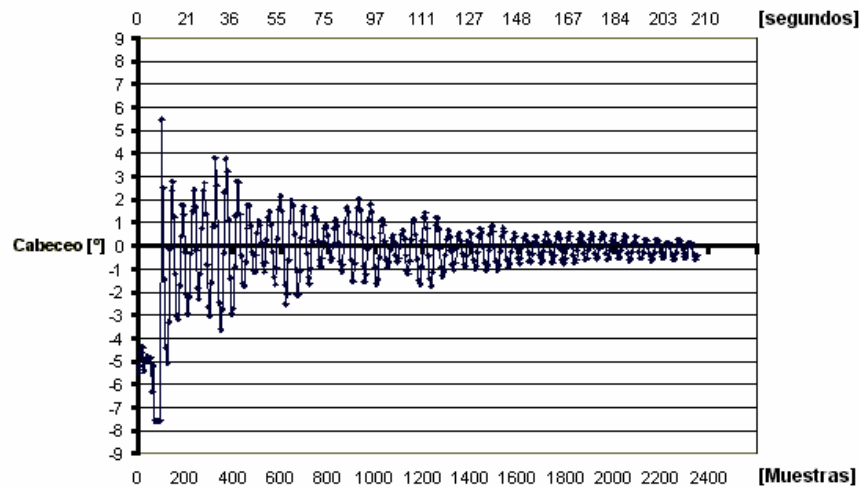


Figura 4.14. Balanceo en el eje de cabeceo.

Comenzando con una desviación de  $-7$  grados en el eje de rotación y de  $-5$  en el eje de cabeceo, la desviación de la plataforma fue llevada hasta el límite de error, en este caso particular de  $\pm 0.5$  grados. Las gráficas fueron construidas a partir de 2,200 muestras, lo que significa aproximadamente 3 minutos de iteraciones, hasta que el sistema alcanzó un estado estable. En el [apéndice D](#) se muestra el listado del programa de balanceo automático en dos ejes.

#### 4.5. SISTEMA DE MONITOREO INALÁMBRICO

Desde los inicios del proyecto de construcción de la plataforma de simulación de un medio sin fricción, cuyo propósito fundamental es el de evaluar el desempeño de sistemas de detección y control de orientación, se estableció la necesidad tanto de visualizar, como de almacenar en un archivo de datos, la orientación de la plataforma. Esto permitiría estimar de una mejor manera el comportamiento de sensores, actuadores y principalmente de algoritmos de orientación y control. Se decidió que la mejor forma de presentar la información de la orientación era auxiliándose de un programa gráfico para poder observar el movimiento del simulador en los tres ejes de orientación (alabeo, cabeceo y guiñada). El almacenamiento de la misma información, se llevaría a cabo en un archivo susceptible de ser aprovechado por programas de manejo de datos como Lotus o Excel, por ejemplo. También se fijó como requisito, que la interfaz entre la computadora y el usuario fuera lo más comprensible y sencilla posible.

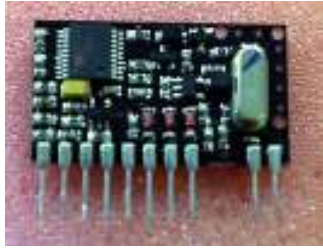
##### 4.5.1. Variables a monitorear.

La orientación de un satélite está determinada por la rotación alrededor de los ejes de alabeo (X), cabeceo (Y) y guiñada (Z), tal y como se mostró en la [figura 1.13](#). Para propósitos de almacenamiento, además de los tres ejes de orientación, también se almacena el dato del número de muestra y la hora. Esto se hace con la finalidad de evitar confusiones entre diferentes experimentos.

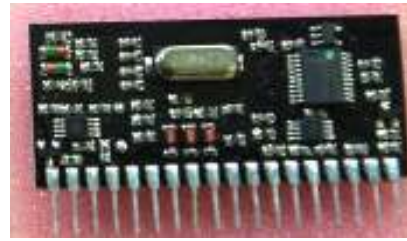
##### 4.5.2. Interfaz inalámbrica.

Como se ha explicado con anterioridad, la comunicación entre la plataforma y la computadora de despliegue, debe hacerse de manera inalámbrica; ya que enviar la información de la orientación por medio de cables, produciría un desbalanceo inadmisibles en el simulador [\[56\]](#). De ahí la necesidad de usar este método de comunicación.

#### 4.5.2.1. Módulos de transmisión y recepción inalámbrica.



(a) Transmisor



(b) Receptor

Figura 4.15. Circuitos de transmisión-recepción HP-II®.

Dada la necesidad de usar circuitos confiables para la transmisión de datos, de masa reducida y poco volumen, se encontró que el módulo HP-II [34] cumple con estas características. Este maneja datos analógicos o digitales, puede configurarse para operar entre los 902 y 921 MHz, es capaz de recibir la información a una distancia hasta de 100 metros y requiere de solo algunos componentes externos. Emplea la modulación-demodulación FSK, velocidad máxima de 50 kbps, interfaz RS-232 e impedancia de entrada de 50  $\Omega$ .

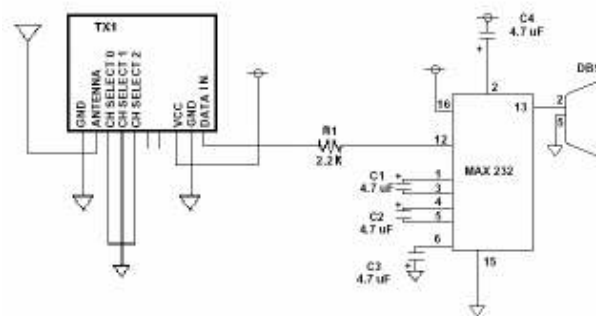


Figura 4.16. Configuración para la transmisión.

Es necesario conectar adicionalmente algunos componentes como: capacitores y el conocido circuito MAX-232 para convertir los niveles de voltaje TTL de los módulos, a niveles adecuados para el funcionamiento de la interfaz.

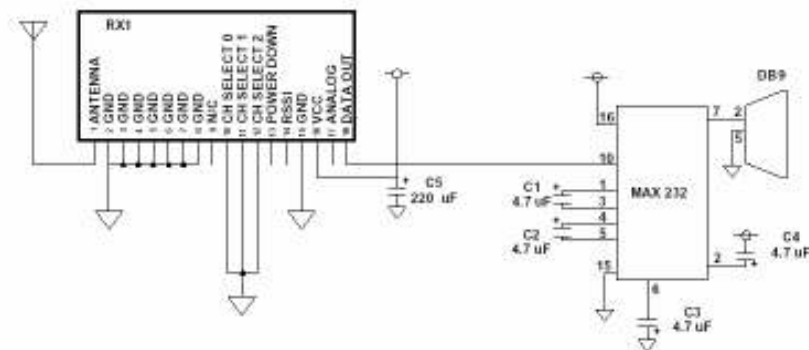


Figura 4.17. Configuración para la recepción.





Figura 4.18. Módulos de transmisión y recepción en su forma final.

### 4.5.3. Graficación.

La graficación es llevada a cabo por un programa que despliega la información de la orientación de la plataforma. En el simulador, un microcontrolador recibe los datos de orientación desde diferentes sensores y los direcciona hacia el transmisor inalámbrico y este a su vez hacia una PC de escritorio donde son recibidos a través del puerto serie. Este programa tiene la capacidad de mostrar gráficamente dos perspectivas o vistas diferentes de la orientación de la plataforma.

Además del despliegue visual, también se almacenan los datos de orientación en un archivo para su posterior análisis (graficación de curvas de respuesta). El lenguaje utilizado en esta aplicación es Delphi 3.0, que se considera el más adecuado ya que es de mediano nivel y facilita el manejo de imágenes ya sean dinámicas o estáticas, el diseño y enlace de pantallas, así como la creación de figuras geométricas, menús, cajas de texto, y lo más importante; permite hacer una liga directa para almacenar en una base de datos las lecturas recibidas desde la plataforma [37].

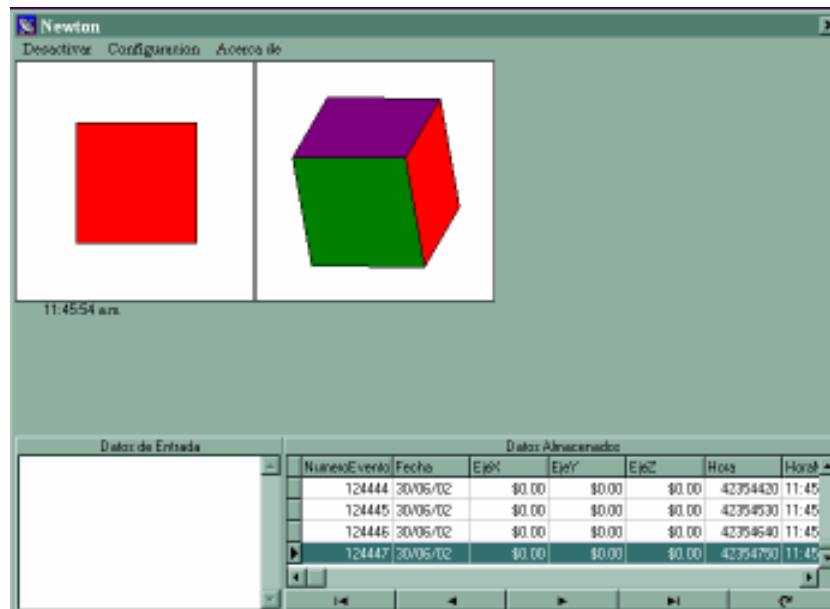


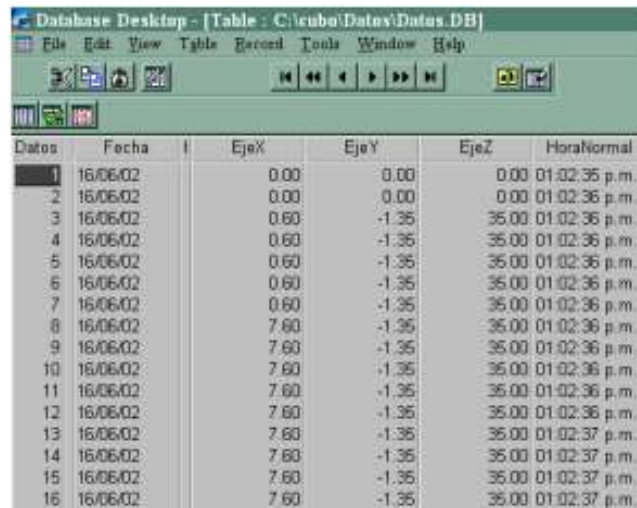
Figura 4.19. Pantalla principal del programa de graficación.

### 4.5.4 Almacenamiento de datos.

Como ya se mencionó, Delphi tiene la facilidad de permitirnos trabajar con bases de datos. Para efectos de almacenamiento utilizamos la herramienta "Data Base Desktop", que nos genera una base



de datos con los parámetros que intervienen en las pruebas: alabeo, cabeceo, guiñada, número de evento, tiempo y fecha [37]. La mayoría de los datos fueron graficados con la ayuda de Excel con buenos resultados.



The screenshot shows a window titled "Database Desktop - [Table: C:\cubo\Datos\Datos.DB]". The window contains a table with the following columns: "Datos", "Fecha", "EjeX", "EjeY", "EjeZ", and "HoraNormal". The data rows are as follows:

Datos	Fecha	EjeX	EjeY	EjeZ	HoraNormal
1	16/06/02	0.00	0.00	0.00	01:02:35 p.m.
2	16/06/02	0.00	0.00	0.00	01:02:36 p.m.
3	16/06/02	0.60	-1.35	35.00	01:02:36 p.m.
4	16/06/02	0.60	-1.35	35.00	01:02:36 p.m.
5	16/06/02	0.60	-1.35	35.00	01:02:36 p.m.
6	16/06/02	0.60	-1.35	35.00	01:02:36 p.m.
7	16/06/02	0.60	-1.35	35.00	01:02:36 p.m.
8	16/06/02	7.60	-1.35	35.00	01:02:36 p.m.
9	16/06/02	7.60	-1.35	35.00	01:02:36 p.m.
10	16/06/02	7.60	-1.35	35.00	01:02:36 p.m.
11	16/06/02	7.60	-1.35	35.00	01:02:36 p.m.
12	16/06/02	7.60	-1.35	35.00	01:02:36 p.m.
13	16/06/02	7.60	-1.35	35.00	01:02:37 p.m.
14	16/06/02	7.60	-1.35	35.00	01:02:37 p.m.
15	16/06/02	7.60	-1.35	35.00	01:02:37 p.m.
16	16/06/02	7.60	-1.35	35.00	01:02:37 p.m.

Figura 4.20. Almacenamiento de los datos de orientación.

En la figura 4.21 se aprecia un ejemplo de utilización de este sistema de monitoreo en una prueba de balanceo automático de la plataforma. La desviación (con respecto a la horizontal) tan grande que se aprecia, es debida a las oscilaciones en que se incurre a consecuencia del movimiento de las masas deslizantes, en este medio sin fricción. A la derecha de la imagen se aprecia la pantalla del sistema de monitoreo, en ella se puede observar el movimiento del simulador y verificar fácilmente la correcta recepción de los datos.

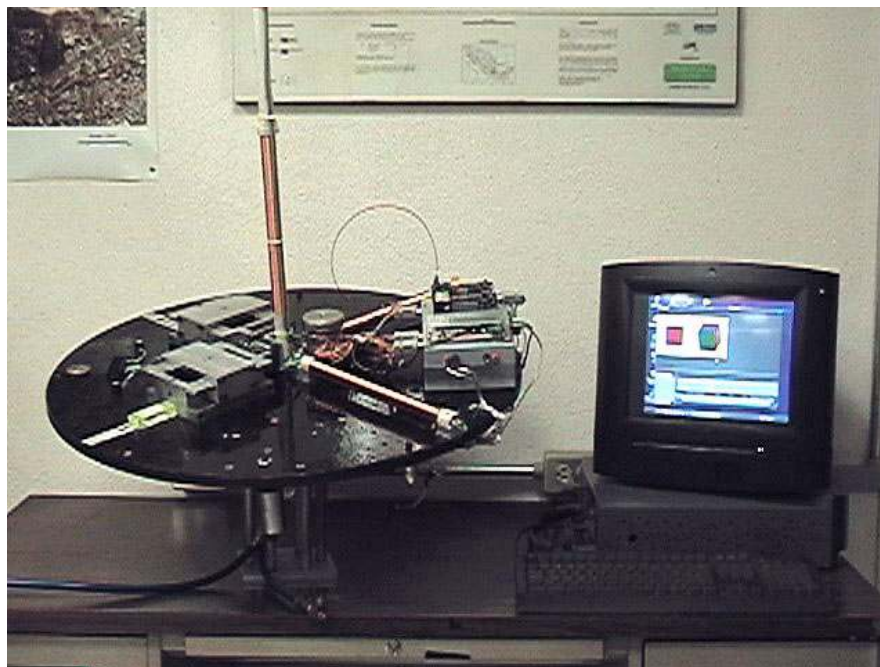


Figura 4.21. Sistema de monitoreo, durante una prueba de balanceo automático de la plataforma.

#### **4.6. COMENTARIOS SOBRE EL CAPÍTULO.**

Un inventario exhaustivo de componentes, así como sus dimensiones y masa son indispensables para las pruebas de simulación. La colocación de componentes sobre la plataforma en un sitio conocido es de capital importancia para el desarrollo de los experimentos. Esto permite tener siempre presentes las características inerciales de la plataforma, al mismo tiempo que el acomodo inicial mantiene el centro de masa lo más cerca posible del centro geométrico del cojinete neumático esférico. No obstante, es necesario que el centro de masa se encuentre ligeramente por debajo del cojinete para evitar que la esfera pueda salirse de la copa súbitamente. El balanceo automático compensa los errores en las mediciones para el acomodo inicial de los componentes y aún las imprecisiones en el maquinado del cojinete neumático, como lo demuestran las pruebas y gráficas efectuadas para determinar el par residual final en la plataforma.

El monitoreo inalámbrico es un componente importante del sistema, ya que permite evaluar el comportamiento de todos los componentes, incluyendo la propia plataforma.

## DISEÑO Y FABRICACIÓN DE LA PLATAFORMA Y EL COJINETE NEUMÁTICO ESFÉRICO.

En este capítulo se presentan el diseño, la construcción y las primeras pruebas de capacidad de carga y funcionamiento, realizadas a un simulador de un medio sin fricción. La utilización de materiales compuestos en la plataforma, es un factor que permite disminuir los pares residuales, al ser minimizados los problemas por cambios de temperatura. En el capítulo seis se hace una comparación de los pares residuales finales obtenidos usando materiales compuestos y aluminio; considerando los cambios de longitud causados por un gradiente térmico de 1 °C. Al final de este capítulo, se expresan algunas consideraciones de tipo práctico, para el manejo y operación de los cojinetes neumáticos esféricos.

### 5.1 DISEÑO DE LA PLATAFORMA DE SIMULACIÓN.

En la [figura 5.1](#) se muestra el esquema general del diseño de la plataforma de simulación completa; sus principales componentes son: mesa o plataforma, cojinete neumático esférico, brida para suministro de aire, y soporte. En el [apéndice B](#) se muestra el diseño a detalle del cojinete neumático.

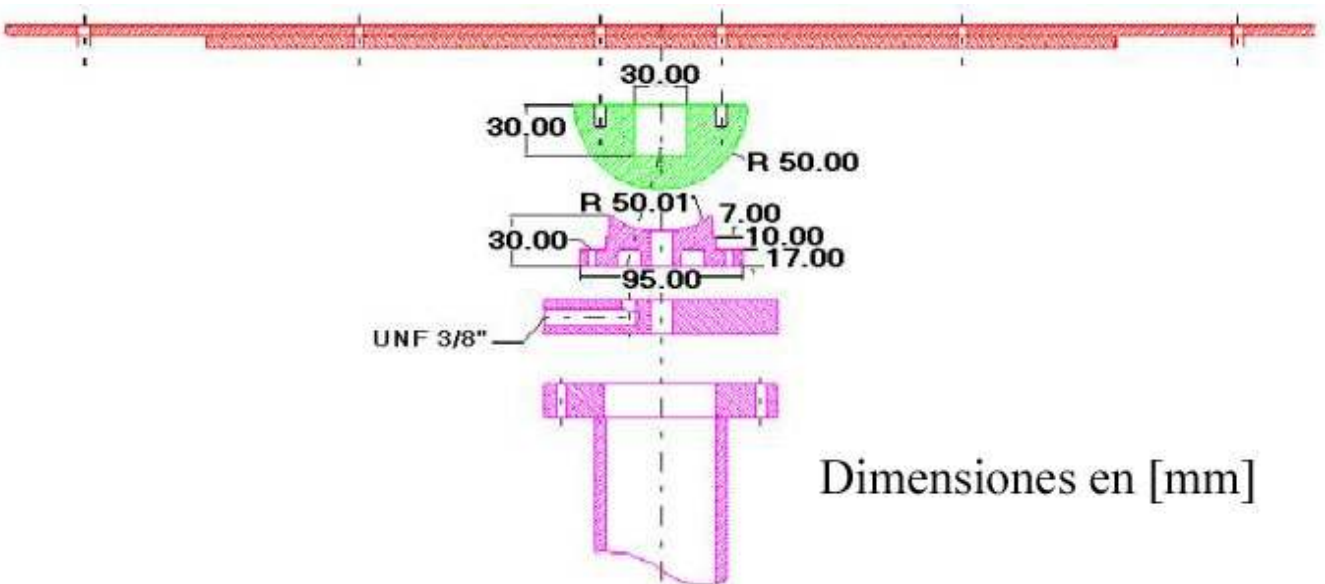
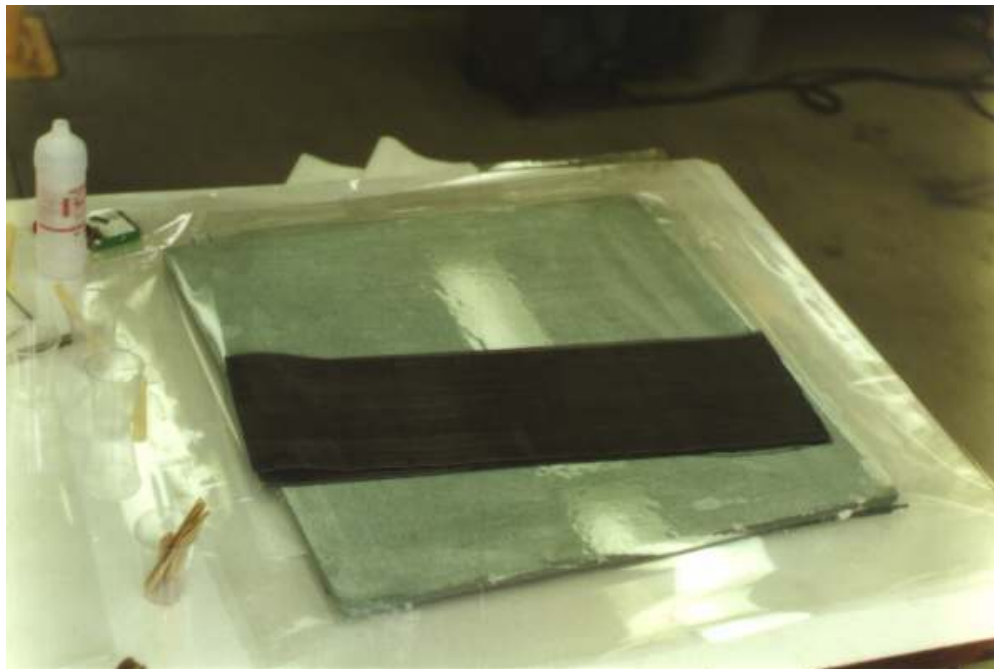


Figura 5.1. Diagrama general de la plataforma de simulación donde se muestran sus componentes principales.

## 5.2 MANUFACTURA DE LA PLATAFORMA A PARTIR DE UN COMPUESTO CARBONO-EPOXY.

Los principales factores que se tomaron en cuenta para seleccionar el material con el que se fabricó la plataforma fueron: el coeficiente de expansión térmico y las características mecánicas. Las dos opciones de materiales que se estudiaron fueron: el aluminio, en sus diferentes aleaciones (por sus características antimagnéticas y poca masa), y los materiales compuestos. Los aluminios son metales fácilmente maquinables y por el tipo de plataforma que se desarrolla, que es de bajo costo, es una muy buena opción, sin embargo, dado que se pretende mantener un par residual lo más bajo posible (que al final será del orden de 20 g-cm), no es muy recomendable por su coeficiente de expansión térmico que es de  $25 \times 10^{-6} \text{ cm/cm} \cdot ^\circ\text{C}$ . Los materiales compuestos, específicamente los de fibras de carbono-epoxy, proporcionan gran rigidez y estabilidad mecánica, al mismo tiempo que poseen un coeficiente de expansión térmico de aproximadamente  $0.028 \times 10^{-6} \text{ cm/cm} \cdot ^\circ\text{C}$ , que es sensiblemente menor que el del aluminio. Este hecho permite evitar el tener un cuarto con temperatura controlada para la realización de las pruebas [19, 66], dando mayor flexibilidad al desarrollo de las mismas, pero sobre todo impactando directamente en el par residual final que se tendrá una vez balanceada la plataforma.



*Figura 5.2. La espuma de PVC junto con la fibra de carbono y el epoxy, constituyen los principales componentes de la plataforma.*

Como se ha mencionado, la plataforma circular se ha diseñado para que tenga deformaciones mecánicas y térmicas mínimas, así como una masa reducida para tener carga útil de simulación máxima. Para lograr estos fines, se ha confeccionado un panel compuesto con los materiales y características que se describen en la tabla 5.1. Su masa total es de 1.8 kg y su resistencia de  $25 \text{ kg/cm}^2$ .

**Tabla 5.1 Composición de la plataforma fabricada con materiales compuestos.**

Partes del panel	Material	Características
centro o alma del panel	Placa de espuma de PVC, con los poros superficiales cubiertos con micro-esferas de fibra de vidrio y resina epóxica.	La espuma tiene un espesor de 15.8 mm y densidad de 0.05 g/cm <sup>3</sup> . Microesferas de vidrio cubren sus poros superficiales, evitando que la resina se propague en su interior.
Cubiertas superior e inferior	Laminados cuasi-isotrópicos formados con tres hojas de tela bidireccional de fibra de carbono, con código de apilamiento 0, ± 60° y resina epóxica.	Tela biaxial de fibra de carbono con tejido de intercalación sencilla de 12.5 x 12.5 de urdimbre y trama, respectivamente, con un espesor de 0.178 mm.
Resina epóxica	Es la matriz en la que están embebidos los laminados.	La relación volumétrica entre la matriz y la fibra es del 50%. Presenta una reacción exotérmica con una baja absorción de humedad y cura a temperatura ambiente en 8 horas.

### 5.2.1 Método de fabricación.

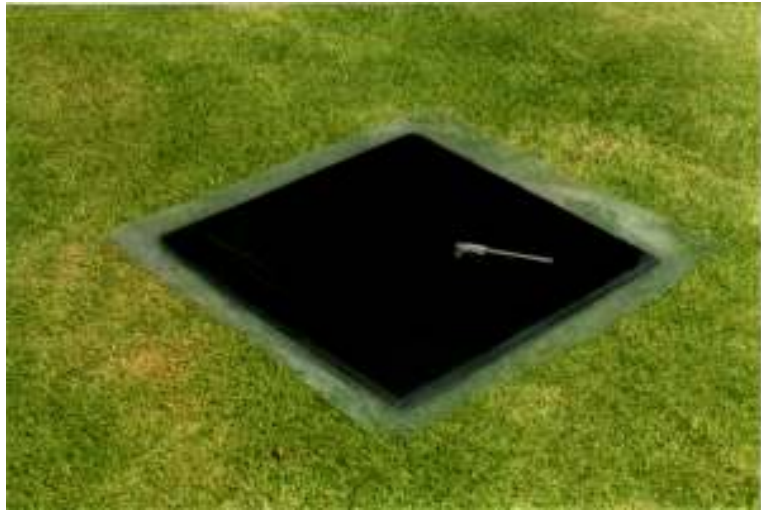
El panel consiste de un emparedado de fibra de carbono con centro de espuma de PVC. Se utilizó una placa de espuma, sellada con microesferas/epóxico con dimensiones de 80x80 cm. (figura 5.3). Fue a partir de esta pieza que se obtuvo la plataforma de 76 cm de diámetro.



*Figura 5.3. Una de las etapas de fabricación del panel de fibra de carbono-epoxy.*

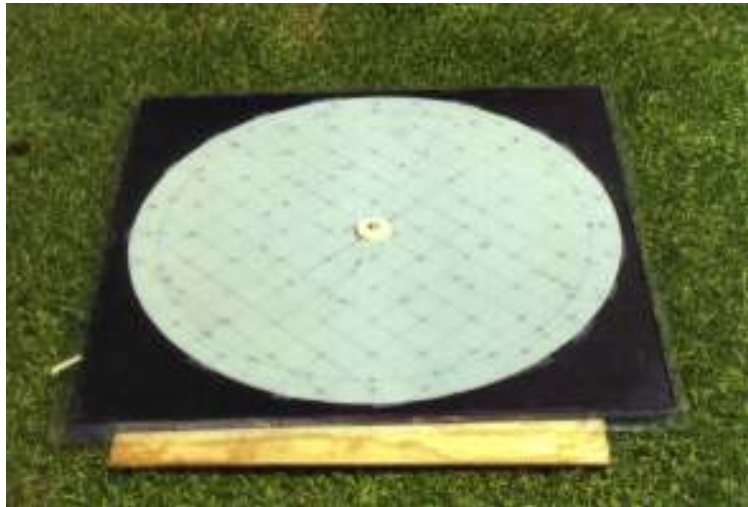
Una vez que se contó con la placa de espuma sellada, se procedió a acomodar el primer laminado, y se dejó que terminara el primer periodo de cura del compuesto manteniéndolo entre dos placas de vidrio plano por 24 hrs, luego se procedió a realizar las perforaciones en la espuma de PVC, las múltiples perforaciones fueron cubiertas con resina epóxica, al mismo tiempo se reemplazó la parte





*Figura 5.4. Panel de fibra de carbono-epoxy listo para la etapa de maquinado.*

central de la placa de espuma (15 cm de diámetro) con resina epóxica reforzada con fibras cortas de carbono; que es donde se sujeta la plataforma al cojinete neumático. Posteriormente, el compuesto se dejó curar entre placas de vidrio durante varios días. La reacción exotérmica que presenta la resina epóxica hace que exista cierta distorsión, la cual se corrige mediante un lijado sobre la placa.



*Figura 5.5. Transferencia de marcas para llevar a cabo la perforación del panel compuesto.*

Una vez elaborado el panel compuesto se procedió a su maquinado para la confección de la plataforma circular. El procedimiento consistió en: corte circular de aproximación y maquinado, realización de las perforaciones múltiples, sellado de la periferia, nuevo maquinado para eliminar sobrante del sellado, introducción de insertos metálicos con rosca, y sujeción con el cojinete neumático esférico.



*Figura 5.6. Maquinado de la plataforma para dar dimensiones y acabado.*



*Figura 5.7. Plataforma de fibras de carbono-epoxy terminada.*

### 5.3 COJINETES NEUMÁTICOS

Los cojinetes neumáticos pueden efectivamente simular un medio ambiente con fricción despreciable para probar instrumentos y sistemas de control de orientación de vehículos espaciales. Los instrumentos de precisión y sistemas de control diseñados para mantener estabilizadas las naves espaciales que se encuentran en órbita terrestre, deben ser probados exhaustivamente en este medio ambiente simulado. La utilización de un cojinete neumático, es un medio muy satisfactorio para crear esta condición, ya que los efectos por fricción pueden ser considerados como nulos [76].

Este tipo de cojinetes neumáticos comenzaron a utilizarse cuando fue necesario llevar a cabo una evaluación precisa de los procedimientos de control para reducir el giro de los satélites después de ser soltados por el cohete portador, en un medio con fricción esencialmente nula. Este tipo de medio ambiente puede ser logrado con el cojinete neumático, pero idealmente el sistema completo debería ser operado al vacío, ya que el efecto de arrastre con el aire en el dispositivo bajo prueba tiende a disminuir la condición de falta de fricción [76]. Los dos tipos principales de cojinetes neumáticos que han sido desarrollados para diversas aplicaciones en el campo espacial son los esféricos y los planos. La discusión principal se centra en los cojinetes esféricos multiflujo, ya que este es el tipo de cojinete utilizado en nuestro simulador.

#### 5.3.1. Cojinetes neumáticos esféricos.

Los cojinetes neumáticos esféricos, consisten básicamente de una semiesfera, que sustenta a la plataforma de simulación, y una copa; que es donde se produce el colchón de aire que provee del medio sin fricción. (ver figura 5.9).



*Figura 5.8. Semiesfera y copa, partes fundamentales de un cojinete neumático esférico.*

##### 5.3.1.1. Cojinetes neumáticos esféricos monoflujo.

La configuración básica de un cojinete neumático esférico mono-flujo, está sustentada en una sola perforación capilar que produce un colchón de aire donde se logra una capacidad de carga máxima, utilizando la periferia de la esfera para controlar el flujo de salida. En la figura 5.9 se muestra un corte transversal de un cojinete monoflujo, así como su distribución de presión.



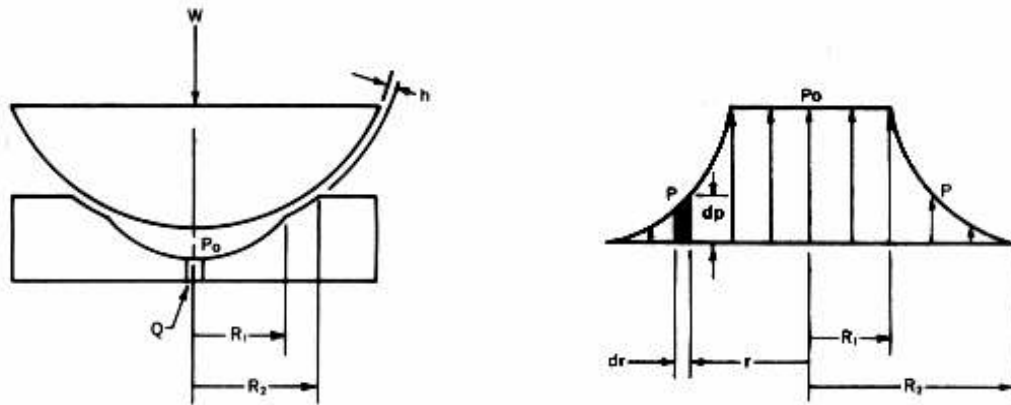


Figura 5.9. Corte transversal y perfil de distribución de presión de un cojinete neumático esférico mono-flujo.

### 5.3.1.2. Cojinetes neumáticos multiflujo.

Los cojinetes neumáticos esféricos de flujo dual o multiflujo, son llamados de esa manera debido a que el aire fluye hacia el interior a través de orificios o tubos capilares y sale por la periferia de la esfera y por la perforación ubicada en el centro de la copa. Ver figura 5.10

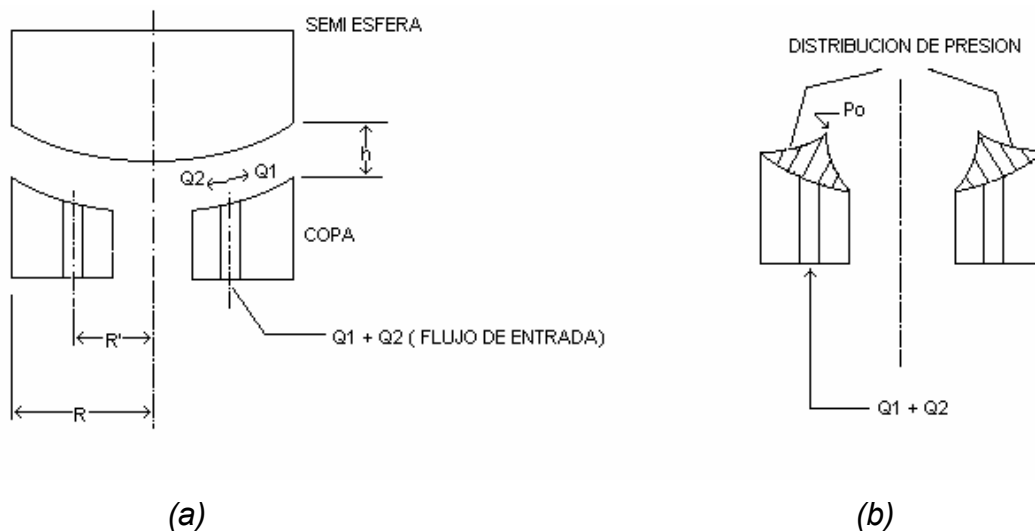


Figura 5.10. Esquema de un cojinete neumático multiflujo y perfil de distribución de presión.

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

Un detalle interesante de los cojinetes neumáticos, es el hecho de necesitar pequeñas presiones y gastos de aire para soportar una carga dada. Los cálculos presentados a continuación están encaminados a ubicar a los tubos capilares de tal manera, que el flujo a través del centro de la copa, sea igual al flujo en la periferia de la esfera, para lograr un sistema más estable. La figura 5.10 (b) muestra esta condición.

#### 5.4. DISEÑO DE UN COJINETE NEUMÁTICO ESFÉRICO MULTIFLUJO.

El primer paso para el diseño es establecer el radio o la distancia desde el centro de la copa, hasta el lugar en donde se ubicarán los orificios capilares. El flujo de aire a través de una ranura; en este caso entre la esfera y la copa, está dado por las ecuaciones (5.1), tomadas de Stark K. [76].

$$Q = \frac{\Delta P b h^3}{12 \mu \ell} \quad (5.1a)$$

donde tenemos:

$\Delta P$ = El gradiente de presión, causante del flujo. kg/cm<sup>2</sup>

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

$h=h_0$ = Altura de la ranura. cm

$\ell = dr$ = La diferencial de longitud. cm

$\mu$ = Viscosidad del aire. kg-s/cm<sup>2</sup>

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

$$Q_1 = \frac{\Delta P b_1 h^3}{12 \mu \ell_1} = \frac{\Delta P b_2 h^3}{12 \mu \ell_2} = Q_2 \quad (5.1b)$$

De donde, haciendo las simplificaciones mencionadas y eliminando las constantes, tenemos:

$$b_1 / \ell_1 = b_2 / \ell_2 \quad \text{pero como: } b_1 = 2\pi r_1 \quad \text{y} \quad \ell_1 = dr_1 \quad \text{entonces;}$$

$$\frac{2\pi r_1}{dr_1} \equiv \frac{2\pi r_2}{dr_2} \quad ; \quad \frac{dr_1}{r_1} \equiv \frac{dr_2}{r_2} \quad (5.2)$$

Integrando la ecuación (5.2) en los intervalos desde los orificios capilares, hacia las dos salidas y tomando en cuenta que el radio del centro de la copa es de ¼ de pulgada.

$$\int_{R'}^R \frac{dr_1}{r_1} = \int_{\frac{1}{4}}^{R'} \frac{dr_2}{r_2} \quad ; \text{integrando tenemos: } \ln r_1^{\frac{R}{R'}} = \ln r_2^{\frac{R'}{1/4}} \text{ y despejando: } \frac{R}{R'} = 4R'$$

entonces 
$$R' = \frac{\sqrt{R}}{2} \quad (5.3)$$

A esta distancia desde el centro de la copa deben perforarse los capilares, para que el flujo sea el mismo que sale por el centro de la copa y por la periferia de la misma. Nótese que la expresión aplica de manera general para cualquier tamaño de esfera.

#### 5.4.1. Determinación de las distribuciones de presión.

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

$$dp = \frac{-12Q\mu dr}{2\pi h^3} \quad (5.4)$$

Integrando esta expresión obtenemos: 
$$p_1 = -k \ln r + c_1 \quad (5.5a)$$

donde: 
$$k = \frac{6Q\mu}{\pi h^3} \quad (5.5b)$$

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

$$C_1 = \frac{6Q\mu}{\pi h^3} \ln R = k \ln R \quad (5.5c)$$

entonces la ecuación (3.5a) puede escribirse como:

$$\boxed{p_1 = k \ln \frac{R}{r}} \quad (5.6)$$

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

$$p_2 = k \ln r + c_2 \quad (5.7a)$$

Para determinar  $c_2$  nuevamente aplicamos los límites de integración, en este caso:  $r = \frac{1}{4}$  y  $p_2 = 0$ .

Por lo que 
$$c_2 = -k \ln \frac{1}{4} \quad (5.7b)$$

y entonces: 
$$\boxed{p_2 = k \ln 4r} \quad (5.8)$$

### 5.4.2. Cálculo de la carga máxima que puede sustentar el cojinete.

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

$$A = 2\pi r dr$$

y para calcular la carga utilizamos la expresión  $dW = pdA$  entonces:

$$W = \int_{R'}^R p_1 2\pi r dr + \int_{\frac{1}{4}}^{R'} p_2 2\pi r dr \quad (5.9a);$$

donde las presiones  $P_1$  y  $P_2$  están dadas por las ecuaciones (5.6) y (5.8), respectivamente.

$$\text{Sustituyendo tenemos } W = 2\pi \int_{R'}^R \frac{6Q\mu}{\pi h^3} \ln \frac{R}{r} r dr + 2\pi \int_{\frac{1}{4}}^{R'} \frac{6Q\mu}{\pi h^3} (\ln 4r) r dr \quad (5.9b)$$

Ahora vamos a encontrar una expresión para  $Q$  en función de  $P_0$ , siendo  $P_0$  la presión de entrada al cojinete. De la ecuación (5.6) y considerando que  $p_1 = P_0$  cuando  $r = R'$  tenemos:

$$Q = \frac{P_0 \pi h^3}{6\mu \ln \frac{R}{R'}} \quad (5.9c)$$

sustituyendo esta expresión en la ecuación (5.9b), tenemos:

$$W = \frac{2\pi P_0}{\ln \frac{R}{R'}} \left\{ \int_{R'}^R r \ln \frac{R}{r} dr + \int_{\frac{1}{4}}^{R'} r \ln 4r dr \right\} \quad (5.9d)$$

$$W = \frac{2\pi P_0}{\ln \frac{R}{R'}} \left\{ \int_{R'}^R r \ln R dr - \int_{R'}^R r \ln r dr + \int_{\frac{1}{4}}^{R'} r \ln 4r dr + \int_{\frac{1}{4}}^{R'} r \ln r dr \right\} \quad (5.9e)$$

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

$$W = 2.7P_0 \quad (5.10)$$

De esta manera hemos obtenido una expresión que relaciona la carga máxima con la presión de entrada. En la sección 5.6 (figura 5.19) se muestra la curva de respuesta teórica y se hace una comparación con mediciones realizadas en el laboratorio.

### 5.4.3 Cálculo del coeficiente de fricción

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

$$F = \mu A \frac{\bar{v}}{h} \quad (5.11a)$$

en donde:

$A$  = área de contacto de la proyección de la esfera en la copa,  $A = 4.186 \text{ in}^2$

$\bar{v}$  = velocidad lineal promedio de varios puntos al hacer girar la esfera,  $\bar{v} = 8.902 \frac{\text{in}}{\text{s}}$  @ 60 rpm.

$\mu$  = coeficiente de viscosidad,  $\mu = 2.6 \times 10^{-9} \text{ reyn @ } 70 \text{ }^\circ\text{F}$ .

$h$  = Espesor de la película de aire,  $h = 0.001 \text{ in}$ .

Sustituyendo los valores tenemos que:  $F = 9.69 \times 10^{-5} \text{ lb}$ .

Entonces, con el valor de fuerza normal  $n = w = 77 \text{ libras (35 kg)}$ , tenemos:

$$f = \frac{F}{n} = 0.00000125 \quad (5.11b)$$

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

### 5.5. MAQUINADO DE LA ESFERA Y LA COPA.



Figura 5.11. Diseño del cojinete neumático en CAD.

Los resultados de los cálculos del cojinete neumático esférico se utilizaron como base para efectuar el diseño definitivo y la impresión de los planos de fabricación en el programa de Diseño Asistido por Computadora (Autocad®). Este programa a su vez permitió llevar a cabo algunas modificaciones sin mayores problemas, además de que estos mismos dibujos sirvieron de antecedente para el desarrollo de los programas para el maquinado de las piezas.

### 5.5.1 CAD-CAM

Aunque es posible efectuar la transformación de los archivos de Autocad, a un programa capaz de llevar a cabo el maquinado de una pieza, en este caso no fue necesario ejecutar esta tarea, debido a que era más fácil escribir directamente las instrucciones en la computadora integrada a la máquina y efectuar el proceso de fabricación, y así fue como se procedió. El listado de las instrucciones para la fabricación de las piezas se encuentra en el [apéndice B](#).



*Figura 5.12. Copa con la brida para suministro de aire a presión*

### 5.5.2. Máquina de control numérico.

El equipo utilizado para la fabricación de los componentes del cojinete, fue un torno de control numérico marca Emco modelo turn 242, del Taller de Diseño y Manufactura Avanzada de la Facultad de Ingeniería de la Universidad Nacional Autónoma de México. En la [figura 5.13](#) se muestra el equipo de control numérico en el proceso de fabricación de la semiesfera del cojinete neumático. El tiempo de maquinado de ambas piezas fue de aproximadamente 45 minutos, esto se pudo lograr ya que se diseñaron y fabricaron los adaptadores y las herramientas necesarias para el maquinado de la esfera y la copa.



*Figura 5.13. Máquina de control numérico EMCO TURN 242, utilizada para la manufactura de las piezas del cojinete neumático.*



*Figura 5.14. Herramienta utilizada para producir las piezas del cojinete neumático, en la máquina de control numérico EMCO TURN 242.*

Dado que se pretendía que el acabado fuera lo más fino posible para que el proceso de pulido no fuera tan tardado y que además durante esta etapa no se corriera el riesgo de deformar o alterar las superficies esféricas, se utilizó un inserto o pastilla especial para trabajos de precisión. Estos objetivos se cumplieron ya que con este procedimiento, el pulido no implicó el desgaste de las superficies y solo tomó unas cuantas horas.

Cabe señalar que la primera vez que se maquinó un cojinete neumático esférico dentro de este mismo proyecto, se utilizó la máquina de control numérico Emco VMC-300 que es un centro de maquinado. El tiempo de trabajo de ambas piezas fue de 45 horas, por lo que se optó por diseñar las

herramientas necesarias para fabricar la esfera y la copa en un torno de control numérico. Dado que la esfera y la copa son sólidos de revolución, con este nuevo procedimiento se pudo reducir el tiempo de maquinado considerablemente, pasando de 45 horas, a 45 minutos.



*Figura 5.15. Un detalle del maquinado de la primera semiesfera fabricada para este proyecto, en la máquina de control numérico Emco VMC-300 .*

**5.5.3. Resultados del maquinado. Mediciones hechas con una máquina de medición por coordenadas.**

Después de maquinadas las piezas, se llevó a cabo una verificación tanto de sus medidas como de su esfericidad, esto se hizo con una máquina de medición por coordenadas o palpador neumático y los resultados, expresados en milímetros, fueron los siguientes:

**Tabla 5.2. Dimensiones finales de los componentes del cojinete neumático.**

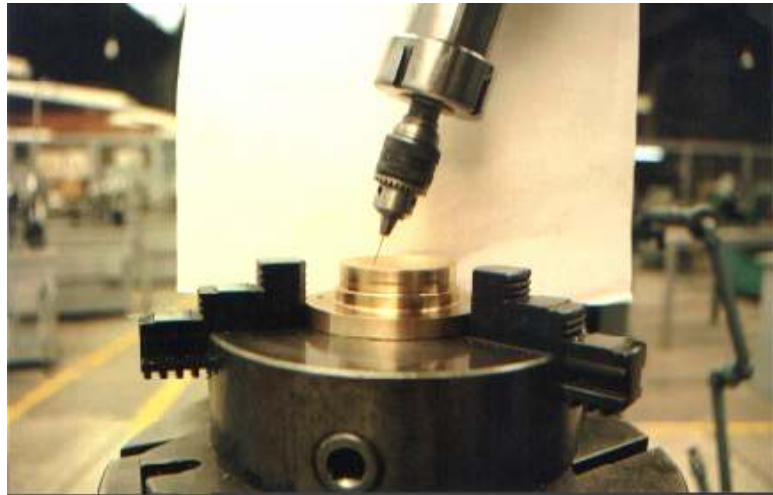
	<b>SEMIESFERA</b>	<b>COPA</b>
Diámetro mm.	99.9348 ± 0.0414	100.4727 ± 0.0235
Tolerancia geométrica	Esfericidad $\sigma=0.0687$	esfericidad $\sigma=0.0589$
Altura mm	51.5389 ± 0.0012	



En esta tabla se muestran los promedios de los resultados de tres mediciones con 60 puntos cada una, para la semiesfera y la copa.

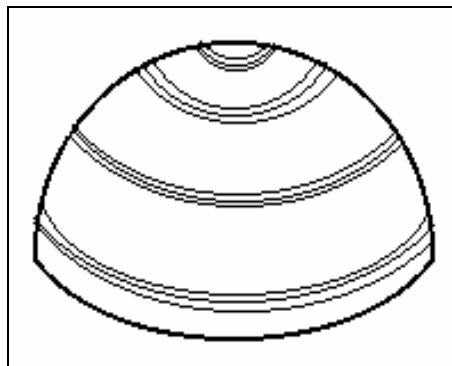
#### 5.5.4. Perforaciones capilares.

La perforación de los orificios capilares para permitir el flujo del aire hacia el interior del cojinete, es una parte delicada del proceso de fabricación. Esta tarea se llevó a cabo con una broca de acero de alta velocidad, con diámetro de 0.55 mm. La broca perforó los casi 13 mm de pared que tiene la copa entre la cámara de aire y su superficie, obteniéndose un resultado totalmente satisfactorio. Para repartir de manera equidistante las perforaciones, se utilizó un cabezal divisor giratorio con una separación de  $60^\circ$ .



*Figura 5.16. Perforaciones capilares hechas en la fresa Induma® del taller mecánico de la Facultad de Ingeniería de la Universidad Nacional Autónoma de México.*

#### 5.5.5. Tallado y pulido entre superficies.



*Figura 5.17. Irregularidades encontradas en el maquinado de la esfera, después de salir de la máquina de control numérico.*

Una vez terminado el proceso de fabricación del cojinete, se procedió a tallar una pieza contra la otra, utilizando un pulidor. Esto se hizo con la finalidad de que ambas piezas quedaran perfectamente embonadas y no existiera el peligro de una ralladura durante el funcionamiento del sistema con la masa de simulación encima de la plataforma. El proceso duró algunas horas ya que se usó un líquido abrasivo fino, para dar al mismo tiempo un acabado a espejo. Debido a las mejoras que se lograron con la utilización del torno de control numérico, el tiempo de pulido se redujo sustancialmente logrando un cojinete neumático esférico de gran calidad y precisión.



*Figura 5.18. Cojinete neumático esférico terminado, donde se obtuvo por primera vez un medio sin fricción, con una carga máxima de 65 kg.*

## **5.6. PRUEBAS DE FUNCIONAMIENTO.**

Una vez terminado el cojinete neumático esférico, se procedió a realizar las pruebas de funcionamiento. Una de las más importantes es la de capacidad de carga, ya que ésta nos indica de manera indirecta la precisión obtenida durante la fabricación de este dispositivo [47]. La curva de respuesta se muestra en la figura 5.19.

Se llevaron a cabo los cálculos para determinar teóricamente la curva de carga máxima del dispositivo, para tal efecto se utilizaron los siguientes datos: seis perforaciones capilares, un radio de la copa de 3 cm, la perforación de salida de la copa tiene un radio de 0.63 cm y el diámetro de la semiesfera es de 10 cm. La carga en kg se determinó en función de la presión de entrada dada en  $\text{kg/cm}^2$ , ésta se obtuvo a partir de la ecuación (5.10). En misma figura 5.19 se muestra la comparación entre la curva de carga teórica y la medida experimentalmente. Se obtuvo una capacidad de carga de 65 Kg.

Las primeras pruebas de funcionamiento con este simulador, nos permitieron afirmar que se contaba con un dispositivo con fricción despreciable.

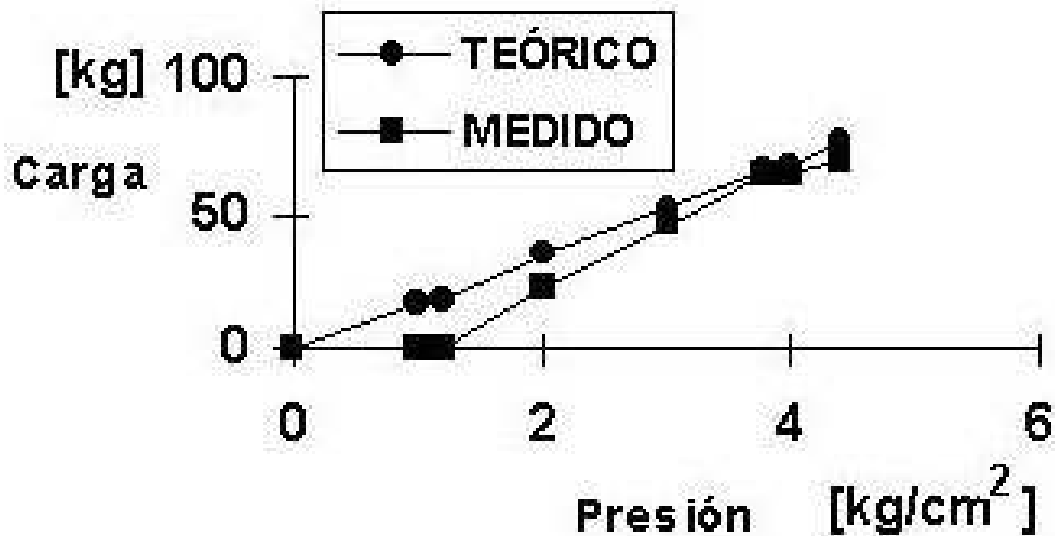


Figura 5.19. Comparación entre la curva de carga teórica y la medida experimentalmente, para la plataforma de simulación.

### 5.6.1. Consideraciones de tipo práctico para una mejor operación de los cojinetes neumáticos.

Es muy recomendable el utilizar aire doblemente filtrado durante la operación de los cojinetes neumáticos esféricos, ya que las partículas de aceite y agua que comúnmente se encuentran en las líneas de aire a presión, llegan a causar problemas en el desempeño del cojinete, como pueden ser, la disminución de la carga máxima de simulación y el aumento en la fricción del dispositivo.

Con el fin de evitar el contacto entre las superficies de la semiesfera y la copa cuando se interrumpe el suministro de aire, se ha colocado un anillo de nylon. El anillo evita que las piezas entren en contacto directo y puedan sufrir rayaduras, lo que podría ocasionar una disminución en la eficiencia del dispositivo para mantener un medio con fricción despreciable.

En la salida de aire ubicada en el centro de la copa, se ha colocado una conexión que permite dirigir el flujo a través de una manguera, lejos de la plataforma para evitar perturbaciones. Al final de la manguera se encuentra una válvula que sirve para regular de manera manual la salida del flujo, esto ha servido en diversas ocasiones para mejorar la sustentación de la plataforma.

### 5.7. COMENTARIOS SOBRE EL CAPÍTULO.

La plataforma fue construida con un compuesto de fibras de carbono-epoxy por lo que su masa es reducida comparada contra sus similares metálicos, esto también evita problemas de elongaciones o contracciones por cambios de temperatura. Su ensamble en forma de emparedado, causa que su resistencia a la compresión no sea comparable con la del aluminio, sin embargo, esto no ha significado ningún problema para su utilización en el simulador.

El cojinete neumático esférico fue diseñado y construido en nuestra universidad, por lo que se logró asimilar esta tecnología y se está en posibilidad de ampliar la capacidad de carga en caso necesario. Los capilares constituyeron un reto interesante en la fabricación de este dispositivo.

# 6

## RESULTADOS

En este capítulo se hace una reseña de los resultados más importantes obtenidos durante el desarrollo del presente trabajo de tesis. Se propone un esquema de orientación y control para un satélite pequeño de percepción remota y se dan las especificaciones de sensores y actuadores. El balanceo de la plataforma de simulación fue uno de los temas más estudiados, debido a la importancia que reviste. Se desarrollaron dos métodos, uno de ellos a partir de la identificación de parámetros del sistema, mientras que el segundo constituyó una manera novedosa y sencilla de balanceo en dos ejes. La orientación de la plataforma de simulación es graficada en pantalla y almacenada por un sistema de monitoreo inalámbrico, lo que permite evaluar el funcionamiento de algoritmos y maniobras de apuntamiento.

### 6.1 PRUEBAS DE DETECCIÓN DE ORIENTACIÓN Y CONTROL

Un hecho muy importante es que el control de orientación es posible llevarlo a cabo en cada eje de manera independiente, lo que simplifica bastante esta labor. El acoplamiento entre ejes causa que el movimiento en uno de ellos afecte al otro, tal y como se pudo observar claramente en las pruebas, sin embargo, 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 [52].

Con la finalidad de probar diferentes conceptos y esquemas de orientación y control, se llevaron a cabo una gran variedad de experimentos. El primero de éstos ha considerado la utilización de componentes magnéticos únicamente (i.e. magnetómetro, y bobinas) para llevar a cabo la detección de orientación y el control [27]. Aquí el experimento principal consistió en efectuar pruebas de freno magnético ante una perturbación en la plataforma. Otro esquema que fue probado, utiliza ruedas inerciales como actuadores y un sensor de Sol para determinar la orientación. En este caso se implementó un sistema seguidor de Sol, donde la plataforma se mantiene apuntada constantemente hacia la fuente de luz (Sol) [11]. Este es un concepto básico que debe implementarse en cualquier nave en órbita que pretenda llevar a cabo tareas de estabilización o maniobras de apuntamiento al Sol, la Tierra o cualquier otro punto del espacio. La última opción tomada en cuenta fue la combinación de bobinas y ruedas inerciales para efectuar pruebas de estabilización [7]. En la figura 6.1 se muestra un dibujo de la plataforma de simulación con todos los componentes de orientación y control.

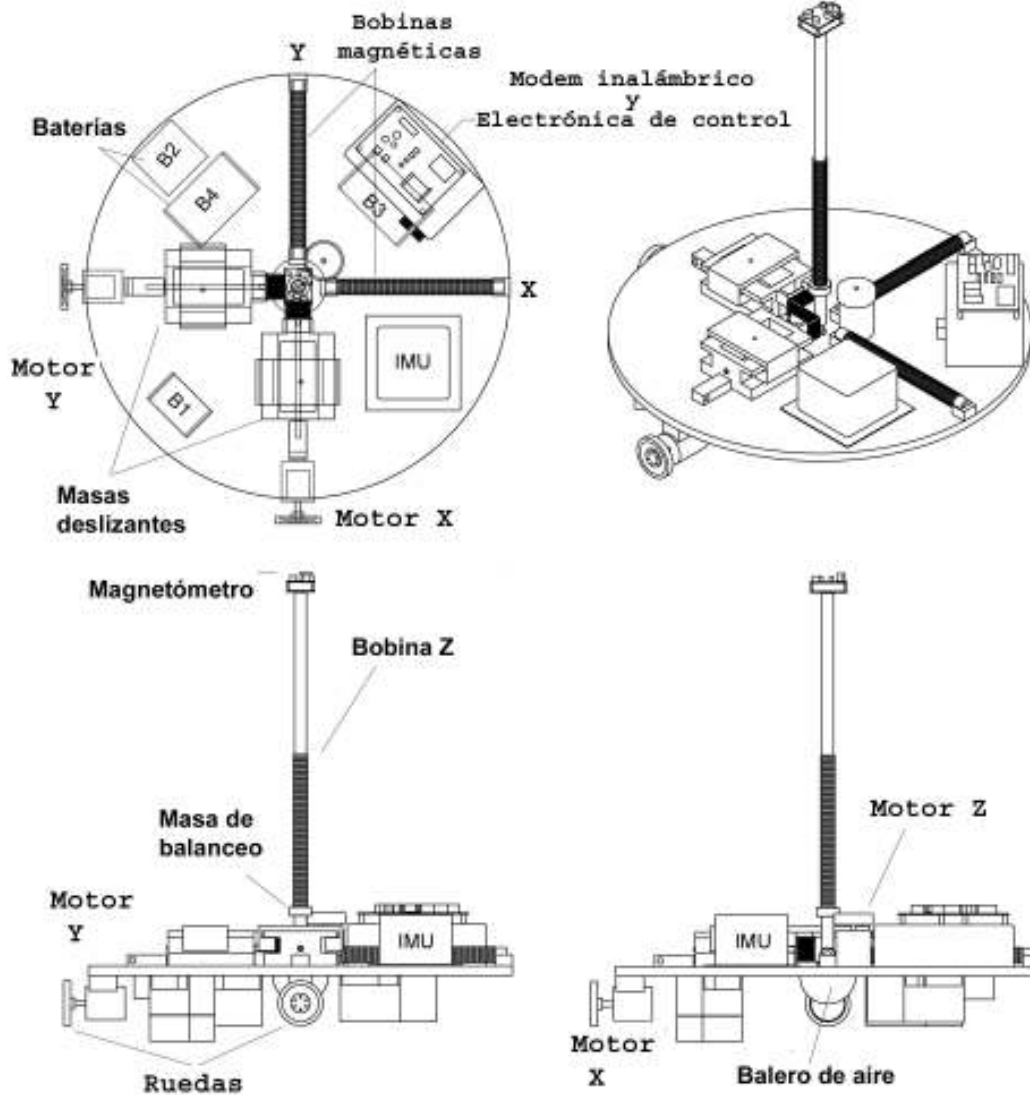


Figura 6.1 Modelo en CAD de la plataforma donde se muestran todos los componentes de los subsistemas de orientación y control.

### 6.1.1 Pares perturbadores en órbita

Es indispensable conocer los pares perturbadores que el satélite va a encontrar en órbita, para tener una idea exacta de las características que deben tener los actuadores. Las pruebas en laboratorio demostraron la efectividad de éstos al efectuar maniobras de estabilización o de apuntamiento y se establecieron con precisión los tiempos en que estas pueden llevarse a cabo. En la [figura 6.2](#) se muestra una gráfica donde es posible apreciar las magnitudes de los pares perturbadores, causados por aquellas variables consideradas como las más importantes durante el vuelo orbital, como son: la radiación solar, el gradiente gravitacional y el arrastre aerodinámico. El par equivalente producido por bobinas que generan un dipolo de  $12 \text{ A m}^2$  es de  $12 \times 10^{-4} \text{ N-m}$ . Las ruedas inerciales producen un par de control mayor o igual que  $50 \times 10^{-3} \text{ N-m}$ . Los cálculos pueden ser revisados en el [apéndice E \(Cálculo de los Pares Perturbadores en Órbita Terrestre\)](#).

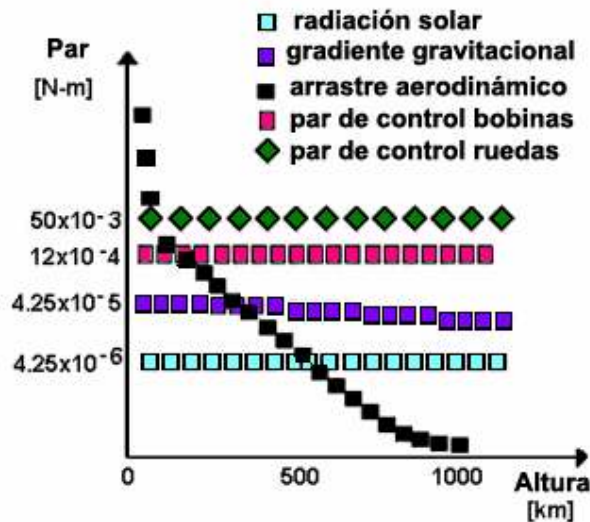


Figura 6.2. Pares perturbadores y de control, disponibles para un satélite de forma cúbica orbitando a 780 [km].

## 6.2 PRUEBAS DE CONTROL DE ORIENTACIÓN CON BOBINAS MAGNÉTICAS

Es posible utilizar un magnetómetro y los sensores de Sol y de horizonte Terrestre a bordo, para medir las componentes del campo magnético local y dos vectores que relacionan la posición del Sol y de la Tierra con respecto a los ejes de referencia del microsatélite, respectivamente. Estas mediciones pueden ser procesadas por la computadora de a bordo, usando un modelo de referencia del campo geomagnético para llevar a cabo una estimación de la posición orbital, los ángulos de orientación y las velocidades angulares del satélite. Entonces, con base en las leyes de control planeadas, los comandos de control son transmitidos a las bobinas, las cuales proporcionan el momento dipolar apropiado a lo largo de los tres ejes del satélite. Algunas leyes de control que han sido utilizadas en naves espaciales se muestran en esta sección, éstas tienen la finalidad de detener o de incrementar el movimiento de la nave.

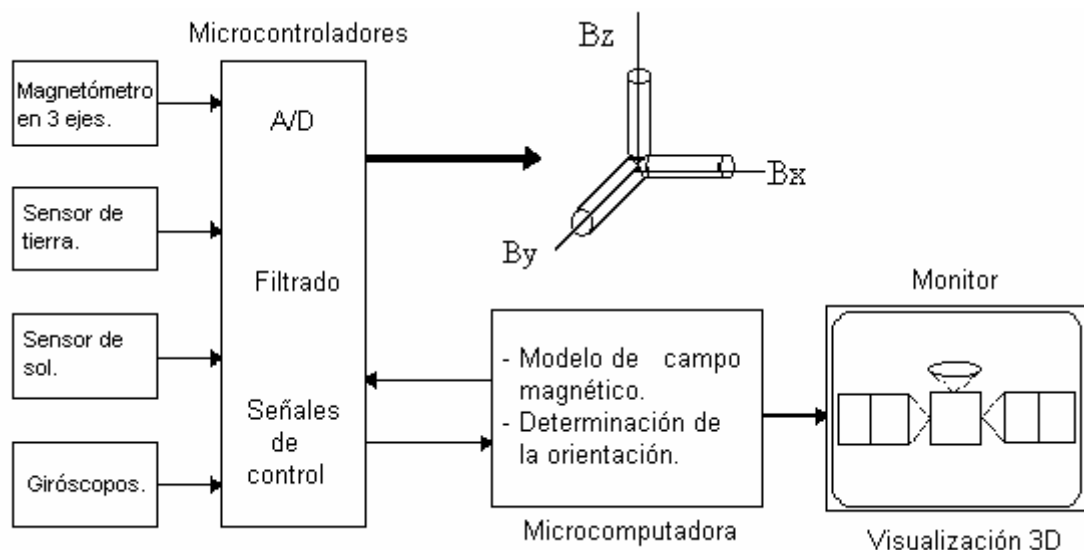


Figura 6.3. Diagrama de bloques del sistema de control con bobinas magnéticas.

### 6.2.1 Ley de control menos la derivada de B punto

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

$$M_i = -K\theta \quad (6.1)$$

donde

$M_i$  es el par de control  
 $K$  es una constante  
 $\theta$  es la salida del sistema

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

$$M_i = -K_1 \dot{\theta} - K_2 \theta \quad (6.2)$$

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

Este algoritmo de control es conocido como “menos la derivada de B punto” [27]. Esta ley de control trabaja estableciendo el  $i$ -ésimo dipolo  $M_i$ , con respecto a los ejes del satélite, atendiendo a la siguiente expresión:

$$M_i = -K \dot{B}_i \quad (i = x_b, y_b, z_b) \quad (6.3)$$

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

$$\dot{B}_i(t) = [B_i(t) - B_i(t - \Delta t)] / \Delta t \quad (i = x_b, y_b, z_b) \quad (6.4)$$

donde  $\Delta t$  es el periodo de muestreo.

Esta ley de control reduce el giro del satélite a partir de un movimiento inicial arbitrario (amortiguamiento), también puede ser utilizada para aumentar la velocidad de giro del mismo; invirtiendo el signo en la [ecuación 6.3](#). Estas acciones son muy importantes, ya que la primera permite estabilizar la nave para comprobar su estado inicial y desplegar antenas o extensiones telescópicas y si es el caso, captar energía con los paneles solares. En el segundo caso, puede ser importante hacer girar a la nave para evitar que sufra por los gradientes de temperatura. Mediante



esta ley de control se reduce o aumenta la energía cinética del satélite, a través de ejercer una rotación alrededor de su centro de masa, esto se lleva a cabo de la siguiente manera:

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

$$\frac{d}{dt}(T) = \dot{T} = \vec{\tau} \cdot \vec{\omega} \quad (6.5)$$

donde  $\vec{\tau}$  es el par externo que actúa sobre el cuerpo. El par producido por un dipolo dentro de un campo magnético está dado por:

$$\vec{\tau} = \vec{M} \times \vec{B} \quad (6.6)$$

Por otro lado tenemos que:

$$\frac{d}{dt}{}^{inercial}(\vec{B}) = \frac{d}{dt}{}^{cuerpo}(\vec{B}) + \vec{\omega} \times \vec{B} \quad (6.7)$$

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

$$\frac{d}{dt}{}^{inercial}(\vec{B}) \approx 0 \quad \Rightarrow \quad \frac{d}{dt}{}^{cuerpo}(\vec{B}) = \dot{\vec{B}} \approx -\vec{\omega} \times \vec{B} = \vec{B} \times \vec{\omega} \quad (6.8)$$

combinando las ecuaciones de la (6.5) a la (6.8), obtenemos

$$\dot{T} = \vec{M} \times \vec{B} \cdot \vec{\omega} = \vec{M} \cdot \vec{B} \times \vec{\omega} = \vec{M} \cdot \dot{\vec{B}} \quad (6.9)$$

Implementando la ley de control, mostrada en la ecuación 6.3, vemos que

$$\dot{T} = -K \dot{\vec{B}}^2 = -K \left| \vec{B} \times \vec{\omega} \right|^2 \quad (6.10)$$

Cuyo valor siempre es menor o igual a cero. Esto quiere decir que la derivada de la energía cinética con respecto al tiempo, utilizando esta ley de control, siempre tenderá a disminuir.

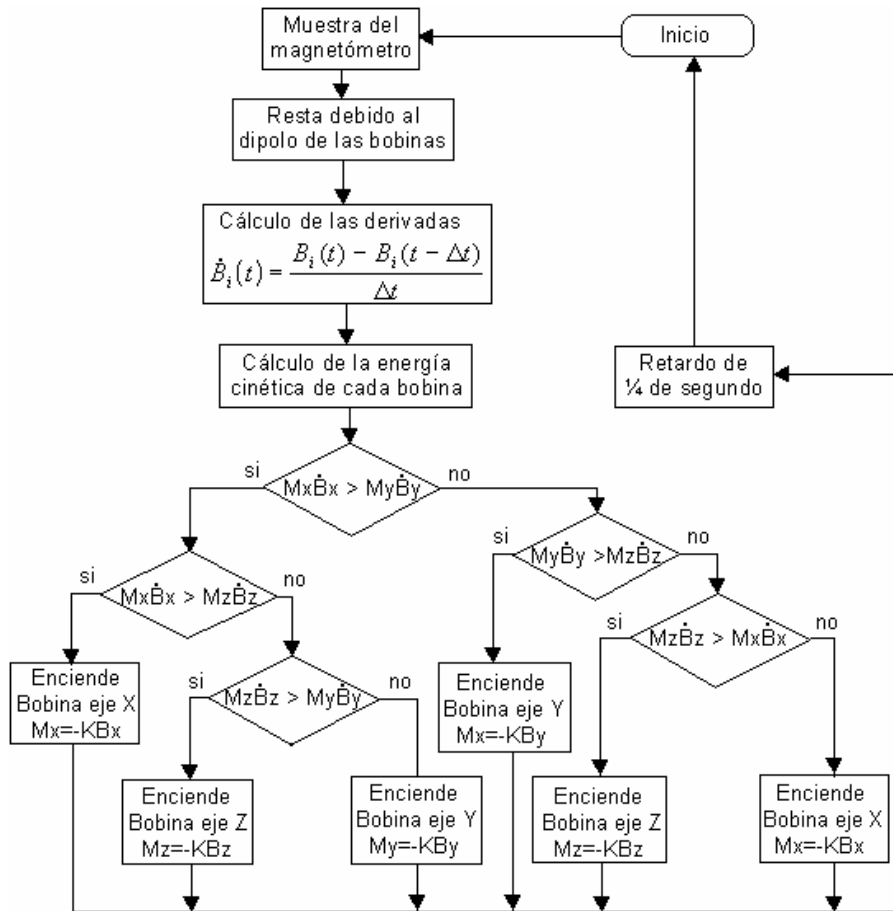


Figura 6.4 Diagrama de flujo de la ley de control que hace las veces de freno magnético.

### 6.2.2 Ley de control basada en el producto cruz entre el momento dipolar $\vec{M}$ y el campo magnético local $\vec{B}$

Cada una de las bobinas colocadas en los tres ejes de la nave producen un vector de momento dipolar  $\vec{M}$ . Este vector reacciona con el campo magnético local  $\vec{B}$  para producir un par vectorial  $\vec{T}_{cm}$ :

$$\vec{T}_{cm} = \vec{M} \times \vec{B} \tag{6.11}$$

En la ecuación anterior el producto cruz nos indica que el par está limitado por la dirección del vector  $\vec{B}$  [43]. Esto quiere decir que para controlar un eje en particular, hay que hacer uso de las bobinas colocadas en los ejes perpendiculares a dicho eje. Para una órbita polar los ángulos de cabeceo y guiñada pueden ser controlados sobre la región ecuatorial, mientras que los ángulos de cabeceo y rotación pueden ser manejados sobre la región polar. Los pares disponibles en cualquier lugar de la órbita pueden ser determinados directamente a través del magnetómetro.

El vector  $\vec{M}$  está dado por:

$$\vec{M} = \frac{\vec{e} \times \vec{B}}{\|\vec{B}\|} \quad (6.12)$$

donde el vector de error  $\vec{e}$  es calculado a partir de los sensores de posición y de velocidad angular y está dado por

$$\vec{e} = K_p \cdot \vec{a} + K_d \cdot \dot{\vec{a}} \quad (6.13)$$

donde

$$\vec{a} = \text{vector de error de orientación} = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} \quad (6.14)$$

$$\dot{\vec{a}} = \text{vector de error de velocidades angulares} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (6.15)$$

$K_p$ ,  $K_d$  son matrices diagonales de 3x3 que corresponden a las ganancias de posición y velocidad angular, respectivamente.

### 6.2.3 Ley de control implementada

Una modificación de esta última ley fue implementada en el laboratorio; el error o desviación de la plataforma es obtenido a partir de la posición que entrega directamente el magnetómetro en tres ejes. Esta rutina compara un valor de referencia en un eje determinado y controla el encendido, apagado y la polaridad de la bobina, hasta que se obtiene el apuntamiento adecuado [7]. Los valores de campo magnético en el lugar donde se llevaron a cabo las pruebas fueron de:  $B_x = 39,772$  nT en la dirección Norte,  $B_y = -236$  nT en la dirección Este y  $B_z = 18,597$  nT en la dirección vertical. La componente del campo total es  $B_t = 43,906$  nT. El eje X está alineado con el Norte, el Eje Y con el Este, y el eje Z con la vertical.

En la [figura 6.6](#) se muestra un ejemplo de la respuesta que tiene la plataforma en el eje de guiñada, para corregir una desviación, donde se puede ver el comportamiento de la plataforma bajo este procedimiento de alineación. El tiempo promedio (de 8 pruebas) que tarda en efectuar la corrección es de  $1^\circ$  cada 42 s usando bobinas que proporcionan  $2.4 \text{ A}\cdot\text{m}^2$ , con una plataforma con una masa de 35 kg. La respuesta en el tiempo que observamos al utilizar una bobina energizada, al interactuar con el campo magnético Terrestre, se considera adecuada, ya que este es uno de los factores más importantes en este sistema de control. Del tiempo que tarde en efectuarse una maniobra depende la eficacia de un sistema de bobinas como elemento de control de orientación y de su utilidad para desaturar las ruedas inerciales. No hay que olvidar que un satélite en órbita baja se mueve a 25,000 km/hr, y esto hace necesario un sistema de control que sea lo suficientemente rápido, no obstante, lo típico en estos sistemas es que hay que esperar varias órbitas para poder establecer una orientación determinada, muchas veces no existe otra opción, debido a las restricciones de energía en un satélite pequeño.

```

*****
* LISTADO DEL PROGRAMA QUE CONTROLA LA INVERSIÓN DE LA POLARIDAD Y
* EL ENCENDIDO / APAGADO DE LAS BOBINAS MAGNÉTICAS.
* IMPLEMENTADO EN UN MICROCONTROLADOR MC68HC11.

```

```

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

```

```

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

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

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

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

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

LOOP:          DEX
                BNE LOOP
                CLC
                RTS

```

*Figura 6.5. Listado del programa que controla la inversión de polaridad y el encendido y apagado de las bobinas magnéticas.*

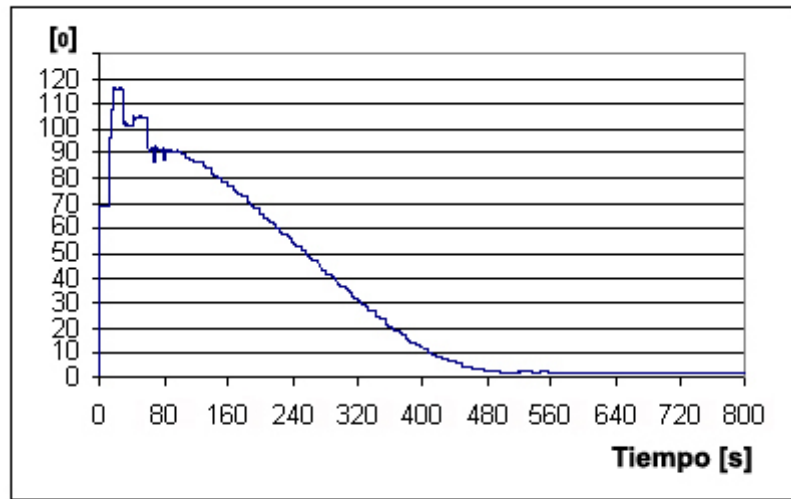


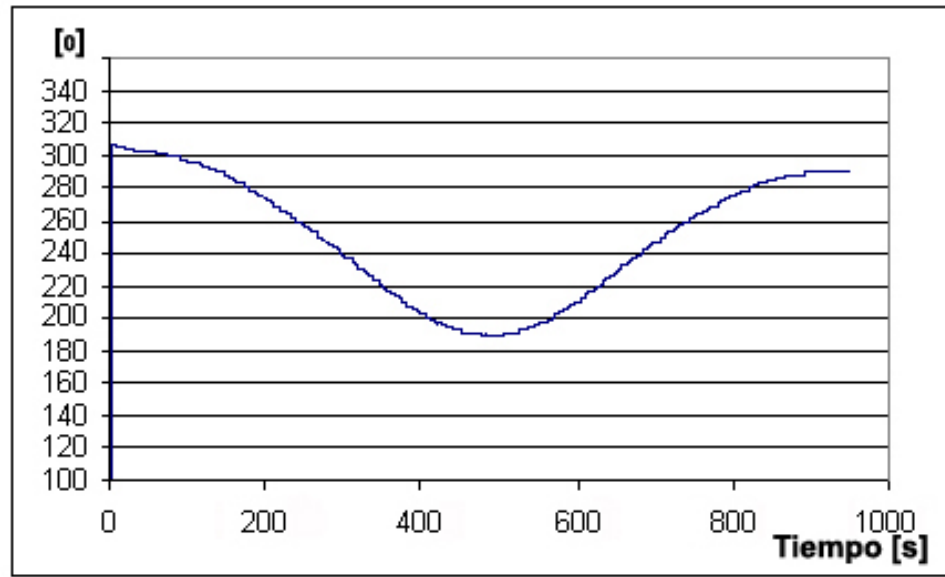
Figura 6.6. Prueba de control de orientación en el eje Z. El par fue aplicado únicamente por la bobina localizada en el eje X.



Figura 6.7. Conjunto de bobinas magnéticas en tres ejes, con el magnetómetro localizado sobre el eje Z, alejado de la influencia de los campos magnéticos producidos por estos actuadores.

En la figura 6.8 se muestra una maniobra de orientación sobre el eje de guiñada, ésta se inició con la plataforma apuntando a una dirección de 303.2 °. Al aplicar la corriente a la bobina, la plataforma comenzó a girar hasta detenerse en 189.8 ° alcanzando el alineamiento deseado (180 ° nominales). Una vez logrado este valor, se invirtió la polaridad, lo que significó un cambio en el sentido de giro. El

sistema reaccionó tratando de alcanzar los  $339^\circ$  que es donde encontraría la alineación con el dipolo, sin embargo la energía en las baterías no fue suficiente para alcanzar esta meta. En 16 minutos de experimentación las baterías se descargaron completamente, consumiendo una corriente de 2.58 Amp a una potencia de 10.32 watts. Este tipo de pruebas con bobinas permitió aquilatar la importancia de hacer un manejo óptimo de la energía en un microsatélite, cuando se cuenta con un sistema de control activo a bordo.



*Figura 6.8. Prueba para demostrar la factibilidad de estabilizar la plataforma a lo largo de toda la trayectoria alrededor del eje Z.*

La utilización de un modelo geomagnético permite determinar la posición orbital de una nave, así como su orientación. Esto hace necesario ligar los programas de navegación y control para que compartan los datos de las componentes del campo magnético. Para obtener una precisión en la orientación de  $\pm 1.5$  grados, es necesario utilizar un programa bien diseñado de determinación de la posición orbital del satélite, es decir, deben emplearse modelos que no solamente incluyan los Keplerianos de la órbita, ya que este sería un modelo muy idealizado y en unas cuantas órbitas perderíamos la posición del satélite. También deben incluirse las perturbaciones causadas por la no-redondez de la tierra, el arrastre atmosférico y la influencia de terceros cuerpos como la Luna y el Sol, para así poder contar con valores más exactos de la órbita y en consecuencia, valores más precisos de las componentes del campo magnético en un determinado punto de la órbita.

### **6.3. PRUEBAS DE CONTROL DE ORIENTACIÓN CON RUEDAS INERCIALES**

Los sistemas de estabilización con ruedas inerciales, son usados para mantener la orientación a través de un intercambio de momentum entre la nave y las propias ruedas. Cuando un par perturbador actúa en la nave a lo largo de uno de sus ejes, la rueda reacciona, absorbiendo el par y manteniendo la orientación. La velocidad de la rueda se incrementa o se decrementa para mantener una orientación constante. Cuando ocurren pares cíclicos, durante un periodo orbital por ejemplo, la velocidad de la rueda permanece constante. Los pares seculares que actúan en la nave causan que la velocidad de la rueda inercial, se incremente o se decremente hasta que se mueva fuera de sus límites operativos. Un dispositivo para intercambio de momentum (i.e. bobinas magnéticas o toberas de reacción) debe ser usado para restaurar la velocidad de la rueda dentro de su valor de operación nominal.

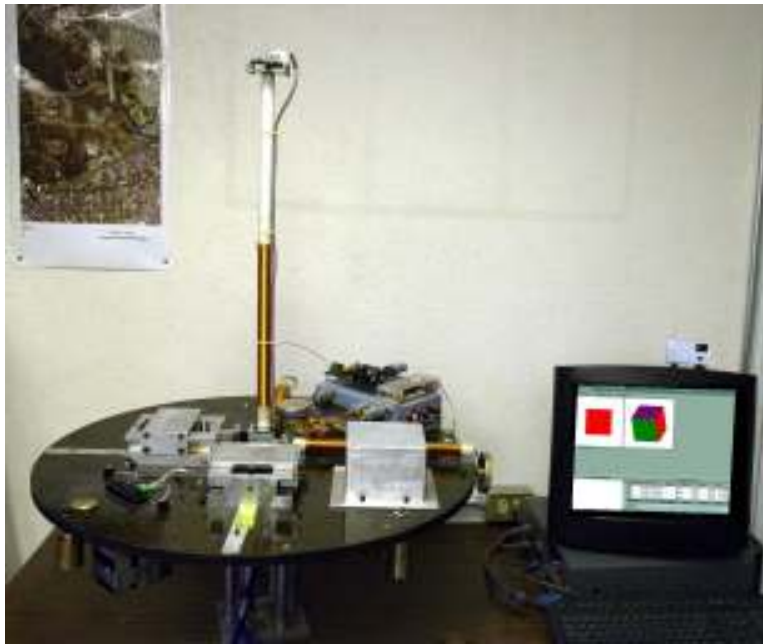


Figura 6.9 Pruebas de control de orientación con ruedas inerciales. Los datos de orientación son recibidos y almacenados por el sistema de monitoreo inalámbrico.

Las ruedas inerciales pueden operar con una cierta cantidad de momentum inicial y después intercambiarlo con la nave para producir un par de control, ya sea incrementando o disminuyendo su velocidad. Otra forma de trabajar es con momentum cero, e iniciar las maniobras de control a través de una variación en su velocidad, que inclusive puede cambiar de dirección. Cuando una rueda opera de esta manera se le conoce como rueda de reacción.

Es común usar en un satélite pequeño un sistema de estabilización por gradiente gravitacional junto con una rueda inercial en el eje de cabeceo, que incremente la estabilidad de la nave y añada un lazo adicional de control activo para dicho eje [87]. Las ecuaciones que nos describen el comportamiento dinámico de una nave con estas características, pueden ser revisadas por ejemplo en [43].

En la figura 6.10 se muestra un esquema donde se establecen los umbrales para encender o apagar una rueda y mantener de esta manera un correcto apuntamiento de la plataforma. La parte plana de la gráfica implica que el sistema tiene el apuntamiento correcto.

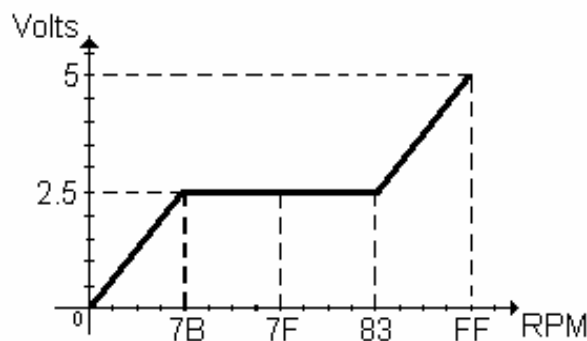


Figura 6.10 Determinación del umbral de encendido de cada rueda.



### 6.3.1 Sistema seguidor de Sol utilizando ruedas inerciales como actuadores

En un caso general, cuando se produce una perturbación en cualquiera de los ejes, el sistema de control detecta la desviación en la orientación y entonces aumenta o disminuye la velocidad de la rueda correspondiente para compensar este efecto. El sistema de control está planteado de manera independiente en cada eje, cada rueda inercial podrá aumentar o disminuir su velocidad para corregir la desviación en dicho eje. Algunos algoritmos fueron programados para un microcontrolador MC68HC11 [40] que cumplen con esta función. También se probó el concepto de seguimiento de un objetivo o blanco, implementando un sistema seguidor de Sol [11]. Este sistema detecta la desviación con respecto a la vertical local y varía la velocidad de la rueda correspondiente para mantener el apuntamiento constante hacia su objetivo, en este caso una lámpara que hace las veces del Sol. El diagrama de bloques del sistema seguidor de Sol se presenta en la figura 6.11.

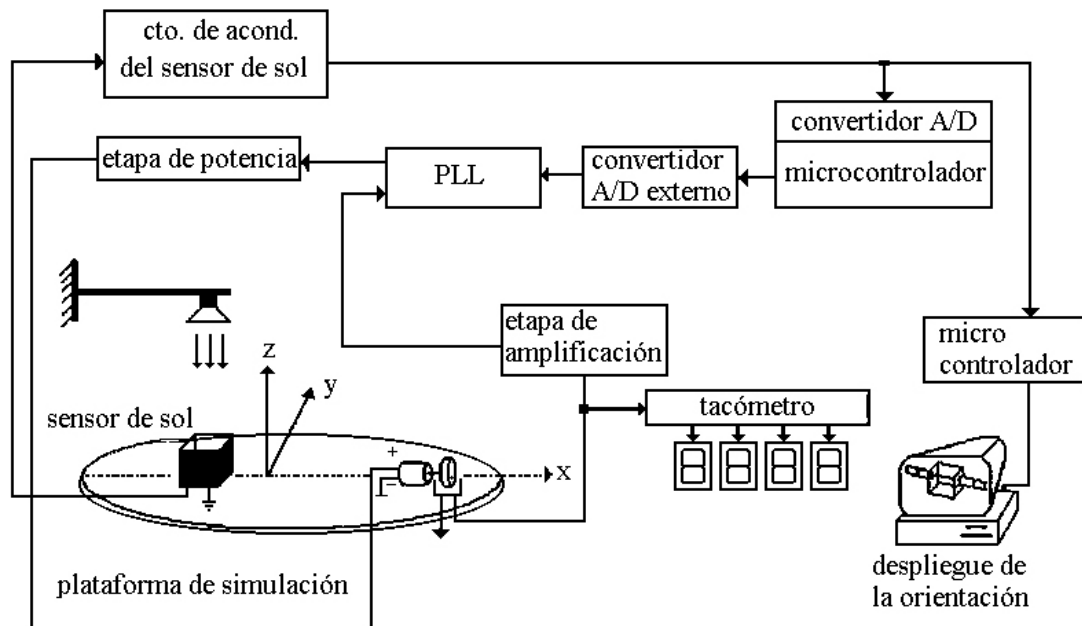


Figura 6.11 Diagrama de bloques del sistema implementado para llevar a cabo un seguimiento del Sol, usando ruedas inerciales.

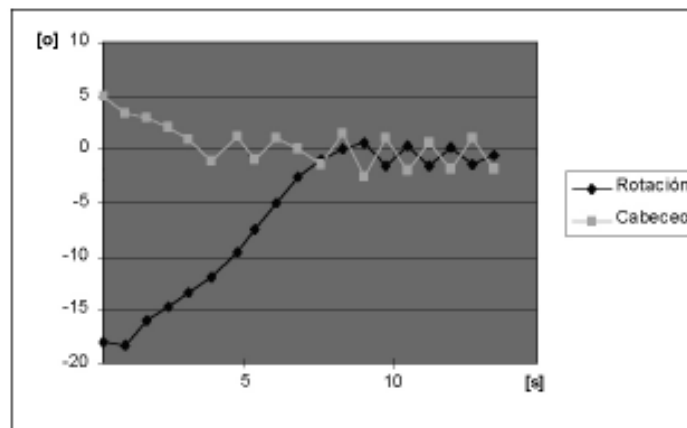


Figura 6.12 Curvas de respuesta del sistema de control con ruedas inerciales en modo de seguidor del Sol.

La figura 6.12 nos muestra la respuesta del sistema trabajando en modo de seguidor de Sol; donde a partir de una desviación inicial, es posible mantener un apuntamiento constante hacia el objetivo. El sensor de Sol proporciona información de orientación en los ejes de rotación y cabeceo, por lo que estas pruebas se efectuaron solamente sobre estos ejes.

### 6.3.2 Control de orientación con ruedas inerciales

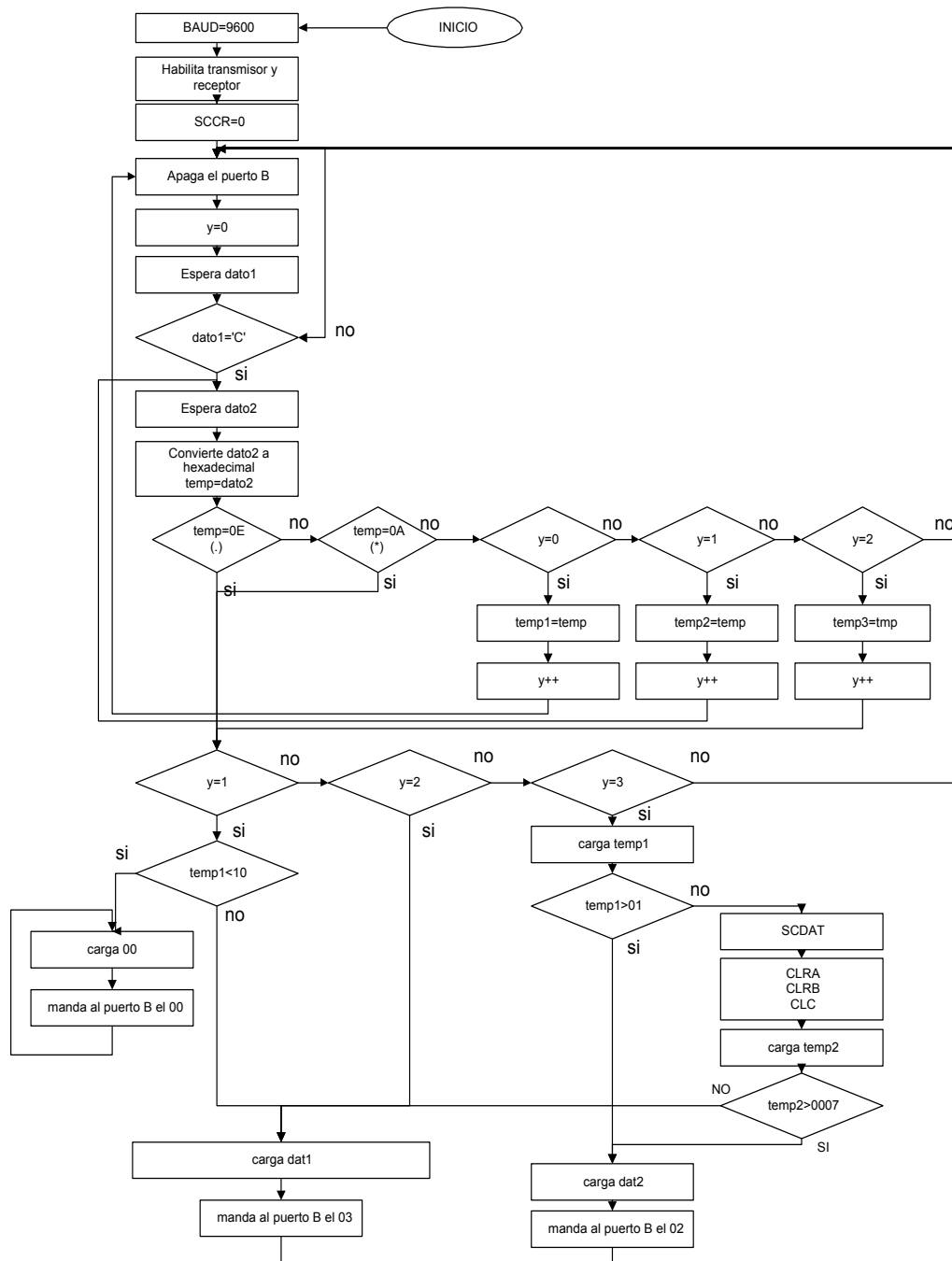
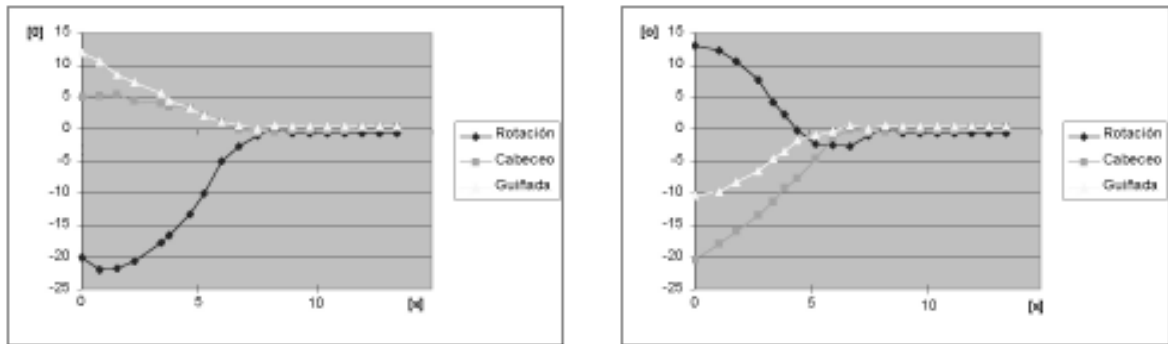


Figura 6.13 Diagrama de flujo del algoritmo para controlar la orientación de un eje, por medio de una rueda inercial.

En la [figura 6.13](#) se muestra el diagrama de flujo del procedimiento utilizado para lograr un apuntamiento de la plataforma, incrementando o disminuyendo la velocidad de la rueda correspondiente al eje que presenta la desviación. En el [apéndice F](#) se encuentra el listado del programa escrito en ensamblador para el  $\mu\text{C}$  MC68HC11. En la [figura 6.14](#) se observa la respuesta del sistema ante una desviación inicial. Estas son curvas típicas del comportamiento de la plataforma cuando ésta es orientada hacia una dirección específica, en este caso una desviación de  $0^\circ$  en los tres ejes.



*Figura 6.14 Respuesta de la plataforma con el algoritmo de orientación que la dirige hacia una posición de cero grados en los tres ejes.*

La velocidad de respuesta promedio de la plataforma es de  $3^\circ$  por cada segundo. La rueda inercial puede corregir aún más rápido la orientación, sin embargo, esto causa oscilaciones en la plataforma al llegar a la posición de no desviación. Se optimizó la respuesta aplicando retrasos en la rutina, permitiendo que se establezca el sistema antes de continuar enviando los comandos de control [7]. El apuntamiento estable se alcanza en unos cuantos segundos, lo que demuestra que las ruedas inerciales pueden llevar a cabo acciones de control y apuntamiento de una manera muy rápida y efectiva.

### 6.3.3 Pruebas de desaturación de ruedas inerciales



*Figura 6.15 Plataforma de simulación con dos bobinas magnéticas en los ejes X,Y y una rueda inercial en el eje Z. También se aprecian los componentes de balanceo automático y los circuitos de potencia y transmisión inalámbrica.*

Esta prueba consiste en reducir la velocidad de la rueda inercial y aplicar una corriente a las bobinas para contrarrestar este efecto. La rueda se encuentra en el eje Z y las bobinas en los ejes X, Y. Para facilitar la experimentación, todas las señales de orientación son proporcionadas por la brújula electrónica. El resultado de dos pruebas se muestra en la figura 6.16. El frenado de la rueda llevó a la plataforma a una desviación de  $-15$  y  $+14.5^\circ$ , respectivamente. En ambos casos los tiempos de estabilización estuvieron cerca de los 450 segundos (7 min 30 seg).

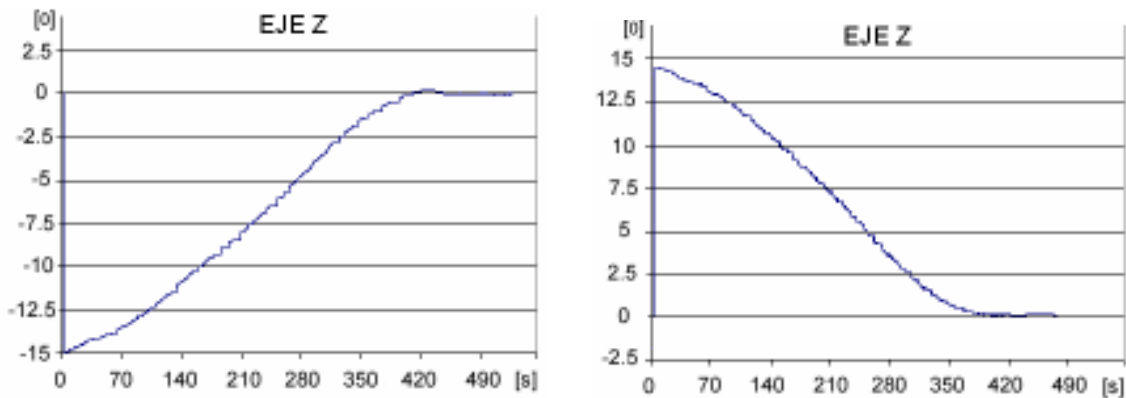


Figura 6.16 Pruebas de desaturación de una rueda inercial en el eje de guiñada.

## 6.4 DISCUSIÓN DE RESULTADOS

Para evaluar el comportamiento de la plataforma en pruebas de balanceo, de orientación y control y en ensayos de oscilación libre, el sistema de monitoreo fue un medio muy efectivo.

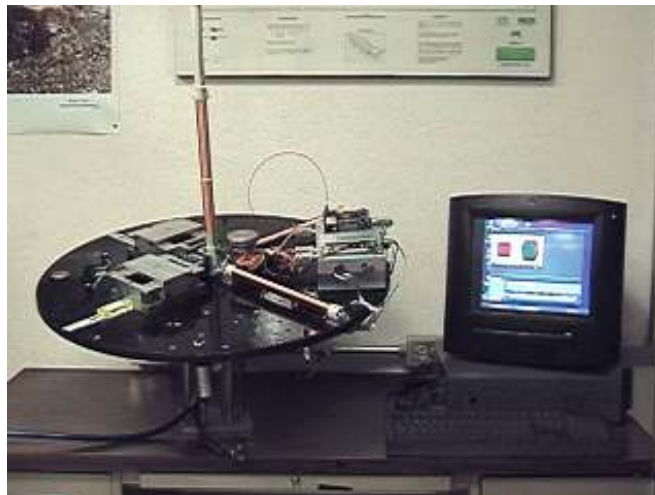


Figura 6.17. Arreglo experimental donde se muestra la pantalla sobre la que se grafican los datos de orientación en tiempo real, capturados de manera remota por el sistema de monitoreo.

### 6.4.1 Pruebas de balanceo automático de la plataforma de simulación

Este sistema se simplificó realizando el balanceo en dos ejes, manteniendo la suma de momentos igual a cero, lo cual significó un importante ahorro en complejidad y masa. En la figura 6.18 se muestran dos graficas que ejemplifican la manera en que se comporta la plataforma durante una prueba de balanceo automático, cuando se tiene el umbral mínimo manejable por este sistema que es de  $\pm 0.25^\circ$ .

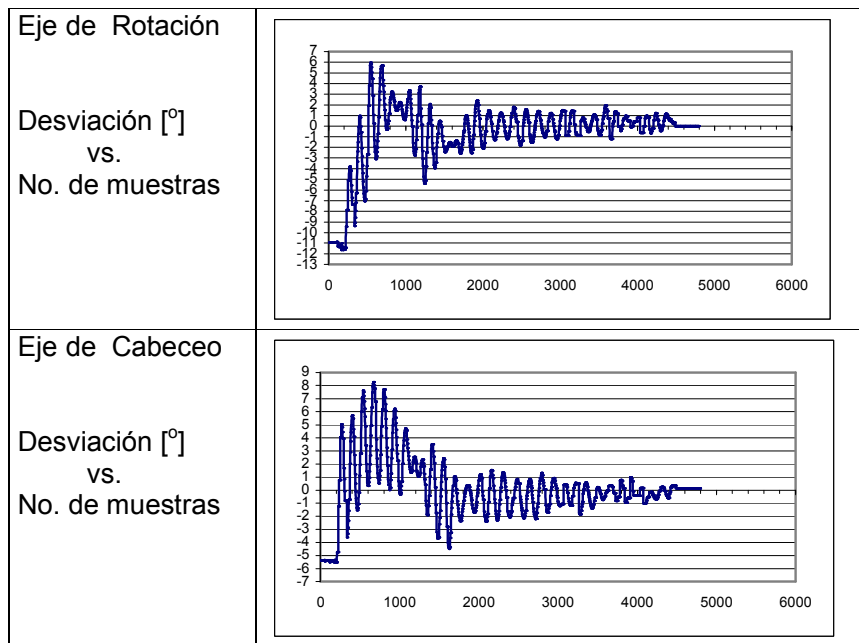


Figura 6.18 Prueba de balanceo automático con un umbral de  $\pm 0.25^\circ$ , con respecto a la horizontal.

#### 6.4.2 Pruebas de oscilación simple

Partiendo de la hipótesis de que el periodo de oscilación de la plataforma aumenta conforme el par residual disminuye; se hicieron varias pruebas de balanceo cambiando los umbrales de precisión en el programa que controla las mesas deslizantes, variándolos en:  $\pm 3$ ,  $\pm 2$ ,  $\pm 1$ ,  $\pm 0.5$  y  $\pm 0.25$  [°]. Las gráficas de las figuras 6.19, 6.20 y 6.21 muestran el comportamiento que se obtuvo. Se produjo una perturbación inicial en un solo eje, sin embargo, el otro eje también presentó un movimiento oscilatorio, demostrando el acoplamiento que existe entre ellos.

**Tolerancia:  $\pm 1^\circ$**

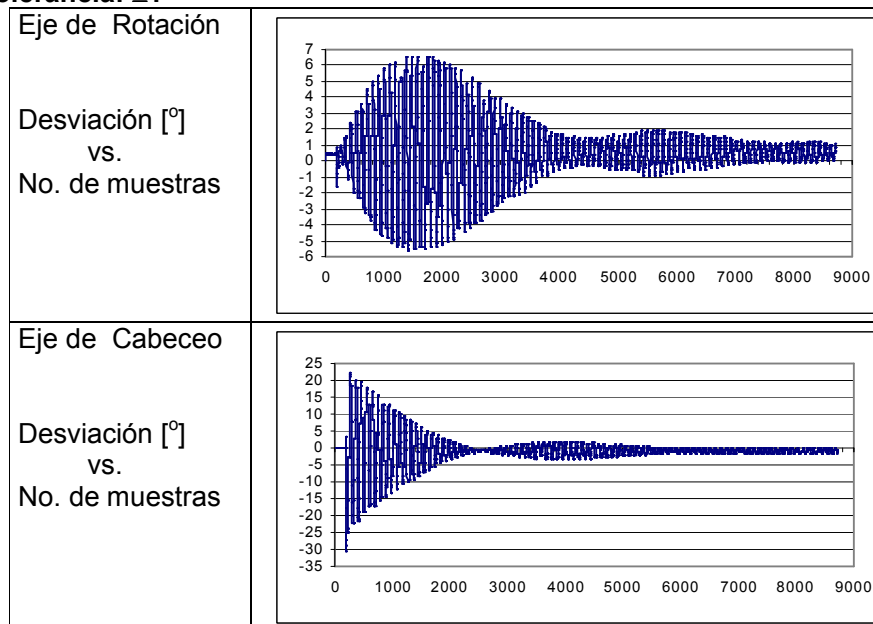


Figura 6.19 Prueba de oscilación introduciendo una desviación intencional de  $-30$  grados en el eje de cabeceo, cuando la plataforma se encontraba balanceada utilizando un umbral de  $\pm 1$  grado.

**Tolerancia:  $\pm 2^\circ$**

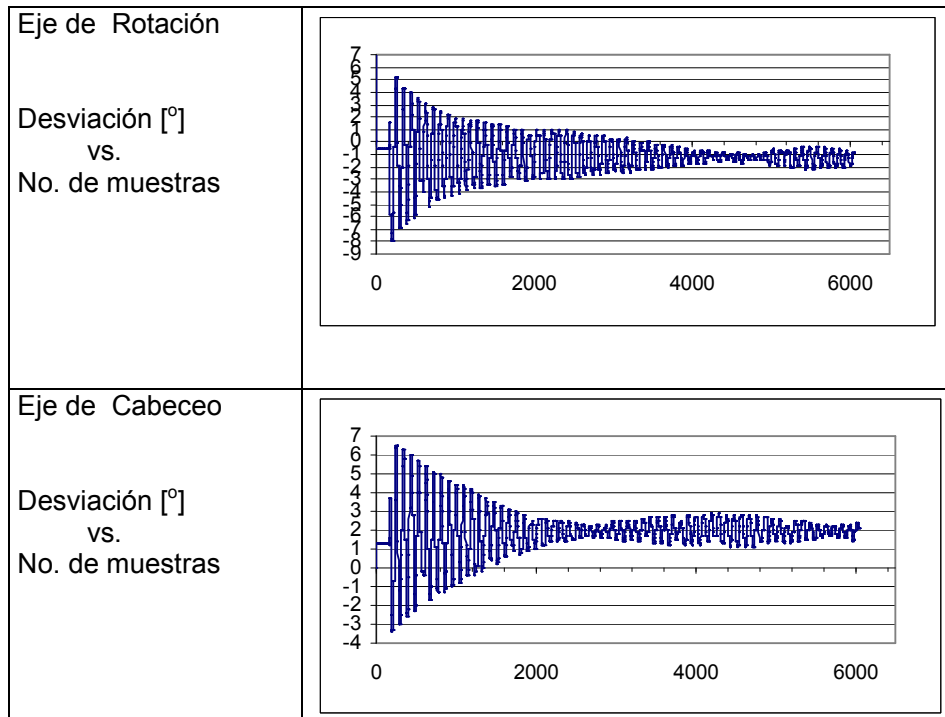


Figura 6.20 Curvas de oscilación obtenidas después de aplicar una desviación intencional de -8 grados en el eje de Rotación

**Tolerancia:  $\pm 3^\circ$**

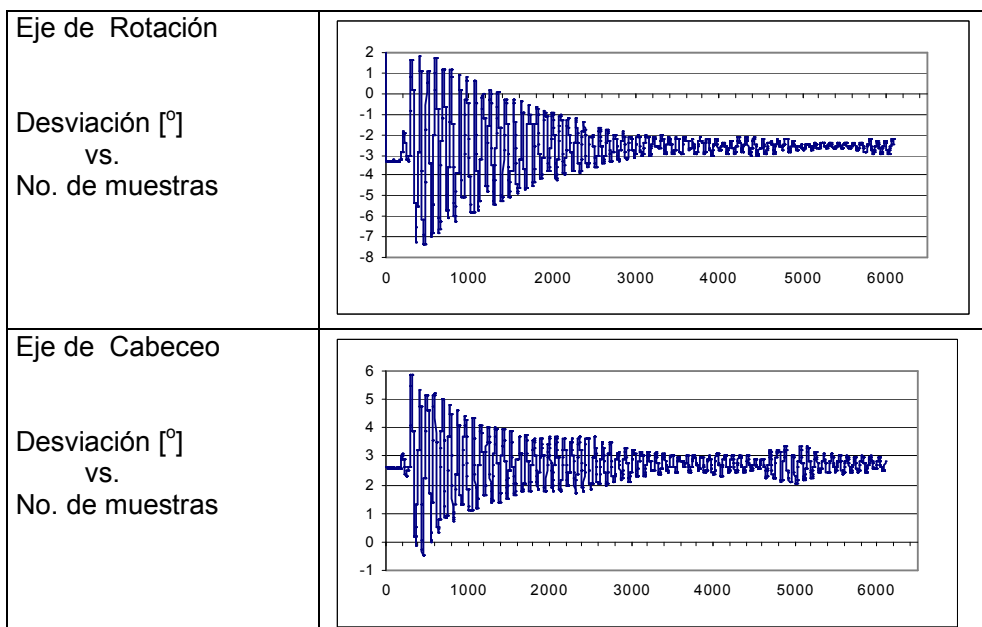
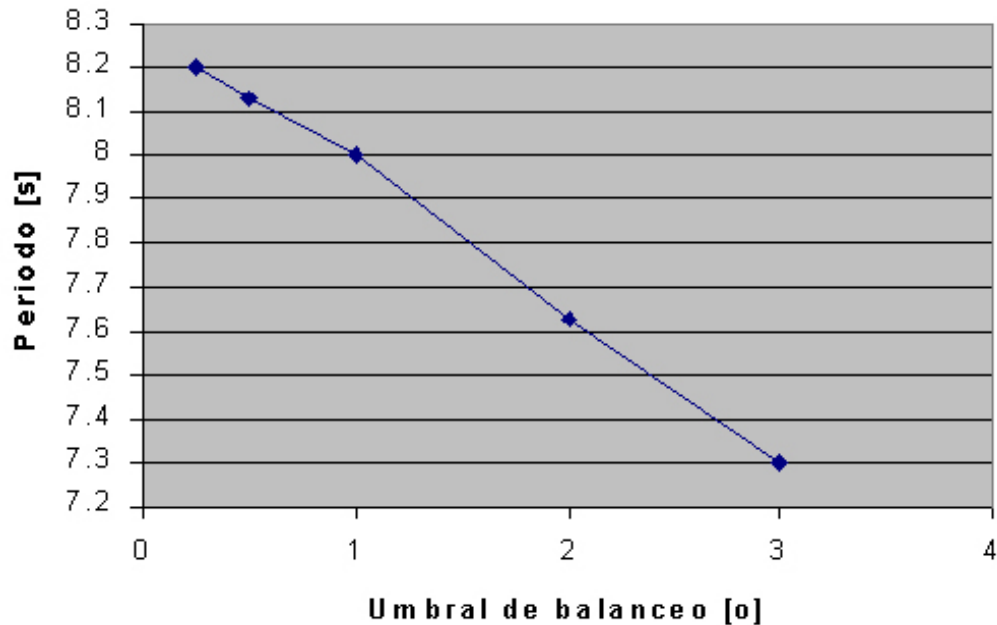


Figura 6.21 Curvas de oscilación obtenidas después de aplicar una desviación intencional de +6 grados en el eje de cabeceo.

En la gráfica de la [figura 6.22](#) se muestra la tendencia que presenta el periodo de oscilación de la plataforma, ante los diferentes niveles de umbral manejados durante el balanceo automático. Es muy claro que el periodo de oscilación aumenta a medida que disminuye el umbral. En este caso específico el máximo valor que es posible alcanzar, según la gráfica obtenida, es de 8.26 s, mientras que experimentalmente se alcanzó una magnitud de 8.2 s, un porcentaje de diferencia muy pequeño de solamente 0.72 %. Esto comprueba fehacientemente la hipótesis de que el periodo de oscilación es directamente proporcional al balanceo obtenido en la plataforma. También nos indica claramente cual es el límite al que debemos llegar para obtener el máximo balanceo posible en el simulador.



*Figura 6.22 Diferentes umbrales manejados durante el balanceo automático vs. el periodo de oscilación de la plataforma.*

### 6.4.3 Pares residuales

El par residual es un indicador de que tan bien se ha balanceado la plataforma y esto a su vez repercute en el dimensionamiento de los actuadores que van a trabajar en órbita. En nuestro caso consideramos tres factores principales que influyen en su magnitud: las elongaciones o contracciones causadas por diferencias de temperatura en la plataforma, la imprecisión en el maquinado del cojinete neumático y el error que existe en el manejo de las masas deslizantes en posicionarse cerca de la horizontal.

La utilización de materiales compuestos en la fabricación de la plataforma, específicamente fibras de carbono, con un coeficiente de expansión térmica de  $0.00001064 \text{ mm}/^\circ\text{C}$ , causa un par residual de 0.042 gr-cm, algo totalmente insignificante. Esto ocurre bajo la suposición de que existe un gradiente de temperatura de  $1^\circ\text{C}$ .

El error en el maquinado del cojinete neumático, sin duda nos introduce un par indeseable, debido a que éste no está constituido por una esfera perfecta. Según las mediciones llevadas a cabo después de su fabricación, el diámetro que se tiene es de  $99.9348 \pm 0.0414 \text{ mm}$  esta imprecisión introduce un par de 144.9 gr-cm para una plataforma de 35 kg. Este es sin duda un valor muy grande que causaría muchos problemas a la hora de experimentar y dimensionar los actuadores.



Como vimos en la sección anterior, el graficar el periodo de oscilación usando diferentes umbrales en el proceso de balanceo, nos da inmediatamente una idea del porcentaje de error que tenemos con respecto a un balanceo ideal. Tal y como lo demuestra la gráfica, este método de balanceo nos ubica muy cerca del óptimo. Esto nos indica que las masas deslizantes contrarrestan los efectos causados por la imprecisión en el maquinado del cojinete neumático. Por tanto, para el cálculo del par residual final vamos a considerar lo siguiente:

El par está dado por la fuerza que infringe la platina deslizante en la plataforma al encontrarse fuera del equilibrio neutral, es decir al estar  $\pm 0.25 [^\circ]$  desviado de la horizontal local.

$$T = F \cdot d \quad (6.16)$$

Donde:

T: Par en N m  
 F: Fuerza en N  
 d: Distancia en m

La masa de la platina deslizante es de 0.615 kg y la aceleración de la gravedad es de 9.81 m/s<sup>2</sup>, entonces la fuerza de la platina deslizante es:

$$F = mg = (0.615)(9.81) = 6.033 \text{ N}$$

Por otra parte, durante la etapa de calibración de las masas deslizantes encontramos que:

- **40 pasos del motor inclinan a la plataforma un grado**
- **Un paso del motor desplaza la platina 0.005 mm**

La distancia que se desplaza la platina para mover la plataforma  $0.25^\circ$  es:

$$d = (0.005 \text{ [mm]})(10 \text{ pasos}) = 0.05 \text{ mm}$$

Por lo tanto, el par residual es:

$$T = (6.033 \text{ [N]}) (0.05 \times 10^{-3} \text{ [m]}) = 3.0165 \times 10^{-4} \text{ N m}$$

Para convertirlo en gr-cm

$$3.0165 \times 10^{-4} \text{ N-m} = 3.0165 \times 10^{-4} (102 \text{ gr } 100 \text{ cm}) = 3.0165 \times 10^{-4} (10,200 \text{ gr-cm})$$

Par residual = 3 gr-cm

Si consideramos que cada eje contribuye con 3 gr-cm, excepto el eje Z que es controlado manualmente, y que aporta en mayor medida al error, ya que el centro de masa se desplaza intencionalmente por debajo del punto de equilibrio sobre este eje, entonces, conservadoramente podemos decir que tenemos un par residual final de 20 gr-cm.

#### 6.4.4 Pruebas de control de orientación

Las pruebas que se llevaron a cabo en el simulador son: de seguimiento del Sol, de freno magnético y de desaturación de ruedas inerciales. También se efectuaron pruebas de control de estabilización con bobinas magnéticas y ruedas inerciales.

En esencia, las maniobras con bobinas magnéticas son muy similares, ya que en todas y cada una de ellas se aplica un par a la nave, ya sea para eliminar un giro no deseado, para inducirlo o para llevarla a una determinada posición. La maniobra de desaturación de las ruedas inerciales, consiste en reducir el giro producido en uno de los ejes de referencia, una vez que una rueda ha sido frenada.

Las maniobras de freno magnético se pueden usar, de manera alterna, para proporcionar un determinado giro al satélite con el propósito de lograr una estabilización térmica. En satélites pequeños que no tienen un sistema de control térmico activo, es común utilizar un conjunto de antenas o extensiones planas y delgadas que tienen diferente acabado en sus caras para implementar un giro (heliogiróscopo) y de esta manera contrarrestar los efectos funestos de los gradientes térmicos. Esta maniobra puede ser muy importante si el satélite es separado del cohete portador, con una velocidad angular demasiado pequeña o nula. La maniobra de freno magnético es muy similar a la prueba de desaturación de una rueda inercial.

La maniobra que da como resultado el seguimiento del Sol, mediante el control de los ejes de cabeceo y rotación en la plataforma, se puede modificar para utilizar este mismo concepto para apuntar de manera continua hacia la Tierra, o algún otro punto en el espacio.

Las diferentes pruebas efectuadas permitieron la demostración física de varios conceptos, al tiempo que demostraron el buen funcionamiento de sensores, actuadores algunos algoritmos de control y el sistema de monitoreo inalámbrico, en conjunto.

La diferencia fundamental entre los dos tipos de actuadores utilizados, es la rapidez de respuesta, mientras que las bobinas magnéticas hacen girar la plataforma a razón de  $1^\circ$  cada 42 s, las ruedas inerciales pueden llevar a cabo esta acción en el orden de 3 grados cada segundo, lo que significa que en presencia de desviaciones importantes, éstas permite una reacción muy rápida.

## 6.5 CONSIDERACIONES FINALES

El equipamiento para llevar a cabo la detección de la orientación y el control en las naves espaciales, ha sido tradicionalmente muy masivo y costoso, sólo en años recientes han estado disponibles algunos sistemas adecuados para su utilización en microsátélites. Una tendencia muy común llevada a cabo en las primeras misiones de microsátélites, o en aquellas con requisitos de estabilización poco demandantes, es el no usar ningún tipo de estabilización.

Los sistemas de control activo para satélites pequeños emplean como actuadores, bobinas magnéticas y/o ruedas inerciales para generar pares correctivos en la nave. Rara vez encontraremos toberas como actuadores en este tipo de satélites, a menos de que se trate de misiones de corta duración; del orden de algunas semanas. El sistema de control más simple y común emplea una extensión telescópica con una masa en su parte final, para generar un gradiente gravitacional, adicionalmente; se puede incluir un conjunto de bobinas magnéticas para amortiguar los movimientos de la nave. La tecnología de ruedas inerciales ha comenzado a ser práctica para satélites pequeños y a ser poco a poco más utilizada. Hasta este momento, solo algunos microsátélites han intentado el control total, haciendo uso de ruedas inerciales en los tres ejes ortogonales [73].

El arreglo final de los subsistemas de orientación y control deseable para nuestro satélite de percepción remota, se muestra en la [figura 6.23](#). La necesidad de mantener un apuntamiento continuo y estable hacia la Tierra es de  $0.1^\circ$  en los tres ejes. Es de notarse que con una masa de 6.43 kg y un consumo máximo pico de 14.40 w, es posible lograr este objetivo.

En la siguiente sección vamos a hacer una consideración final muy breve de cada uno de los componentes que integran este esquema.

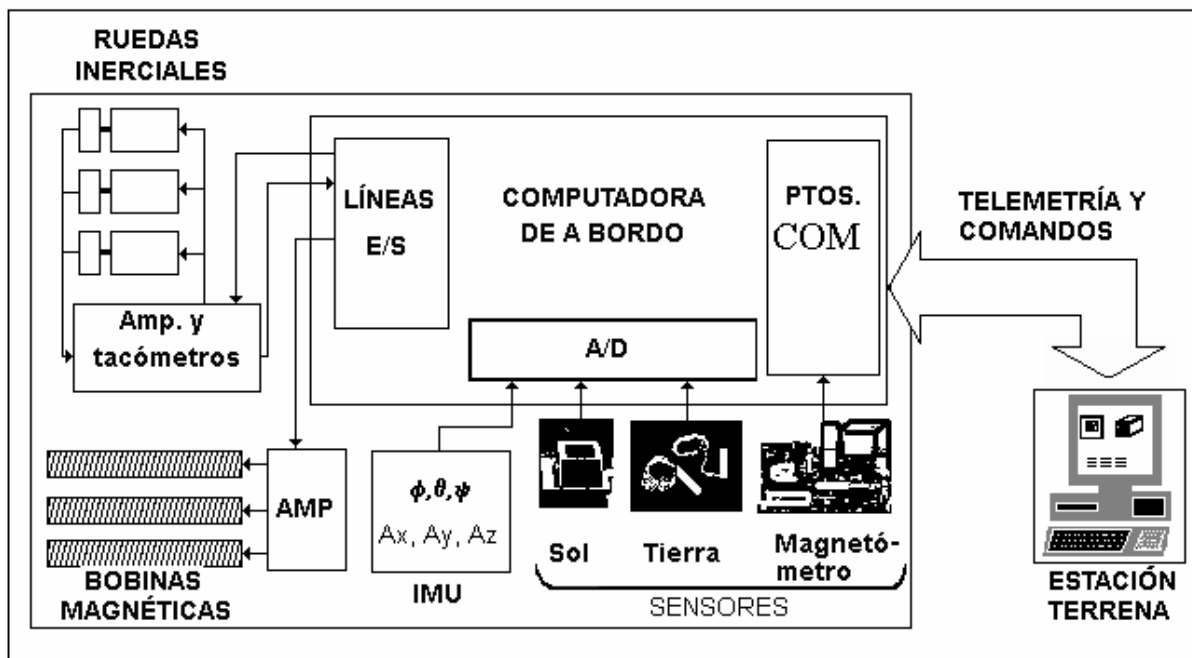


Figura 6.23 Componentes de orientación y control deseables en nuestro satélite de percepción remota.

### 6.5.1 Bobinas Magnéticas

Los sistemas de control con bobinas magnéticas, pueden ser utilizados de manera efectiva para llevar a cabo maniobras de freno o incremento de giro y de control de estabilización, en todas las órbitas; incluyendo las geosíncronas (36,000 km) [87], [70]. Los sistemas de control magnético son relativamente sencillos, no requieren de partes móviles, ni de consumibles a bordo de la nave, además que permiten implementar un sistema de navegación y de orientación y control de estabilización autónomo. Esto hace que los pares magnéticos sean muy atractivos para aplicaciones espaciales [63], [23]. Es el primer sistema de control activo que hay que incluir en un micro o nanosatélite por las ventajas que representa.

En la actualidad, la precisión obtenida con un magnetómetro y un modelo de campo geomagnético usando algoritmos de estimación de la orientación tipo Kalman, es de menos de 1 [°] en la orientación y de 5 milésimas de grado en la velocidad angular [77].

La magnitud de los pares de control depende del dipolo generado por la propia bobina y del valor de las componentes vectoriales del campo magnético en el lugar de la órbita donde se realiza la maniobra. Teniendo en cuenta que en órbita Terrestre el recurso más valioso para un micro o nanosatélite es la energía, definitivamente hay que sacrificar la masa en aras de colocar núcleos ferromagnéticos para aumentar el par disponible a bordo.

### 6.5.2 Ruedas Inerciales

Para lograr la capacidad de precisión en el apuntamiento de 0.1 grados en los tres ejes, es necesario incluir un conjunto de ruedas inerciales. No existe otro actuador que pueda proporcionar esta precisión de apuntamiento, en un microsatélite. La ventaja adicional que presentan estos dispositivos

es su rapidez de respuesta, como lo vimos en el capítulo anterior, además, trabajando en modo de rueda inercial proporcionan estabilidad dinámica a la nave.

### **6.5.3 Giróscopos**

Durante eclipse, esto ocurre una vez por órbita, el sensor de Sol no proporciona información válida. En cualquier momento durante la órbita, los magnetómetros proveen solamente dos vectores del campo magnético. Los magnetómetros miden la dirección del campo magnético Terrestre, sin embargo, no hay manera de que midan la velocidad angular del eje de rotación alrededor de la línea de campo magnético, y entonces, solamente dos ejes de orientación se encuentran disponibles. Los únicos sensores que pueden proveer información sobre este tercer eje son los giróscopos (<http://www.astro.ubc.ca/MOST/overview.html>).

Este es un motivo importante para su inclusión en el conjunto de sensores de orientación del satélite. No obstante que los giróscopos presentan el problema de la deriva, la utilización de un filtro de Kalman extendido, puede proveer suficiente información para mantener una orientación dentro de un límite razonable (de alrededor de  $\pm 3^\circ$ ) cuando el satélite se encuentra en eclipse. Una vez recuperado el sensor de Sol, la orientación regresa a su valor nominal y el giróscopo es reajustado nuevamente.

### **6.5.4 Sensor de sol**

Este sensor es de gran utilidad junto con las efemérides para determinar los vectores de apuntamiento del satélite en un espacio inercial. Es indispensable para obtener una medida de orientación con una precisión de  $0.1^\circ$  en dos ejes independientes. Se tiene amplia experiencia en su uso, habiendo diseñado y construido una versión para aplicaciones espaciales [58]. Debe ser incluido en el conjunto básico de sensores de orientación de un microsatélite.

### **6.5.5 Sensor de Tierra**

El sensor de Tierra proporciona información sobre los ejes de rotación y cabeceo al igual que el sensor de Sol y puede sustituir a éste durante eclipse. Existen versiones muy pequeñas de este tipo de sensores que presentan buena precisión y sería bueno tratar de hacer un diseño más compacto que el que actualmente se tiene, ya que seguramente existirían problemas con el alineamiento en el satélite. Es aconsejable su inclusión para complementar la información de la orientación o para implementar un sistema de apuntamiento hacia la Tierra.

### **6.5.6 Computadora de abordo**

Una versión de una computadora espacial con características de redundancia y tolerancia a fallas ha sido desarrollada en nuestra Universidad [85] y es indispensable su inclusión en el satélite de percepción remota.

## **6.6. COMENTARIOS SOBRE EL CAPÍTULO**

Es de recalcar el hecho de que los ejes ortogonales del satélite bajo estudio se pueden manejar de manera independiente, desde el punto de vista de sistemas de control. Las pruebas de funcionamiento en sus diferentes modalidades, demostraron físicamente que los ejes se encuentran acoplados, ya que la interacción con uno de ellos, causa el movimiento en algún otro. Esto se aprecia claramente durante las pruebas de oscilación simple, donde solamente un eje a la vez era perturbado con un movimiento relativamente importante y esto causaba también una oscilación en los otros dos. Las pruebas también demostraron que el sistema de control interpreta estas

oscilaciones como una perturbación y las compensa al momento de ejecutarse los algoritmos de orientación. Este es un resultado muy importante, ya que esto permite controlar a cada eje de manera independiente, con lo que se simplifican enormemente las labores de orientación.

## CONCLUSIONES

Este proyecto surgió debido a la necesidad de contar con sistemas de control de orientación en satélites pequeños para ampliar sus capacidades operativas en órbita, sin embargo, muy poco o casi nada, se había desarrollado en este sentido en nuestro país, por lo que los resultados de este proyecto constituyen una base importante para el trabajo futuro en orientación y control de satélites pequeños. A medida que el proyecto evolucionaba, varios sistemas, componentes y rutinas de programación fueron cambiando de manera acorde con las nuevas necesidades, tal fue el caso de las masas deslizantes, la plataforma de simulación, el sistema de monitoreo inalámbrico, las bobinas magnéticas, etc. Esto implicó un esfuerzo importante en el desarrollo de este proyecto, pero es un logro muy significativo, ya que cada parte del sistema ya ha pasado por un proceso de selección o evolución, lo cual constituye una herencia importante para el trabajo futuro.

En este capítulo se enlistan de manera puntual las conclusiones haciendo un recuento de las publicaciones derivadas de este proyecto, los desarrollos tecnológicos obtenidos, el personal formado y el potencial generado a partir de este trabajo para poder abordar otros proyectos, como el de un sistema de adquisición de imágenes aéreas digitales, con una plataforma inercial estabilizada en tres ejes [61].

Esta tesis resume el trabajo de varios años en el desarrollo de un sistema de simulación, para llevar a cabo pruebas en Tierra de sistemas de detección de orientación y control de estabilización de microsátélites. Este proyecto permitió dar continuidad al desarrollo de la línea de investigación de instrumentación espacial en la UNAM y capacitar a personal especializado en el área. Este sistema ha servido y servirá para educar a las futuras generaciones de ingenieros en control de orientación, que de manera incipiente pero continua se han venido preparando, dentro y fuera de nuestro país. Los objetivos primarios de establecer los esquemas de orientación y control, de determinar los modelos dinámicos de cuerpo rígido y de diseñar y construir un simulador que permita tener un medio sin fricción para desarrollar, visualizar y evaluar algoritmos de control para satélites pequeños en órbita baja, tal y como se habían planteado originalmente en este proyecto, han sido superados al lograr adicionalmente diseñar y construir con tecnología propia: sensores de Sol y Tierra, una unidad de medición inercial, las bobinas magnéticas y el cojinete neumático esférico.

Dos procedimientos de balanceo automático fueron desarrollados, uno de ellos constituye una técnica de balanceo simple que hace uso de los recursos disponibles en la plataforma de simulación, comprobándose que es posible llevar a cabo un balanceo estático, manteniendo las fuerzas externas actuando sobre un plano, para mantener el equilibrio en la plataforma. Esta nueva metodología de balanceo permite obtener importantes ahorros en masa y complejidad, en comparación con el sistema desarrollado previamente que pretendía lograr un balanceo dinámico en tres ejes. El resultado final de obtener un par residual de 20 gr-cm vs. los 50 gr-cm obtenidos con el método anterior, con 43% en ahorro de masa, es considerado como bueno, tomando en cuenta que estamos hablando de un simulador de bajo costo (20,000 US Cy).

**La contribución más importante de este proyecto fue el desarrollo de este método sencillo, práctico y novedoso de balanceo automático en dos ejes. Aunado a esto, se implementó un método gráfico que permite evaluar el nivel de balanceo, a partir de diferentes umbrales con respecto a la horizontal, midiendo el periodo de oscilación del simulador. La gráfica nos ayuda a establecer fácilmente cual es el porcentaje de balanceo que tenemos, e identificar el valor óptimo.**

La realización de algunas pruebas fundamentales en la plataforma, como maniobras de frenado, orientación y control, se efectuaron con los pares gravitacionales reducidos en la medida de lo posible.

Por todo lo anterior, podemos establecer de manera puntual las siguientes **conclusiones**:

- Se tiene un modelo de la plataforma de simulación, considerándola como un cuerpo rígido. Se desarrollaron diferentes parametrizaciones y se seleccionaron las más adecuadas para su aplicación en pruebas en Tierra, con este equipo.
- Se desarrolló un método sencillo práctico y novedoso de balanceo automático en dos ejes.
- Se estableció un esquema de orientación y control para un satélite de percepción remota con requisitos de apuntamiento de  $0.1^\circ$  en los tres ejes, y se comprobó en Tierra la factibilidad de llevar a cabo su implementación en órbita Terrestre.
- Se ha diseñado y construido un simulador físico de un medio sin fricción, que nos permite llevar a cabo pruebas de detección de orientación y control de estabilización de satélites pequeños.
- Se diseñó y construyó un sistema de monitoreo inalámbrico para desplegar en tiempo real y almacenar 10.5 veces cada segundo la orientación de la plataforma, lo que permite evaluar en post-proceso a sensores, actuadores y algoritmos de orientación y control.
- Se llevaron a cabo pruebas de control de orientación con bobinas magnéticas y ruedas inerciales, implementándose algoritmos de control simples de tipo proporcional derivativo.
- Los sensores y actuadores fueron modelados y caracterizados para propósitos de orientación y control.

- La realización de este proyecto permitió obtener los siguientes desarrollos tecnológicos:
  1. Método de balanceo automático para una plataforma de simulación de un medio sin fricción.
  2. Plataforma de simulación de un medio sin fricción para pruebas de orientación y control en satélites pequeños.
  3. Sistema inercial en dos ejes para referencia de la vertical.
  4. Sensor de Sol para aplicación espacial.
  5. Sensor de Tierra.
  6. Sistema de monitoreo inalámbrico.
  
- Como resultado de este proyecto se obtuvieron los siguientes productos académicos:
  1. Se publicaron dos artículos en inglés en revista arbitrada.
  2. Se dirigieron 7 tesis de licenciatura.
  3. Se presentaron 8 trabajos en extenso en congreso nacional (obteniéndose 3 premios a los mejores trabajos).
  4. Se llevaron a cabo dos informes técnicos [58], [59].
  
- Se llevó a cabo la transferencia de tecnología de la plataforma de simulación de un medio sin fricción, a las siguientes instituciones:
  1. Al Centro de Investigación en Matemáticas (CIMAT) de Gto. Gto, para llevar a cabo pruebas en Tierra de algoritmos de control de orientación.
  2. Facultad de Ingeniería, UNAM (esta acción de transferencia está en proceso actualmente)
  
- Las herramientas adquiridas durante la realización de este proyecto y en particular la implementación del sistema de referencia de la vertical que hace uso de sensores inerciales, permitió el desarrollo de un sistema de adquisición de imágenes aéreas digitales de alta resolución, con una plataforma estabilizada en tres ejes. El almacenamiento de los ejes de orientación de cada imagen adquirida, es de gran utilidad para la formación de los mosaicos de imágenes de la zona bajo estudio [61].



# APÉNDICE A.

## REPRESENTACIONES ALTERNATIVAS DE LA ORIENTACIÓN.

### A.1. Ejes de Euler / Ángulo de Euler.

Como ejemplo, veamos una rotación que es en particular muy simple, aquella que se lleva a cabo alrededor del eje 3 un ángulo  $\Phi$  en el sentido positivo, como se aprecia en la [figura A.1](#). La matriz de cosenos directores para esta rotación es denominada  $A_3(\Phi)$ ; su forma explícita es:

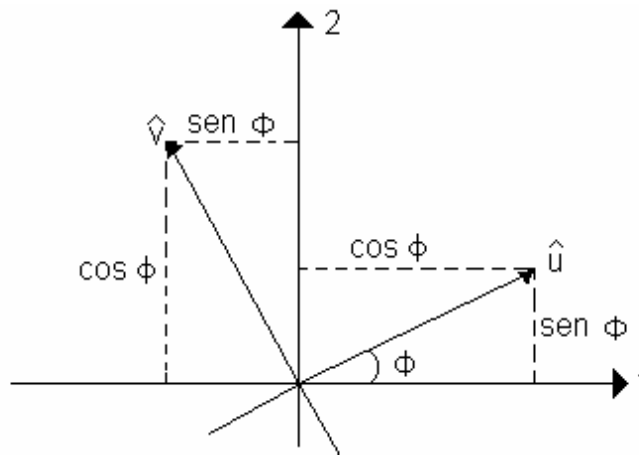


Figura A.1. Rotación alrededor del eje tres, un ángulo  $\Phi$ .

$$A_3(\Phi) = \begin{bmatrix} \cos \Phi & \text{sen } \Phi & 0 \\ -\text{sen } \Phi & \cos \Phi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (\text{A.1a})$$

Las matrices de cosenos directores, que determinan las rotaciones para un ángulo  $\Phi$ , alrededor de los ejes 1 y 2, respectivamente, denotadas por  $A_1(\Phi)$  y  $A_2(\Phi)$ , son:

$$A_1(\Phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \Phi & \text{sen } \Phi \\ 0 & -\text{sen } \Phi & \cos \Phi \end{bmatrix} \quad (\text{A.1b})$$

$$A_2(\Phi) = \begin{bmatrix} \cos \Phi & 0 & -\text{sen } \Phi \\ 0 & 1 & 0 \\ \text{sen } \Phi & 0 & \cos \Phi \end{bmatrix} \quad (\text{A.1c})$$

Las matrices  $A_1(\Phi)$ ,  $A_2(\Phi)$  y  $A_3(\Phi)$  todas ellas tienen la traza

$$\text{tr}(A(\Phi)) = 1 + 2 \cos \Phi \quad (\text{A.1d})$$

La traza de una matriz de cosenos directores que representa una rotación de un ángulo  $\Phi$  alrededor de un eje arbitrario, toma el mismo valor. Este resultado viene de la observación de que las matrices de rotación que representan rotaciones por el mismo ángulo alrededor de diferentes ejes, pueden ser relacionadas por medio de una transformación ortogonal, la cual deja la traza invariante. Por lo general el eje de rotación no coincidirá con uno de los ejes de referencia. En términos del vector unitario, localizado a lo largo del eje de rotación  $\vec{e}$ , y del ángulo de rotación  $\Phi$ , la forma más general de la matriz de cosenos directores queda como:

$$A = \begin{bmatrix} \cos \Phi + e_1^2(1 - \cos \Phi) & e_1 e_2(1 - \cos \Phi) + e_3 \sin \Phi & e_1 e_3(1 - \cos \Phi) - e_2 \sin \Phi \\ e_1 e_2(1 - \cos \Phi) - e_3 \sin \Phi & \cos \Phi + e_2^2(1 - \cos \Phi) & e_2 e_3(1 - \cos \Phi) + e_1 \sin \Phi \\ e_1 e_3(1 - \cos \Phi) + e_2 \sin \Phi & e_2 e_3(1 - \cos \Phi) - e_1 \sin \Phi & \cos \Phi + e_3^2(1 - \cos \Phi) \end{bmatrix} \quad (\text{A.2a})$$

$$A = \cos \Phi I + (1 - \cos \Phi) \vec{e} \vec{e}^T - \sin \Phi E \quad (\text{A.2b})$$

donde  $\vec{e} \vec{e}^T$  es el producto externo y E es la matriz diagonal simétrica:

$$E = \begin{bmatrix} 0 & -e_3 & e_2 \\ e_3 & 0 & -e_1 \\ -e_2 & e_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (\text{A.3})$$

Esta representación de la orientación de la nave es conocida como parametrización con *los ejes y el ángulo de Euler*. Parece que depende de cuatro parámetros, pero solo tres de ellos son independientes ya que  $|\vec{e}| = 1$ . Se puede demostrar que la matriz de cosenos directores definida en la [ecuación \(A.2a\)](#) es una matriz ortogonal real propia y que  $\vec{e}$  es el eje de rotación, es decir que  $A\vec{e} = \vec{e}$ . El ángulo de rotación se sabe que es  $\Phi$ , debido a que la traza de A satisface la [ecuación \(A.1.d\)](#).

Es fácil ver que la [ecuación \(A.2a\)](#) se puede reducir a alguna de [las ecuaciones \(2.1\)](#), cuando  $\vec{e}$  se localiza a lo largo de uno de los ejes de referencia. El ángulo de rotación de Euler  $\Phi$ , puede ser expresado en términos de los elementos de la matriz de cosenos directores por:

$$\cos \Phi = \frac{1}{2} [\text{tr}(A) - 1] \quad (\text{A.4})$$

Si  $\text{sen } \Phi \neq 0$ , los componentes de  $\vec{e}$  están dados por:

$$e_1 = (A_{23} - A_{32}) / (2\text{sen}\Phi) \quad (\text{A.5a})$$

$$e_2 = (A_{31} - A_{13}) / (2\text{sen}\Phi) \quad (\text{A.5b})$$

$$e_3 = (A_{12} - A_{21}) / (2\text{sen}\Phi) \quad (\text{A.5c})$$

La ecuación (A.4) tiene dos soluciones para  $\Phi$ , las cuales difieren únicamente en el signo. Ambas soluciones tienen vectores  $\vec{e}$  sobre el eje, pero en direcciones opuestas, como lo indican las ecuaciones (A.5). Aquí también se expresa el hecho de que una rotación alrededor de  $\vec{e}$  un ángulo  $\Phi$ , es equivalente a una rotación alrededor de  $-\vec{e}$  por  $-\Phi$ .

### 2.1.2. Parámetros simétricos de Euler.

Entre los sistemas de parametrización para representar los desplazamientos angulares y las velocidades para un cuerpo rígido, destacan los cuaterniones, que son de tomar en consideración debido a que un cuarto parámetro, elimina las singularidades de los sistemas de ecuaciones descritos anteriormente. Esto es muy importante ya que en órbita no se tienen restricciones en la orientación de la nave, por lo que un sistema que lleve a cabo la eliminación de las singularidades es muy conveniente.

La utilización de la matriz de cosenos directores en términos de los parámetros simétricos de Euler  $q_1, q_2, q_3, q_4$ , ha demostrado ser muy útil en aplicaciones espaciales. Quedando definidos éstos como:

$$q_1 = e_1 \text{sen} \frac{\Phi}{2} \quad (\text{A.6a})$$

$$q_2 = e_2 \text{sen} \frac{\Phi}{2} \quad (\text{A.6b})$$

$$q_3 = e_3 \text{sen} \frac{\Phi}{2} \quad (\text{A.6.c})$$

$$q_4 = \cos \frac{\Phi}{2} \quad (\text{A.6.d})$$

Los cuatro parámetros simétricos de Euler no son independientes, pero satisfacen la ecuación:

$$q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 = 1 \quad (\text{A.7a})$$

Estos cuatro parámetros pueden ser vistos como los componentes de un quaternion,

$$\vec{q} = \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \vec{q} \\ q_4 \end{bmatrix} \quad (\text{A.7b})$$

Los parámetros simétricos de Euler están íntimamente ligados con los parámetros de Cayley-Klein. La matriz de cosenos directores puede ser expresada en términos de los parámetros simétricos de Euler de la siguiente manera:

$$A(q) = \begin{bmatrix} q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_1q_2 + q_3q_4) & 2(q_1q_3 - q_2q_4) \\ 2(q_1q_2 - q_3q_4) & -q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_2q_3 + q_1q_4) \\ 2(q_1q_3 + q_2q_4) & 2(q_2q_3 - q_1q_4) & -q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 \end{bmatrix} \quad (\text{A.8a})$$

$$A(q) = (q_4^2 - q^2)I + 2qq^T - 2q_4Q \quad (\text{A.8b})$$

Donde  $Q$  es una matriz diagonal simétrica de la siguiente forma:

$$Q = \begin{bmatrix} 0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & 0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (\text{A.8c})$$

Estas ecuaciones pueden ser verificadas sustituyendo en ellas las [ecuaciones \(A.6\)](#), utilizando algunas identidades trigonométricas, y comparando entonces con las [ecuaciones \(A.2\)](#). Los parámetros simétricos de Euler correspondientes a una matriz de cosenos directores  $A$ , dada, pueden ser determinados a partir de:

$$q_4 = \pm \frac{1}{2}(1 + A_{11} + A_{22} + A_{33})^{\frac{1}{2}} \quad (\text{A.9a})$$

$$q_1 = \frac{1}{4q_4}(A_{23} - A_{32}) \quad (\text{A.9b})$$

$$q_2 = \frac{1}{4q_4}(A_{31} - A_{13}) \quad (\text{A.9c})$$

$$q_3 = \frac{1}{4q_4}(A_{12} - A_{21}) \quad (\text{A.9d})$$

Nótese que existe una ambigüedad en el signo para el cálculo de estos parámetros. Al revisar las [ecuaciones A.8](#), puede verse que si se cambian los signos de los parámetros simétricos de Euler de manera simultánea, esto no afecta a la matriz de cosenos directores. [Las ecuaciones A.9](#) expresan una de las cuatro posibles maneras de calcular los parámetros simétricos de Euler. También podemos determinar:

$$q_1 = \pm \frac{1}{2}(1 + A_{11} - A_{22} - A_{33})^{\frac{1}{2}} \quad (\text{A.9e})$$

$$q_2 = \frac{1}{4q_1} (A_{12} + A_{21}) \quad (\text{A.9f})$$

y así sucesivamente.

Todos los métodos son matemáticamente equivalentes, sin embargo, la imprecisión numérica puede ser minimizada evitando aquellos cálculos donde los parámetros simétricos de Euler, que aparecen en el denominador, sean cercanos a cero.

Los parámetros simétricos de Euler nos proporcionan una representación muy adecuada 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 los Ejes de Euler y el 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, no involucra funciones trigonométricas, lo que podría implicar el realizar operaciones tardadas. Otra ventaja de los parámetros simétricos de Euler, es la relativa facilidad de combinarlos para describir dos rotaciones individuales, es decir si:

$$A(q'') = A(q')A(q) \quad (\text{A.10a})$$

Entonces tenemos que:

$$q'' = \begin{bmatrix} q'_4 & q'_3 & -q'_2 & q'_1 \\ -q'_3 & q'_4 & q'_1 & q'_2 \\ q'_2 & -q'_1 & q'_4 & q'_3 \\ -q'_1 & -q'_2 & -q'_3 & q'_4 \end{bmatrix} q \quad (\text{A.10b})$$

La ecuación (A.10b) puede ser verificada por sustitución directa de las ecuaciones (A.8) en la ecuación (A.10a), sin embargo el álgebra es en extremo tediosa.

### 2.1.3. Vector de Gibbs.

La matriz de cosenos directores puede también expresarse en función del vector de Gibbs, el cual se define de la siguiente manera.

$$g_1 \equiv q_1 / q_4 = e_1 \tan \frac{\Phi}{2} \quad (\text{A.11a})$$

$$g_2 \equiv q_2 / q_4 = e_2 \tan \frac{\Phi}{2} \quad (\text{A.11b})$$

$$g_3 \equiv q_3 / q_4 = e_3 \tan \frac{\Phi}{2} \quad (\text{A.11c})$$

La matriz de cosenos directores está dada en términos del vector de Gibbs por:

$$A = \frac{1}{1 + g_1^2 + g_2^2 + g_3^2} \begin{bmatrix} 1 + g_1^2 - g_2^2 - g_3^2 & 2(g_1g_2 + g_3) & 2(g_1g_3 - g_2) \\ 2(g_1g_2 - g_3) & 1 - g_1^2 + g_2^2 - g_3^2 & 2(g_2g_3 + g_1) \\ 2(g_1g_3 + g_2) & 2(g_2g_3 - g_1) & 1 - g_1^2 - g_2^2 + g_3^2 \end{bmatrix} \quad (\text{A-12a})$$

$$A = \frac{(1 - g^2) + 2gg^T - G}{2 + g^2} \quad (\text{A.12b})$$

Donde G es un matriz diagonal simétrica:

$$G \equiv \begin{bmatrix} 0 & -g_3 & g_2 \\ g_3 & 0 & -g_1 \\ -g_2 & g_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (\text{A.12c})$$

Algunas expresiones para los componentes del vector de Gibbs, en términos de la matriz de cosenos directores pueden obtenerse utilizando las [ecuaciones \(A.11\)](#) y [\(A.9\)](#) entonces tenemos:

$$g_1 = \frac{A_{23} - A_{32}}{1 + A_{11} + A_{22} + A_{33}} \quad (\text{A.13a})$$

$$g_2 = \frac{A_{31} - A_{13}}{1 + A_{11} + A_{22} + A_{33}} \quad (\text{A.13b})$$

$$g_3 = \frac{A_{12} - A_{21}}{1 + A_{11} + A_{22} + A_{33}} \quad (\text{A.13c})$$

Es de notarse que no existe ambigüedad en el signo en la definición del vector de Gibbs y que sus componentes constituyen parámetros independientes. La ley de productos para los vectores de Gibbs análoga a [las ecuaciones \(A.10\)](#) puede obtenerse a partir de éstas y [las ecuaciones \(A.11\)](#), tomando la siguiente forma, la cual resulta ser muy conveniente:

$$g'' = \frac{g + g' - (g' \times g)}{1 - g \cdot g'} \quad (\text{A.14})$$

Esta representación paramétrica no ha sido tradicionalmente muy utilizada, debido a que presenta una singularidad cuando el ángulo de rotación es un múltiplo impar de 180°.

#### 2.1.4. Ángulos de rotación de Euler.

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. La parametrización con un mínimo de componentes es la que proporciona el vector de Gibbs. Ahora retornaremos a

una clase de parametrización en términos de tres ángulos de rotación, comúnmente conocida como *ángulos de Euler*. Esta parametrización no es tan conveniente desde el punto de vista de 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. Son útiles para el análisis, especialmente para encontrar soluciones cerradas para las ecuaciones de movimiento, en casos sencillos. Los *ángulos de Euler* son también muy utilizados para el control de orientación en naves estabilizadas en tres ejes, siempre y cuando también se utilicen aproximaciones de ángulos pequeños.

Para definir los ángulos de Euler de manera precisa, considérense las cuatro tercias ortogonales de vectores unitarios, que denotaremos por:

$$\begin{matrix} \vec{x} & \vec{y} & \vec{z} \\ \vec{x}, \vec{y}, \vec{z} \end{matrix} \quad (\text{A.15a})$$

$$\begin{matrix} \vec{x}' & \vec{y}' & \vec{z}' \\ \vec{x}', \vec{y}', \vec{z}' \end{matrix} \quad (\text{A.15b})$$

$$\begin{matrix} \vec{x}'' & \vec{y}'' & \vec{z}'' \\ \vec{x}'', \vec{y}'', \vec{z}'' \end{matrix} \quad (\text{A.15c})$$

$$\begin{matrix} \vec{u} & \vec{v} & \vec{w} \\ \vec{u}, \vec{v}, \vec{w} \end{matrix} \quad (\text{A.15d})$$

La tercia inicial  $\vec{x}, \vec{y}, \vec{z}$  es paralela a los ejes inerciales 1,2,3. La tercia  $\vec{x}', \vec{y}', \vec{z}'$  difiere de  $\vec{x}, \vec{y}, \vec{z}$  por una rotación alrededor del eje  $i$  ( $i = 1, 2$  o  $3$  dependiendo de la transformación en particular) un ángulo  $\phi$ . Así, la orientación de  $\vec{x}', \vec{y}', \vec{z}'$  con respecto a  $\vec{x}, \vec{y}, \vec{z}$  está dada por  $A_i(\phi)$  para  $i = 1, 2$ , o  $3$ , es decir, solo para una de las tres matrices de cosenos directores ([ecuaciones A.1](#)). De manera similar, la orientación de la tercia  $\vec{x}'', \vec{y}'', \vec{z}''$  con respecto a  $\vec{x}', \vec{y}', \vec{z}'$  es una rotación alrededor de un eje coordenado en el sistema  $\vec{x}', \vec{y}', \vec{z}'$  un ángulo  $\theta$ , especificado por  $A_j(\theta)$ ,  $j = 1, 2$  o  $3$  tal que  $j \neq i$ . Finalmente, la orientación de  $\vec{u}, \vec{v}, \vec{w}$  con respecto a  $\vec{x}'', \vec{y}'', \vec{z}''$  implica una tercera rotación, por un ángulo  $\psi$ , con la matriz de cosenos directores  $A_k(\psi)$ ,  $k = 1, 2$  o  $3$ , siendo  $k \neq j$ . La tercia final  $\vec{u}, \vec{v}, \vec{w}$  se encuentra fija al cuerpo del vehículo, de tal manera que la secuencia completa de tres rotaciones, nos especifica de manera precisa la orientación de un cuerpo rígido con respecto a los ejes inerciales.

Un ejemplo específico de una rotación utilizando los ángulos de Euler se muestra en la [figura A.2](#). Aquí, la primera rotación se lleva a cabo sobre el eje  $\vec{z}$ , un ángulo  $\phi$ ; de tal manera que los ejes  $\vec{z}$  y  $\vec{z}'$  llegan a coincidir. La segunda rotación es un ángulo  $\theta$  alrededor del eje  $\vec{x}'$ , el cual entonces coincide con  $\vec{x}''$ . La tercera rotación es un ángulo  $\psi$  alrededor del eje  $\vec{z}''$  (o eje  $\vec{w}$ ). Esta secuencia es llamada 3-1-3, debido a que las rotaciones se llevan a cabo alrededor de estos ejes; en ese orden. Los puntos etiquetados en la figura son los lugares donde se encuentra la parte final de los vectores unitarios sobre la esfera unitaria. Los círculos que contienen los números 1, 2 y 3 son los ejes de rotación respectivos. Las líneas sólidas son los grandes círculos que contienen a los vectores unitarios del sistema de coordenadas de referencia  $\vec{x}, \vec{y}, \vec{z}$ . Las

líneas con parches son los grandes círculos que contienen a los vectores unitarios del sistema de coordenadas sujeto al cuerpo del satélite  $\vec{u}, \vec{v}, \vec{w}$ .

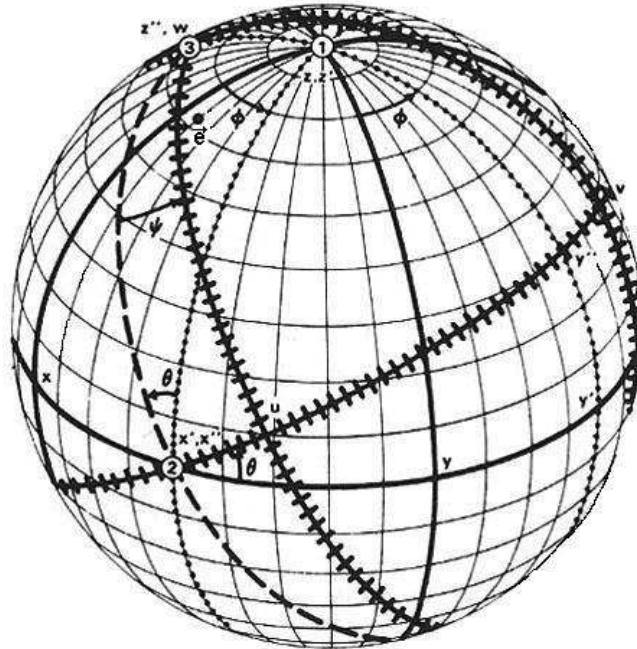


Figura A.2 Rotaciones de Euler siguiendo la secuencia 3-1-3.

Las líneas punteadas y las líneas discontinuas son los grandes círculos definidos por los sistemas coordenados intermedios. La matriz de cosenos directores que define la secuencia completa de rotaciones, es la matriz producto de las tres rotaciones individuales, con la primera matriz de rotación a la derecha y la última a la izquierda:

$$A_{3-1-3}(\phi, \theta, \psi) = A_3(\psi)A_1(\theta)A_3(\phi) =$$

$$= \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \phi - \cos \theta \sin \psi \sin \phi & \cos \psi \sin \phi + \cos \theta \sin \psi \cos \phi & \sin \theta \sin \psi \\ -\sin \psi \cos \phi - \cos \theta \cos \psi \sin \phi & -\sin \psi \sin \phi + \cos \theta \cos \psi \cos \phi & \sin \theta \cos \psi \\ \sin \theta \sin \phi & -\sin \theta \cos \phi & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (\text{A.16})$$

Es posible utilizar otras secuencias de ángulos de Euler. En la [figura A.3](#) se ilustra la secuencia 3-1-2: una rotación  $\phi$  alrededor del eje  $\vec{z}$ , seguida de una rotación  $\theta$  alrededor del eje  $\vec{x}'$ , y finalmente por una rotación  $\psi$  alrededor del eje  $\vec{y}''$ . Estas rotaciones son también conocidas como secuencia de guiñada, rotación y cabeceo, pero el significado de estos términos y el orden de las rotaciones implicadas, no es estándar. La matriz de cosenos directores a que se refiere la [figura A.3](#) es:



$$A_{3-1-2}(\phi, \theta, \psi) = A_2(\psi)A_1(\theta)A_3(\phi) =$$

$$= \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \phi - \text{sen } \theta \text{sen } \psi \text{sen } \phi & \cos \psi \text{sen } \phi + \text{sen } \theta \text{sen } \psi \cos \phi & -\cos \theta \text{sen } \psi \\ -\cos \theta \text{sen } \phi & \cos \theta \cos \phi & \text{sen } \theta \\ \text{sen } \psi \cos \phi + \text{sen } \theta \cos \psi \text{sen } \phi & \text{sen } \psi \text{sen } \phi - \text{sen } \theta \cos \psi \cos \phi & \cos \theta \cos \psi \end{bmatrix} \quad (\text{A.17})$$

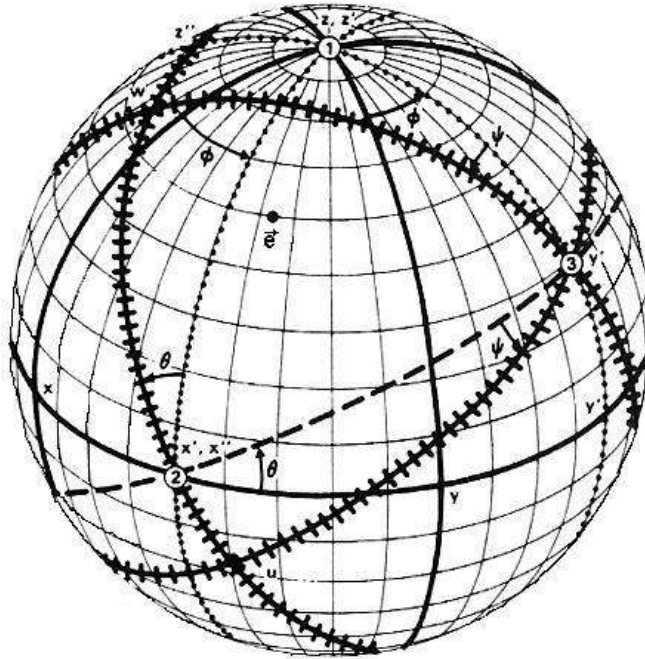


Figura A.3. Rotaciones de Euler siguiendo la secuencia 3-1-2.

No es muy difícil continuar enumerando todas las posibles secuencias de rotaciones de Euler. Lo que no podemos permitir es llevar a cabo dos rotaciones sucesivas sobre el mismo eje, debido a que el producto de estas acciones es equivalente a una sola rotación alrededor de dicho eje. Entonces, solamente existen doce posibles secuencias de rotaciones:

**3-1-3, 2-1-2, 1-2-1, 3-2-3, 2-3-2, 1-3-1  
3-1-2, 2-1-3, 1-2-3, 3-2-1, 2-3-1, 1-3-2.**

## A.2. ECUACIONES DE MOVIMIENTO.

El movimiento de un cuerpo rígido es definido por seis grados de libertad: tres definen la dinámica traslacional, y tres la rotación u orientación del mismo. Para este caso particular donde se va a utilizar la plataforma de simulación fija a un punto, solamente se tendrá la dinámica rotacional del cuerpo, y el modelo estará definido por tres grados de libertad.

El modelo de la dinámica rotacional del satélite se llevará a cabo utilizando las 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 vehículo [45] y están dadas por:

$$I_{xx} \dot{\omega}_x = T_x \omega_y \omega_z (I_{yy} - I_{zz}) + (\dot{\omega}_y - \omega_x \omega_z) I_{xy} + (\dot{\omega}_z + \omega_x \omega_y) I_{xz} + (\omega_y^2 - \omega_z^2) I_{yz} \quad (\text{A.18a})$$

$$I_{yy} \dot{\omega}_y = T_y \omega_x \omega_z (I_{zz} - I_{xx}) + (\dot{\omega}_z - \omega_x \omega_y) I_{yz} + (\dot{\omega}_x + \omega_y \omega_z) I_{xy} + (\omega_z^2 - \omega_x^2) I_{xz} \quad (\text{A.18b})$$

$$I_{zz} \dot{\omega}_z = T_z \omega_x \omega_y (I_{xx} - I_{yy}) + (\dot{\omega}_x - \omega_y \omega_z) I_{xz} + (\dot{\omega}_y + \omega_x \omega_z) I_{xy} + (\omega_x^2 - \omega_y^2) I_{yz} \quad (\text{A.18c})$$

**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.

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

$T_{x,y,z}$  = Pares 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 podemos simplificar:

$$I_{xx} \dot{\omega}_x = T_x + (I_{yy} - I_{zz}) \omega_y \omega_z \quad (\text{A.18d})$$

$$I_{yy} \dot{\omega}_y = T_y + (I_{zz} - I_{xx}) \omega_x \omega_z \quad (\text{A.18e})$$

$$I_{zz} \dot{\omega}_z = T_z + (I_{xx} - I_{yy}) \omega_x \omega_y \quad (\text{A.18f})$$

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.

$$\dot{\omega}_x = \frac{1}{I_{xx}} \{T_x + (I_{yy} - I_{zz})\omega_y \omega_z\} \quad (\text{A.18g})$$

$$\dot{\omega}_y = \frac{1}{I_{yy}} \{T_y + (I_{zz} - I_{xx})\omega_x \omega_z\} \quad (\text{A.18h})$$

$$\dot{\omega}_z = \frac{1}{I_{zz}} \{T_z + (I_{xx} - I_{yy})\omega_x \omega_y\} \quad (\text{A.18i})$$

Sustituyendo los valores de los momentos de inercia principales y los de los pares disponibles en cada eje, nos queda la aceleración angular de cada eje en función de la velocidad angular de los otros dos ejes ortogonales correspondientes.

Por otro lado tenemos, que haciendo uso de los ángulos de Euler siguiendo la secuencia **2-1-3** (queda implícito el uso de ésta, en otros casos las ecuaciones son diferentes):

$$\begin{aligned} \omega_1 &= \dot{\phi} - \dot{\psi} \operatorname{sen} \theta \\ \omega_2 &= \dot{\theta} \cos \phi + \dot{\psi} \cos \theta \operatorname{sen} \phi \\ \omega_3 &= -\dot{\theta} \operatorname{sen} \phi + \dot{\psi} \cos \theta \cos \phi \end{aligned} \quad \text{Ecs. (A.19)}$$

Derivando con respecto al tiempo las componentes de la velocidad angular, tenemos:

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_1 &= \ddot{\phi} - \ddot{\psi} \operatorname{sen} \theta - \dot{\psi} \dot{\theta} \cos \theta \\ \dot{\omega}_2 &= \ddot{\theta} \cos \phi - \dot{\theta} \dot{\phi} \operatorname{sen} \phi + \ddot{\psi} \cos \theta \operatorname{sen} \phi + \dot{\psi} (\dot{\phi} \cos \theta \cos \phi - \dot{\theta} \operatorname{sen} \theta \operatorname{sen} \phi) \\ \dot{\omega}_3 &= -\ddot{\theta} \operatorname{sen} \phi - \dot{\theta} \dot{\phi} \cos \phi + \ddot{\psi} \cos \theta \cos \phi - \dot{\psi} (\dot{\phi} \cos \theta \operatorname{sen} \phi + \dot{\theta} \operatorname{sen} \theta \cos \phi) \end{aligned} \quad \text{Ecs. (A.20)}$$

Sustituyendo las ecuaciones A.20 en las ecuaciones de Euler (ec. A.18g, A.18h y A.18i), y despejando la segunda derivada tenemos:

$$\ddot{\phi} = \ddot{\psi} \operatorname{sen} \theta + \dot{\psi} \dot{\theta} \cos \theta + \frac{1}{I_{xx}} [(I_{yy} - I_{zz})\omega_y \omega_z + T_x] \quad (\text{A.21})$$

$$\ddot{\theta} = \frac{1}{\cos \phi} \left[ -\ddot{\psi} \cos \theta \operatorname{sen} \phi + \dot{\theta} \dot{\phi} \operatorname{sen} \phi + \dot{\psi} (\dot{\theta} \operatorname{sen} \theta \operatorname{sen} \phi - \dot{\phi} \cos \theta \cos \phi) + \frac{1}{I_{yy}} \{(I_{yy} - I_{xx})\omega_x \omega_z + T_y\} \right] \quad (\text{A.22})$$

$$\ddot{\psi} = \frac{1}{\cos \theta \cos \phi} \left[ \ddot{\theta} \text{sen} \phi + \dot{\theta} \dot{\phi} \cos \phi + \dot{\psi} (\dot{\theta} \text{sen} \theta \cos \phi + \dot{\phi} \cos \theta \text{sen} \phi) + \frac{1}{I_{zz}} \left\{ (I_{xx} - I_{yy}) \omega_x \omega_y + T_z \right\} \right] \quad (\text{A.23})$$

Cada derivada de segundo orden, está en función de la segunda derivada de las otras variables. Haciendo una serie de sustituciones para que esto no ocurra, designemos como:

$$\alpha = \dot{\theta} \dot{\phi} \text{sen} \phi \quad (\text{A.24})$$

$$\beta = \dot{\psi} (\dot{\theta} \text{sen} \theta \text{sen} \phi - \dot{\phi} \cos \theta \cos \phi) \quad (\text{A.25})$$

$$\gamma = \ddot{\theta} \dot{\phi} \cos \phi \quad (\text{A.26})$$

$$\delta = \dot{\psi} (\dot{\theta} \text{sen} \theta \cos \phi + \dot{\phi} \cos \theta \text{sen} \phi) \quad (\text{A.27})$$

$$\zeta = \frac{1}{I_{yy}} \left[ (I_{zz} - I_{xx}) \omega_x \omega_z + T_y \right] \quad (\text{A.28})$$

$$\rho = \frac{1}{I_{zz}} \left[ (I_{xx} - I_{yy}) \omega_x \omega_y + T_z \right] \quad (\text{A.29})$$

$$\eta = \frac{1}{I_{xx}} \left[ (I_{yy} - I_{zz}) \omega_y \omega_z + T_x \right] \quad (\text{A.30})$$

Ahora sustituimos estas variables en las ecuaciones (A.21) y (A.22):

$$\ddot{\psi} = \frac{1}{\cos \theta \cos \phi} (\ddot{\theta} \text{sen} \phi + \gamma + \delta + \rho) \quad (\text{A.31})$$

$$\ddot{\theta} = \frac{1}{\cos \phi} (-\ddot{\psi} \cos \theta \text{sen} \phi + \alpha + \beta + \zeta) \quad (\text{A.32})$$

Sustituyendo (A.31) en (A.32) obtenemos:

$$\ddot{\theta} = \frac{1}{\cos \phi} \left[ -\frac{1}{\cos \phi \cos \theta} (\ddot{\theta} \text{sen} \phi + \gamma + \delta + \rho) (\cos \theta \text{sen} \phi) + \alpha + \beta + \zeta \right] \quad (\text{A.33})$$

desarrollando y reagrupando la ecuación

$$\ddot{\theta} = \frac{1}{\cos \phi} \left[ -\frac{\text{sen} \phi}{\cos \phi} (\ddot{\theta} \text{sen} \phi + \gamma + \delta + \rho) + \alpha + \beta + \zeta \right] \quad (\text{A.34})$$

$$\ddot{\theta} = -\frac{\text{sen} \phi}{\cos^2 \phi} (\ddot{\theta} \text{sen} \phi) - \frac{\text{sen} \phi}{\cos^2 \phi} (\gamma + \delta + \rho) + \frac{1}{\cos \phi} (\alpha + \beta + \zeta) \quad (\text{A.35})$$

$$\ddot{\theta} \left[ 1 + \frac{\text{sen}^2 \phi}{\cos^2 \phi} \right] = \frac{1}{\cos \phi} \left[ -\frac{\text{sen} \phi}{\cos \phi} (\gamma + \delta + \rho) + \alpha + \beta + \zeta \right] \quad (\text{A.36})$$

utilizando la igualdad

$$1 + \frac{\text{sen}^2 \phi}{\cos^2 \phi} = \frac{1}{\cos^2 \phi} \quad (\text{A.37})$$

tenemos:

$$\ddot{\theta} \left( \frac{1}{\cos^2 \phi} \right) = -\frac{\text{sen} \phi}{\cos^2 \phi} (\gamma + \delta + \rho) + \frac{1}{\cos \phi} (\alpha + \beta + \zeta) \quad (\text{A.38})$$

multiplicando por  $\cos^2$  ambos lados de la ecuación,

$$\ddot{\theta} = -\text{sen} \phi (\gamma + \delta + \rho) + \cos \phi (\alpha + \beta + \zeta) \quad (\text{A.39})$$

y regresando a las variables originales tenemos:

$$\begin{aligned} \ddot{\theta} = \cos \phi \left\{ \ddot{\theta} \dot{\phi} \text{sen} \phi + \dot{\psi} (\dot{\theta} \text{sen} \theta \text{sen} \phi - \dot{\phi} \cos \theta \cos \phi) + \frac{1}{I_{yy}} [(I_{zz} - I_{xx}) \omega_x \omega_z + T_y] \right\} \\ - \text{sen} \phi \left\{ \ddot{\theta} \dot{\phi} \cos \phi + \dot{\psi} (\dot{\theta} \text{sen} \theta \cos \phi + \dot{\phi} \cos \theta \text{sen} \phi) + \frac{1}{I_{zz}} [(I_{xx} - I_{yy}) \omega_x \omega_y + T_z] \right\} \end{aligned} \quad (\text{A.40})$$

De esta manera la [ecuación A.40](#) nos representa la segunda derivada de la desviación del ángulo de cabeceo, ya no en función de la segunda derivada de las otras variables. Finalmente, haciendo las sustituciones correspondientes, primero de  $\ddot{\theta}$  en [la ecuación A.43](#) y después de  $\ddot{\psi}$  en [la A.41](#) cumpliremos el objetivo.

Resumiendo; las ecuaciones de movimiento utilizando las ecuaciones y los ángulos de Euler con la secuencia 2-1-3 quedan descritas de la siguiente manera:

$$\ddot{\phi} = \ddot{\psi} \operatorname{sen} \theta + \dot{\psi} \dot{\theta} \cos \theta + \frac{1}{I_{xx}} [(I_{yy} - I_{zz}) \omega_y \omega_z + T_x] \quad (\text{A.41})$$

$$\begin{aligned} \ddot{\theta} = \cos \phi & \left\{ \dot{\theta} \dot{\phi} \operatorname{sen} \phi + \dot{\psi} (\dot{\theta} \operatorname{sen} \theta \operatorname{sen} \phi - \dot{\phi} \cos \theta \cos \phi) + \frac{1}{I_{yy}} [(I_{zz} - I_{xx}) \omega_x \omega_z + T_y] \right\} \\ - \operatorname{sen} \phi & \left\{ \dot{\theta} \dot{\phi} \cos \phi + \dot{\psi} (\dot{\theta} \operatorname{sen} \theta \cos \phi + \dot{\phi} \cos \theta \operatorname{sen} \phi) + \frac{1}{I_{zz}} [(I_{xx} - I_{yy}) \omega_x \omega_y + T_z] \right\} \end{aligned} \quad (\text{A.42})$$

$$\ddot{\psi} = \frac{1}{\cos \theta \cos \phi} \left\{ \begin{aligned} & \ddot{\theta} \operatorname{sen} \phi + \dot{\theta} \dot{\phi} \cos \phi + \dot{\psi} (\operatorname{sen} \theta \cos \phi + \dot{\phi} \cos \theta \operatorname{sen} \phi) \\ & + \frac{1}{I_{zz}} [(I_{xx} - I_{yy}) \omega_x \omega_y + T_z] \end{aligned} \right\} \quad (\text{A.43})$$

Estas tres ecuaciones diferenciales describen el comportamiento dinámico de la plataforma cuando solo existe rotación.

# APÉNDICE B.

## B1. DISEÑO MECÁNICO DEL COJINETE NEUMÁTICO ESFÉRICO.

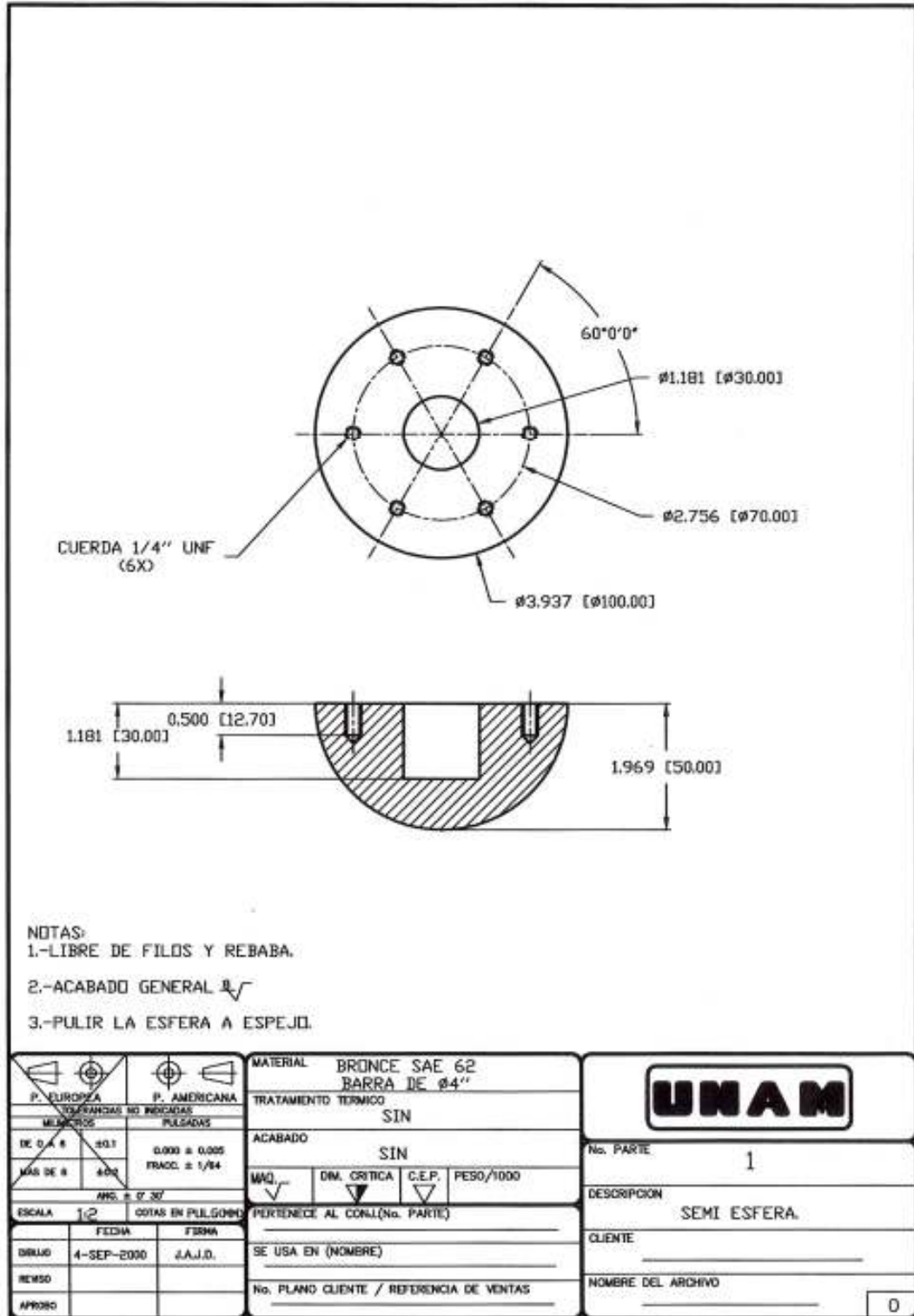


Figura B.1. Semi esfera.

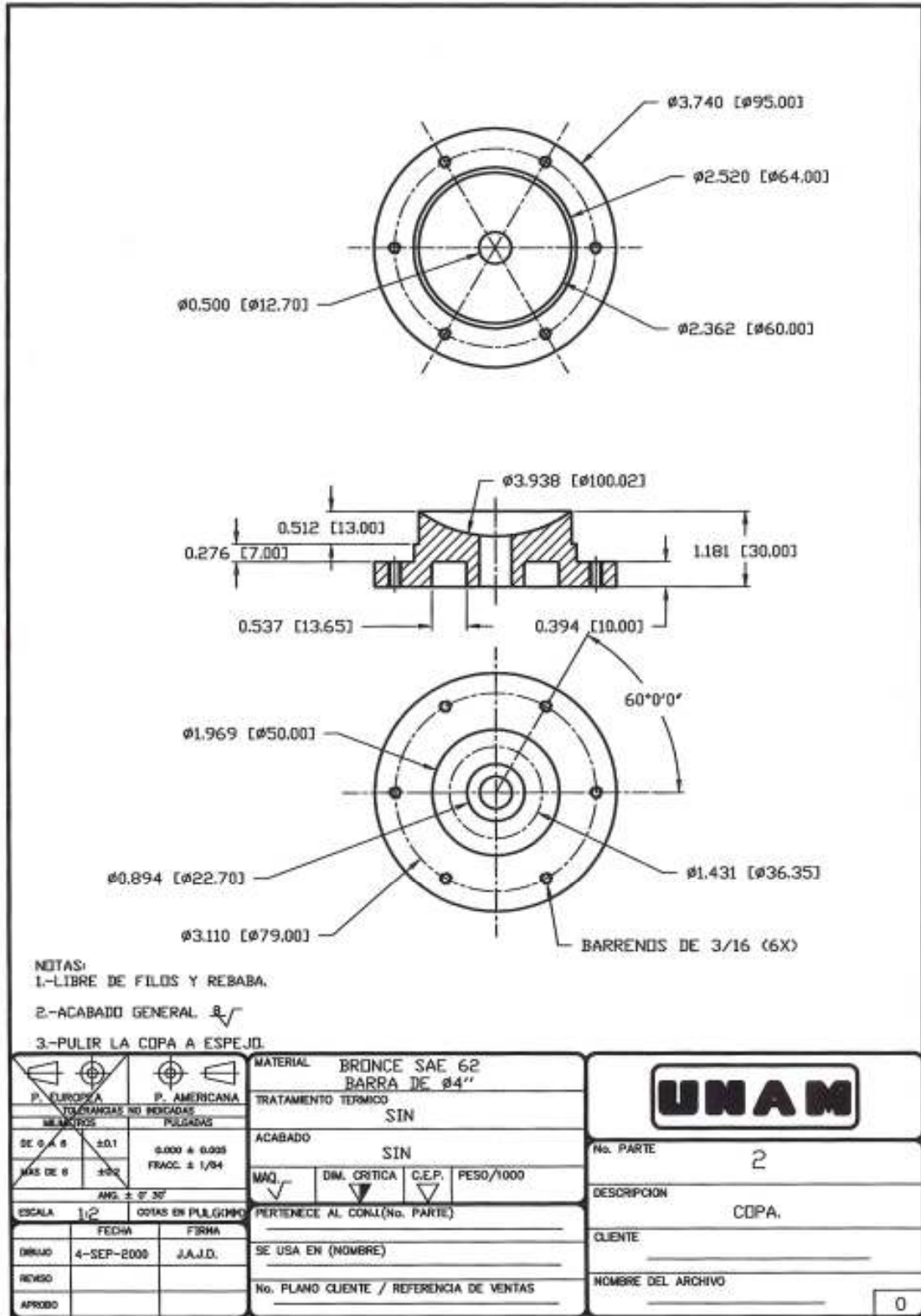


Figura B.2. Copa



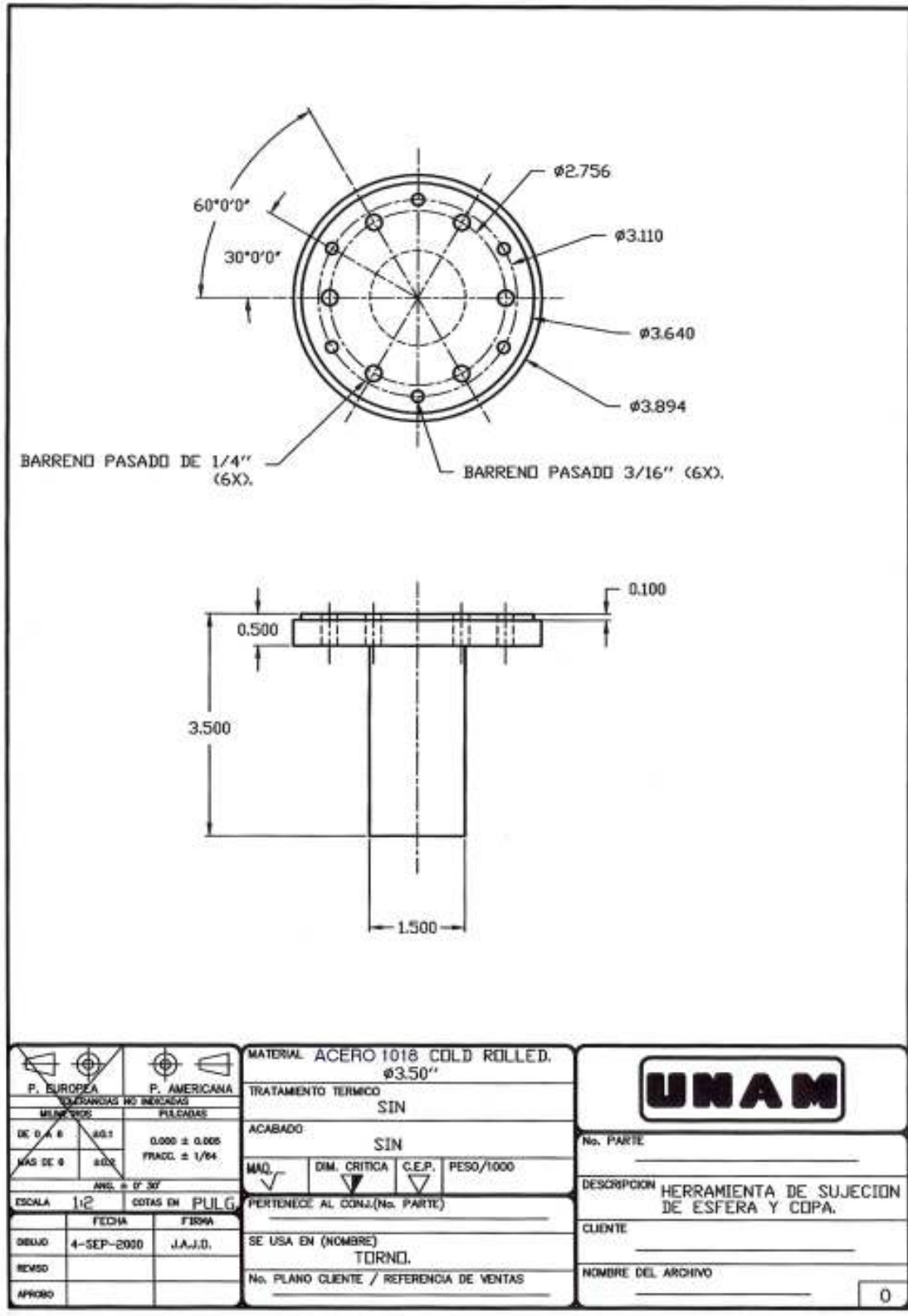


Figura B.3. Herramienta para sujetar la esfera y la copa durante el maquinado.

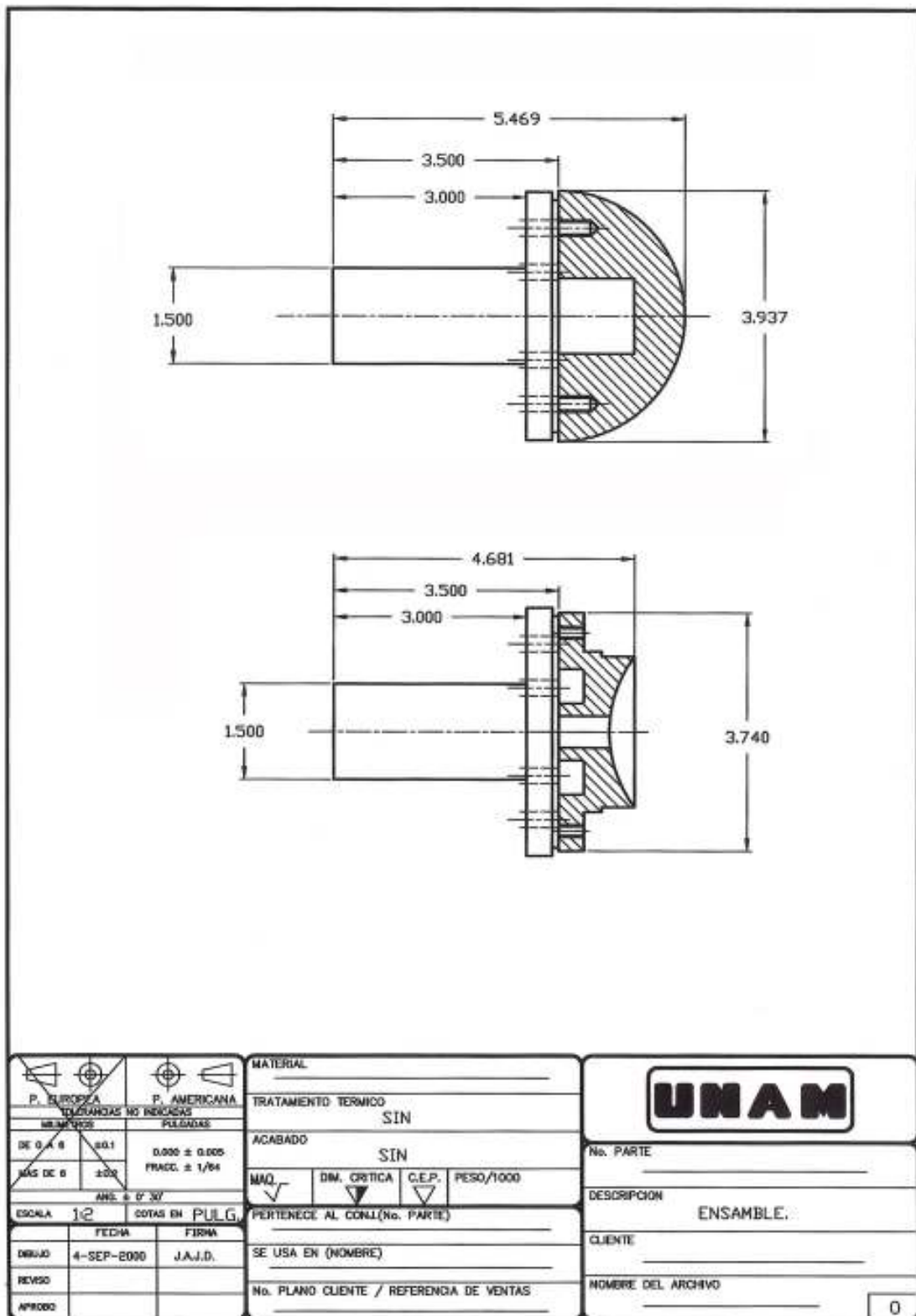


Figura B.4. Ensamble de la herramienta de sujeción con la esfera y la copa.

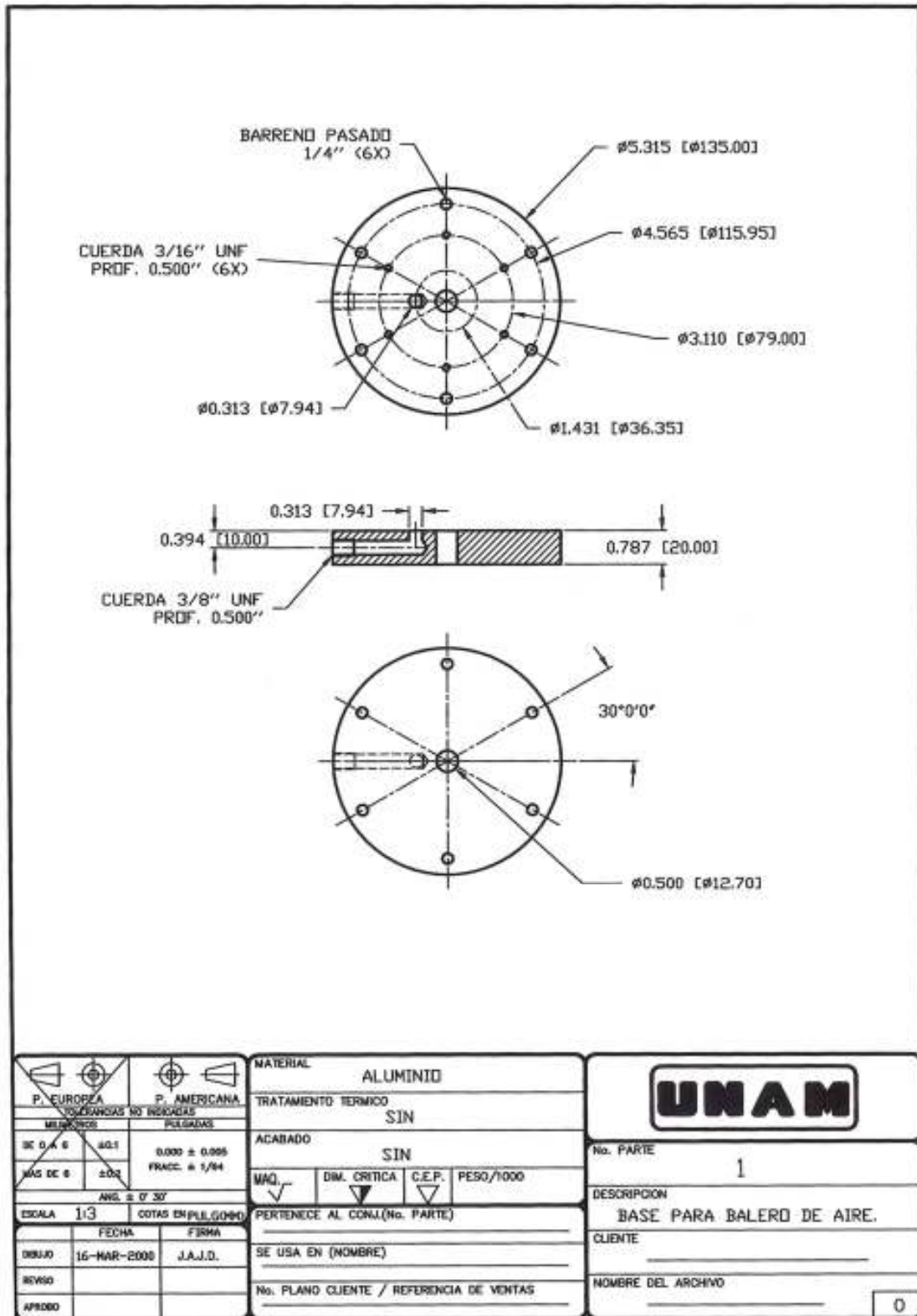


Figura B.5. Brida para suministro de aire al balero, a través de la copa (vista 1).

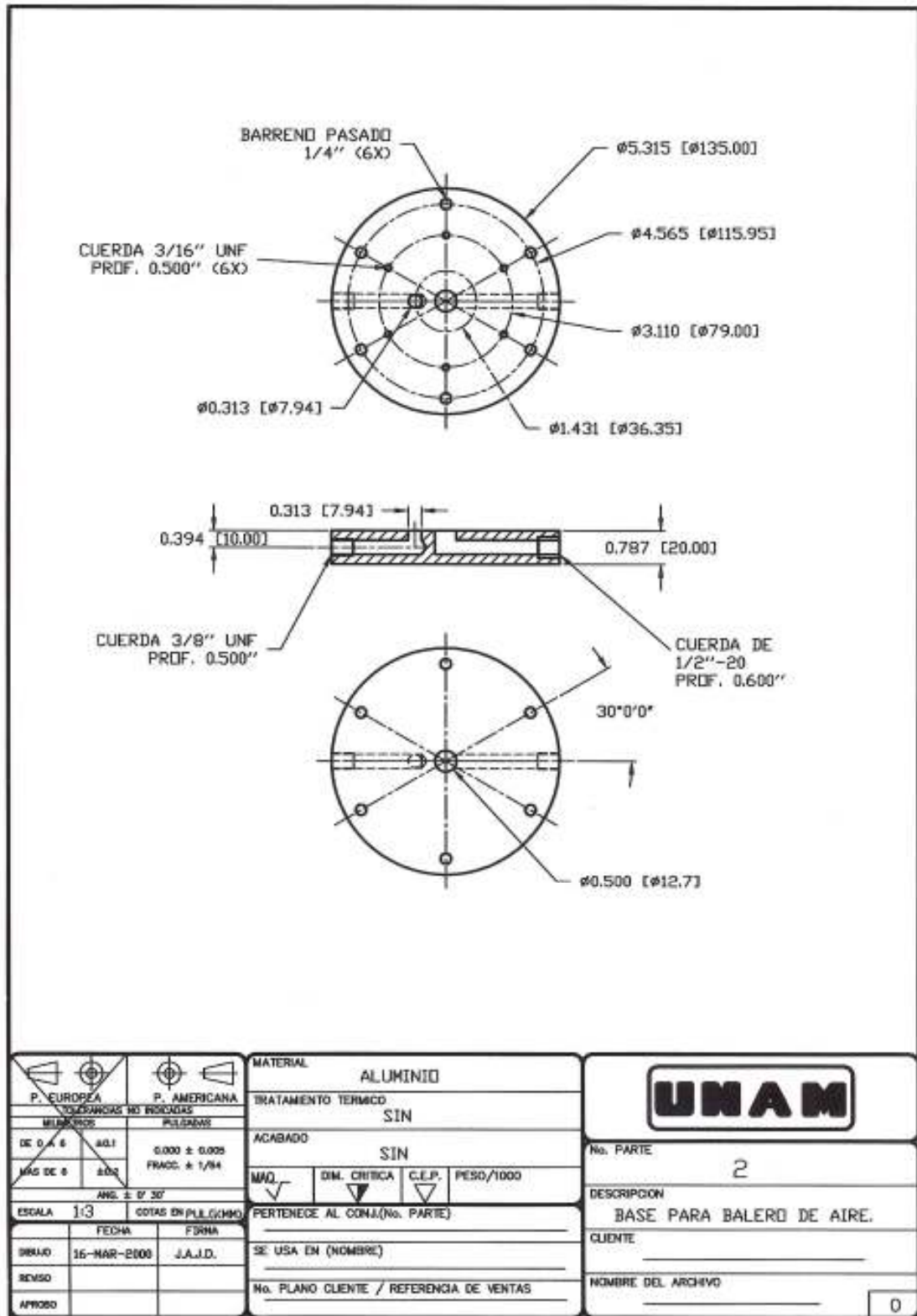


Figura B.6. Brida para suministro de aire al balero, a través de la copa (vista 2).

## B2. LISTADO DE LAS INSTRUCCIONES PARA FABRICAR EL COJINETE NEUMÁTICO ESFÉRICO.

La máquina que se utilizó para la fabricación de las piezas, fue el torno de control numérico marca EMCO TURN-242 de los laboratorios de Sistemas de Manufactura Avanzada de la Facultad de Ingeniería de la Universidad Nacional Autónoma de México.

### B2.1. Programa de control numérico para la fabricación de la copa.

%0042	N0330 Z-4.951
N0000 G56 G58 G71 G94 S1200 F150	N0340 G01 X41.018
N0010 G00 X200.0 Z400.0	N0350 G00 X11.6
N0020 T0707	N0360 Z-5.451
N0030 M03 M08	N0370 G01 X38.774
N0060 G00 X11.6 Z0.0	N0380 G00 X11.6
N0070 G01 X60.0	N0390 Z-5.951
N0080 G00 X11.6	N0400 G01 X36.3644
N0090 Z-0.451	N0410 G00 X11.6
N0092 G01 X56.5686	N0420 Z-6.451
N0094 G00 X11.6	N0430 G01 X33.7538
N0096 Z-0.951	N0440 G00 X11.6
N0100 G01 X55.1622	N0450 Z-6.951
N0110 G00 X11.6	N0460 G01 X30.8912
N0120 Z-1.451	N0470 G00 X11.6
N0130 G01 X53.664	N0480 Z-7.451
N0140 G00 X11.6	N0490 G01 X27.6988
N0150 Z-1.951	N0500 G00 X11.6
N0160 G01 X52.1034	N0510 Z-7.951
N0170 G00 X11.6	N0520 G01 X24.0452
N0180 Z-2.451	N0530 G00 X11.6
N0190 G01 X50.4750	N0540 Z-8.451
N0200 G00 X11.6	N0550 G01 X19.6754
N0210 Z-2.951	N0560 G00 X0.000
N0220 G01 X48.7716	N0570 Z-9.439
N0230 G00 X11.6	N0580 G02 X60.0 Z0.818 I0.0 K49.0 F80
N0240 Z-3.451	S1800
N0250 G01 X46.9854	N0590 G00 X0.0
N0260 G00 X11.6	N0600 Z-9.739
N0270 Z-3.951	N0610 G02 X60.0 Z0.44 I0.0 K49.3
N0280 G01 X45.1062	N0620 G00 X0.0
N0290 G00 X11.6	N0630 Z-9.939
N0300 Z-4.451	N0640 G02 X60.0 Z0.188 I0.0 K49.5 F40
N0310 G01 X43.1222	S2000
N0320 G00 X11.6	N0650 G00 X0.0

N0660 Z-10.039	N0682 G84 X95.0 Z-30.0 D3=1000 F150
N0662 G02 X60.0 Z0.063 I0.0 K49.6	N0684 G00 X95.0
N0664 G00 X0.0	N0690 G84 X64.0 Z -20.0 D3=1000
N0666 Z-10.089	N0700 G00 X64.0
N0670 G02 X60.0 Z0.0 I0.0 K49.65	N0710 G84 X60.40 Z-13.0 D3=200 F80
N0672 G00 Z20.0 M05	N0720 G00 X60.0
N0674 X120.0	N0730 G01 Z-13.0 F40 S2000
N0676 T0101	N0740 M05 M09
N0678 M04 S1200	N0750 G00 X150.0 Z100.0
N0680 G00 X101.0 Z1.0	N0760 M30

### B.2.2. Programa de control numérico para la fabricación de la esfera.

%0041	N0360 X70.000 Z1.000
N0000 G53 G55 G71 G94 S1200 F150	N0370 Z-13.905
N0010 G00 X150.000 Z50.000	N0380 X68.000 Z1.000
N0020 T0101	N0390 Z-12.985
N0030 M04 M08	N0400 X66.000 Z1.000
N0040 G00 X102.000 Z1.000	N0410 Z-12.115
N0050 G01 Z-51.000	N0420 X64.000 Z1.000
N0060 X100.000 Z1.000	N0430 Z-11.287
N0070 Z-40.950	N0440 X62.000 Z1.000
N0080 X98.000 Z1.000	N0450 Z-10.502
N0090 Z-36.857	N0460 X60.000 Z1.000
N0100 X96.000 Z1.000	N0470 Z-9.757
N0110 Z-33.765	N0480 X58.000 Z1.000
N0120 X94.000 Z1.000	N0490 Z-9.047
N0130 Z-31.200	N0500 X56.000 Z1.000
N0140 X92.000 Z1.000	N0510 Z-8.375
N0150 Z-28.977	N0520 X54.000 Z1.000
N0160 X90.000 Z1.000	N0530 Z-7.732
N0170 Z-27.000	N0540 X52.000 Z1.000
N0180 X88.000 Z1.000	N0550 Z-7.125
N0190 Z-25.212	N0560 X50.000 Z1.000
N0200 X86.000 Z1.000	N0570 Z-6.547
N0210 Z-23.577	N0580 X48.000 Z1.000
N0220 X84.000 Z1.000	N0590 Z-6.000
N0230 Z-22.070	N0600 X46.000 Z1.000
N0240 X82.000 Z1.000	N0610 Z-5.480
N0250 Z-20.667	N0620 X44.000 Z1.000
N0260 X80.000 Z1.000	N0630 Z-4.990
N0270 Z-19.360	N0640 X42.000 Z1.000
N0280 X78.000 Z1.000	N0650 Z-4.525
N0290 Z-18.137	N0660 X40.000 Z1.000
N0300 X76.000 Z1.000	N0670 Z-4.085
N0310 Z-16.985	N0680 X38.000 Z1.000
N0320 X74.000 Z1.000	N0690 Z-3.670
N0330 Z-15.90	N0700 X36.000 Z1.000
N0340 X72.000 Z1.000	N0710 Z-3.282
N0350 Z-14.875	N0720 X34.000 Z1.000

N0730 Z-2.915	N0990 G00 Z1.000
N0740 X32.000 Z1.000	N1000 X0.000
N0750 Z-2.575 N0760 X30.000 Z1.000	N1010 G01 Z-1.200
N0770 Z-2.255	N1020 G03 X99.800 Z-51.000 I0.000 K-49.900
N0780 X28.000 Z1.000	N1030 G00 Z1.000
N0790 Z-1.960	N1040 X0.000
N0800 X26.000 Z1.000	N1050 G01 Z-1.320
N0810 Z-1.685	N1060 G03 X99.440 Z-51.000 I0.000 K-49.720 F40 S2000
N0820 X24.000 Z1.000	N1070 G00 Z1.000
N0830 Z-1.432	N1080 X0.000
N0840 X22.000 Z1.000	N1090 G01 Z-1.310
N0850 Z-1.200	N1100 G03 X99.420 Z-51.000 I0.000 K-49.710
N0860 X20.000 Z1.000	N1110 G00 Z1.000
N0870 Z-0.990	N1120 X0.000
N0880 Z1.000	N1130 G01 Z-1.300
N0890 X0.000 Z0.000	N1132 X-2.000
N0900 G03 X102.000 Z-51.000 I0.000 K-51.000 F80 S1800	N1134 X0.000
N0910 G00 Z1.000	N1140 G03 X99.400 Z-51.000 I0.000 K-49.700
N0920 X0.000	N1150 G01 Z-52.000 M09
N0930 G01 Z-0.500	N1160 G00 X110.000 M05
N0940 G03 X101.000 Z-51.000 I0.000 K-50.500	N1170 Z100.000
N0950 G00 Z1.000	N1180 M30
N0960 X0.000	
N0970 G01 Z-1.000	
N0980 G03 X100.000 Z-51.000 I0.000 K-50.000	

Fin.



# APÉNDICE C.

## DISEÑO MECÁNICO DE LAS MASAS DESLIZANTES.

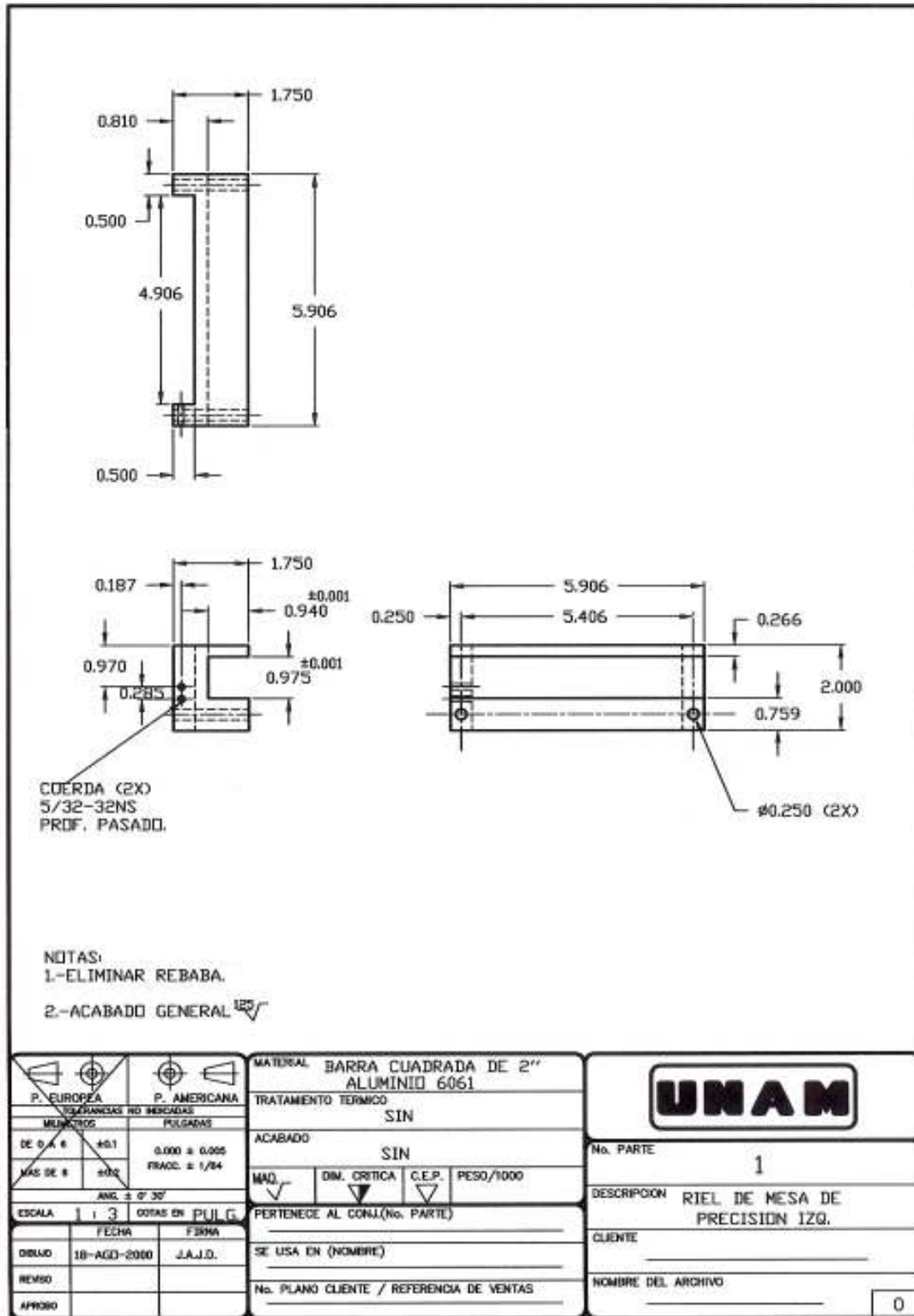


Figura C.1. Riel izquierdo de la mesa.



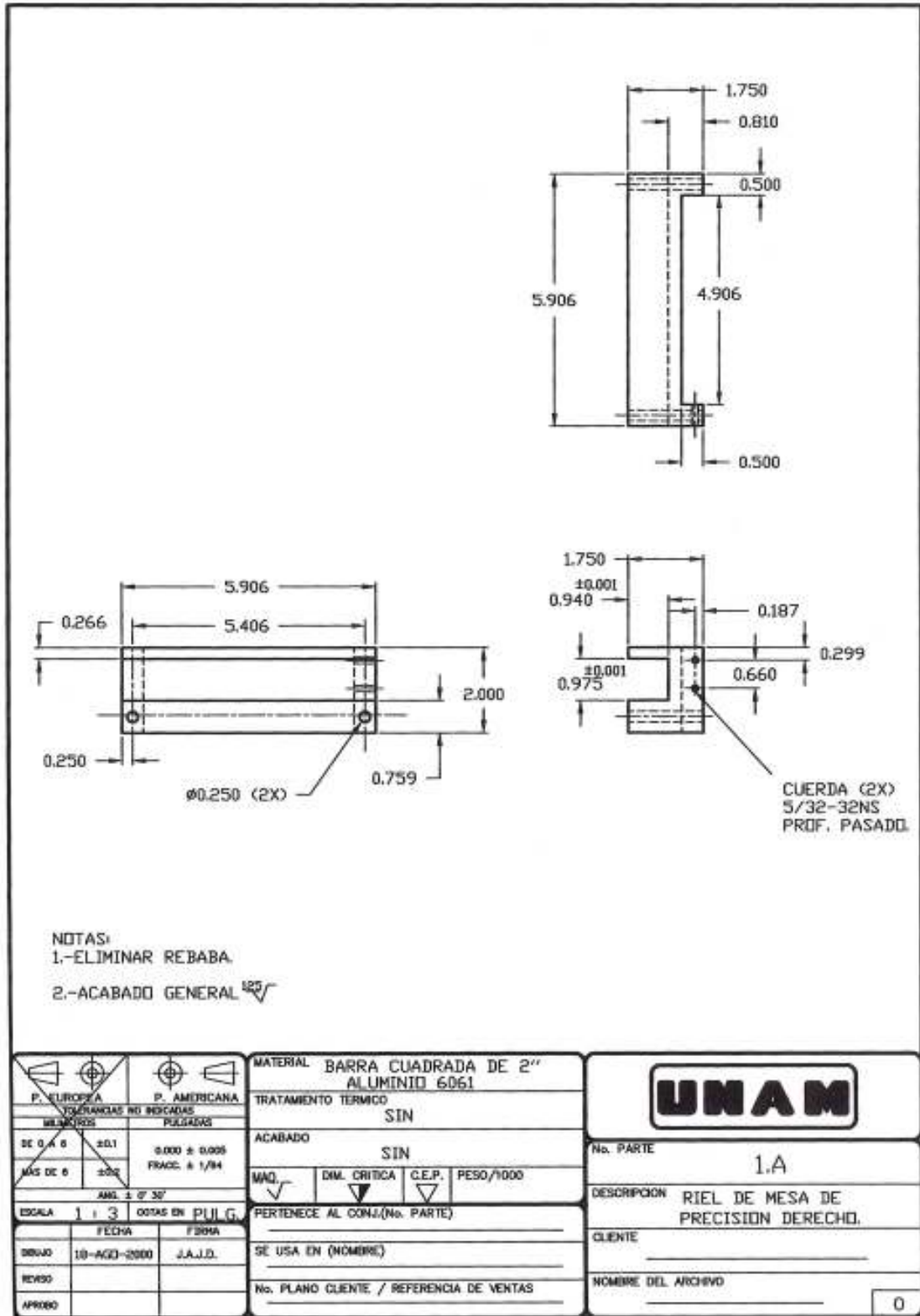


Figura C.2. Riel derecho de la mesa.

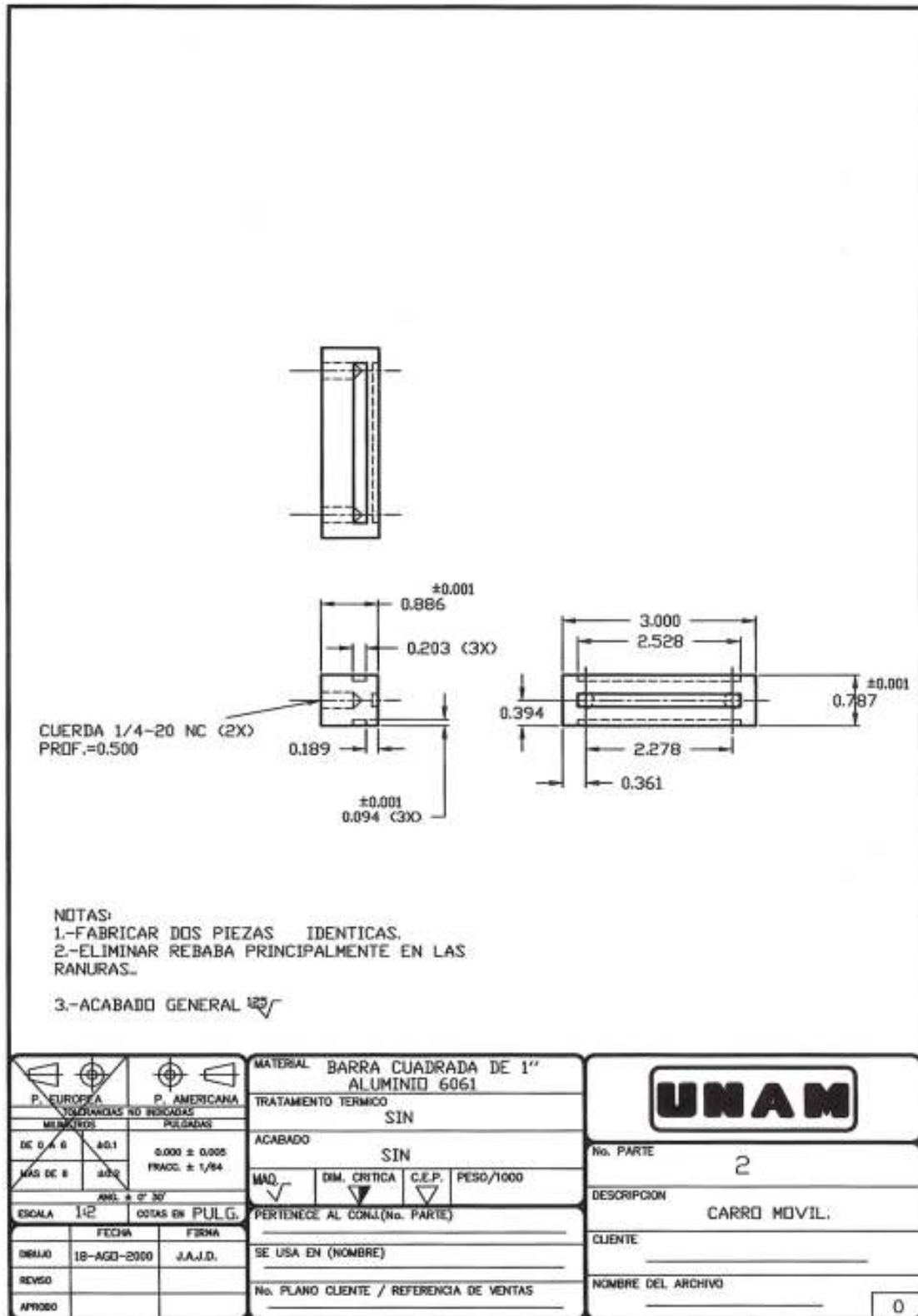


Figura C.3. Carro móvil.

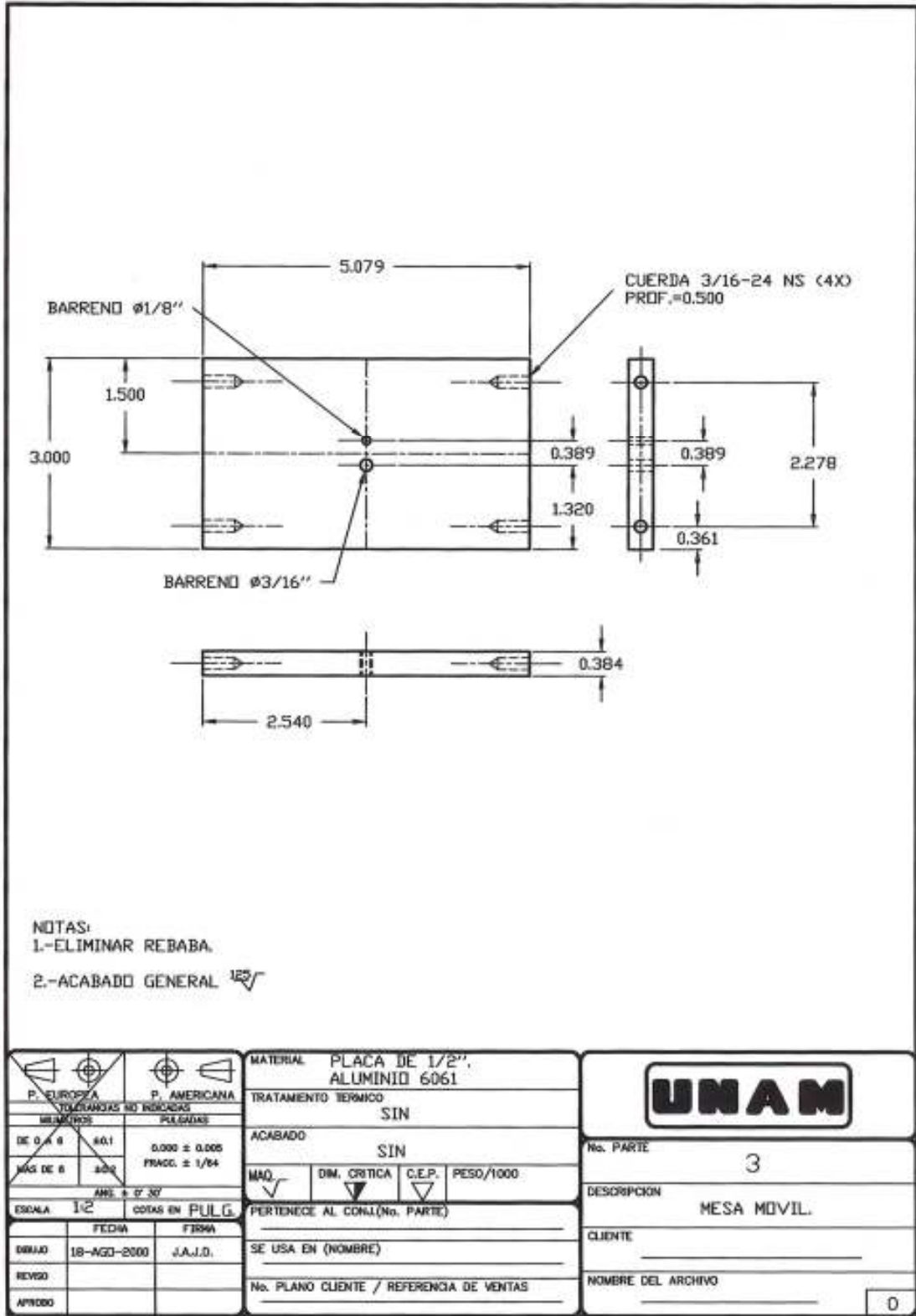


Figura C.4. Mesa móvil.

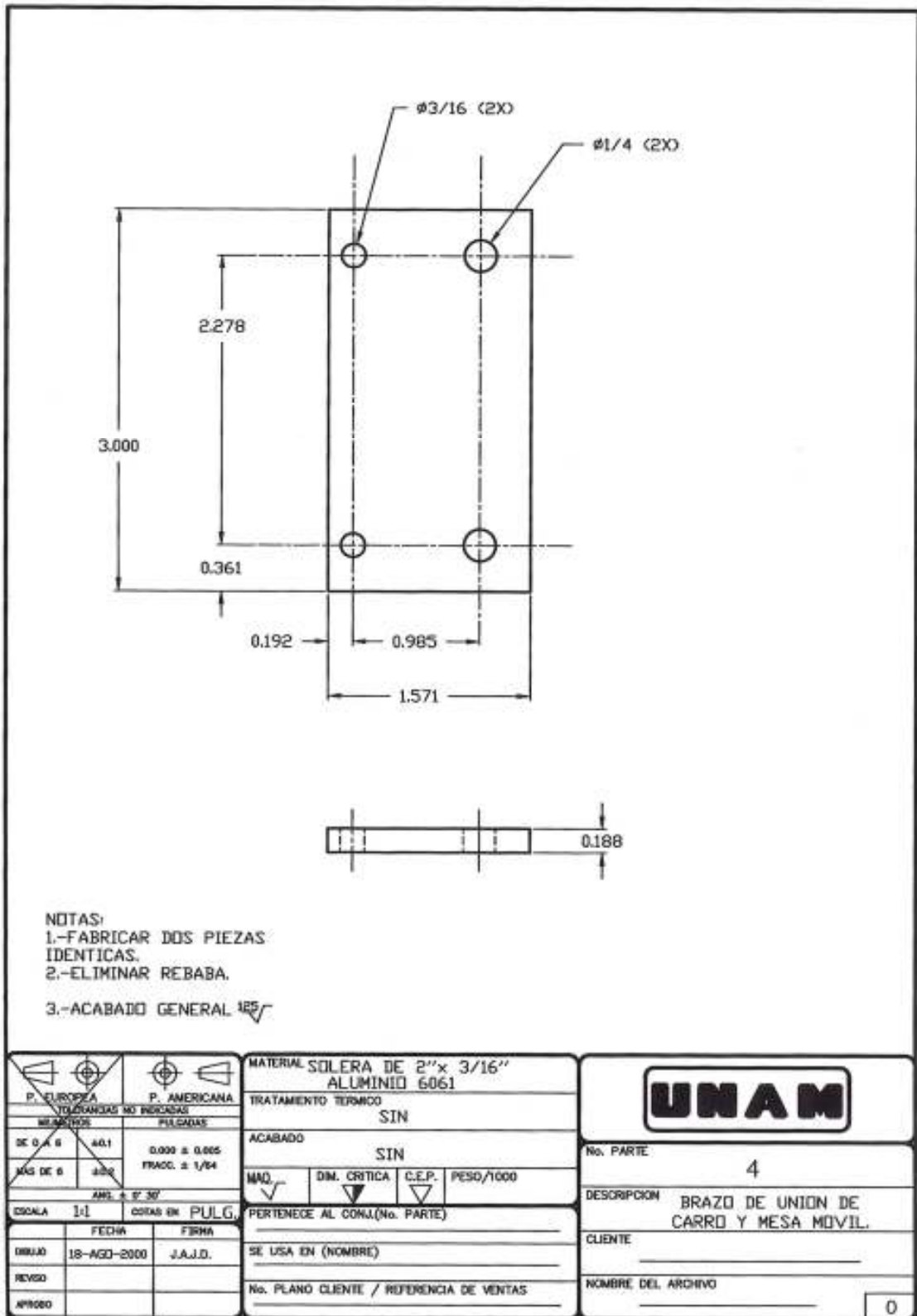


Figura C.5. Brazo de unión entre el carro y la mesa móvil.

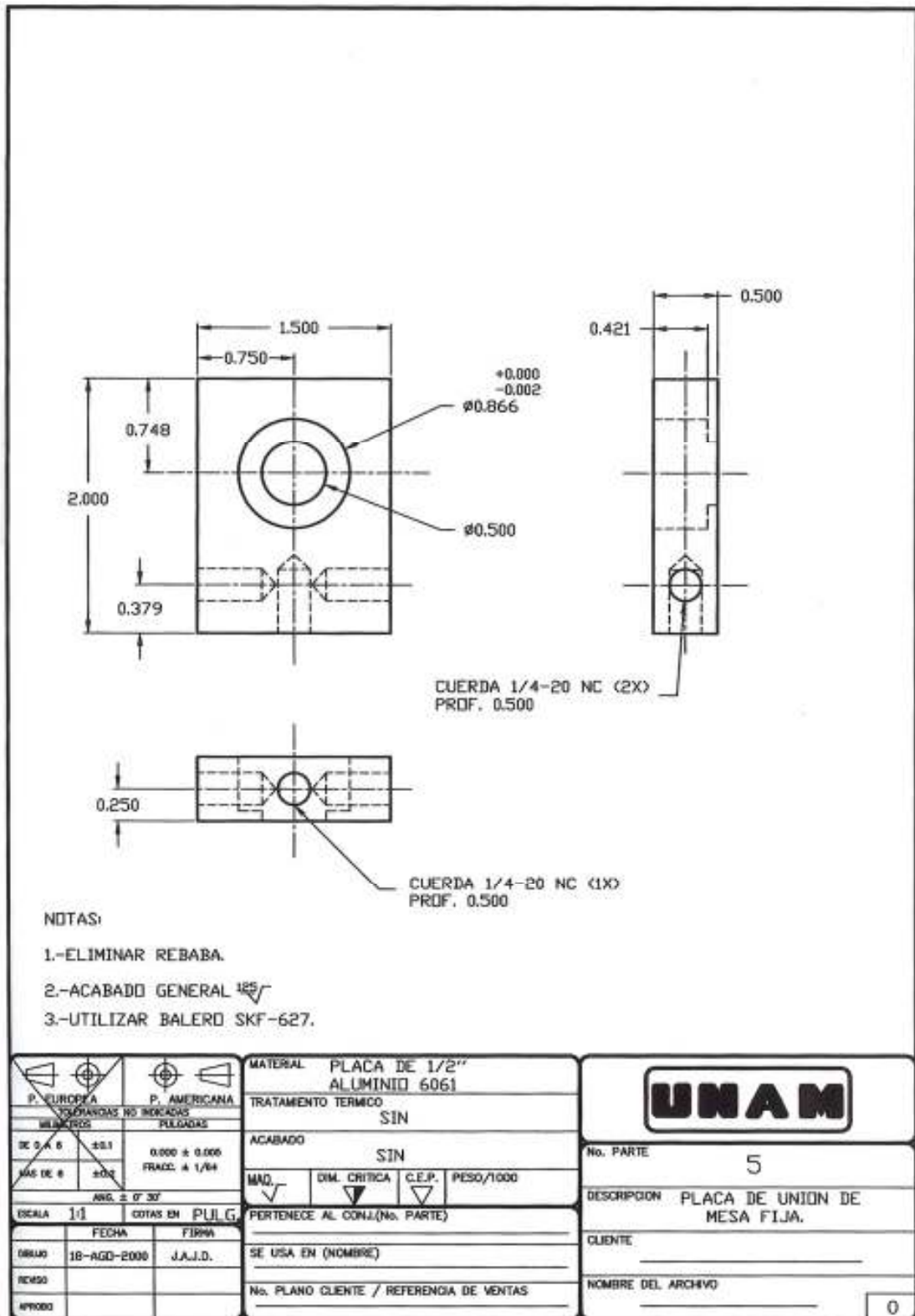


Figura C.6. Placa de unión de la mesa fija.

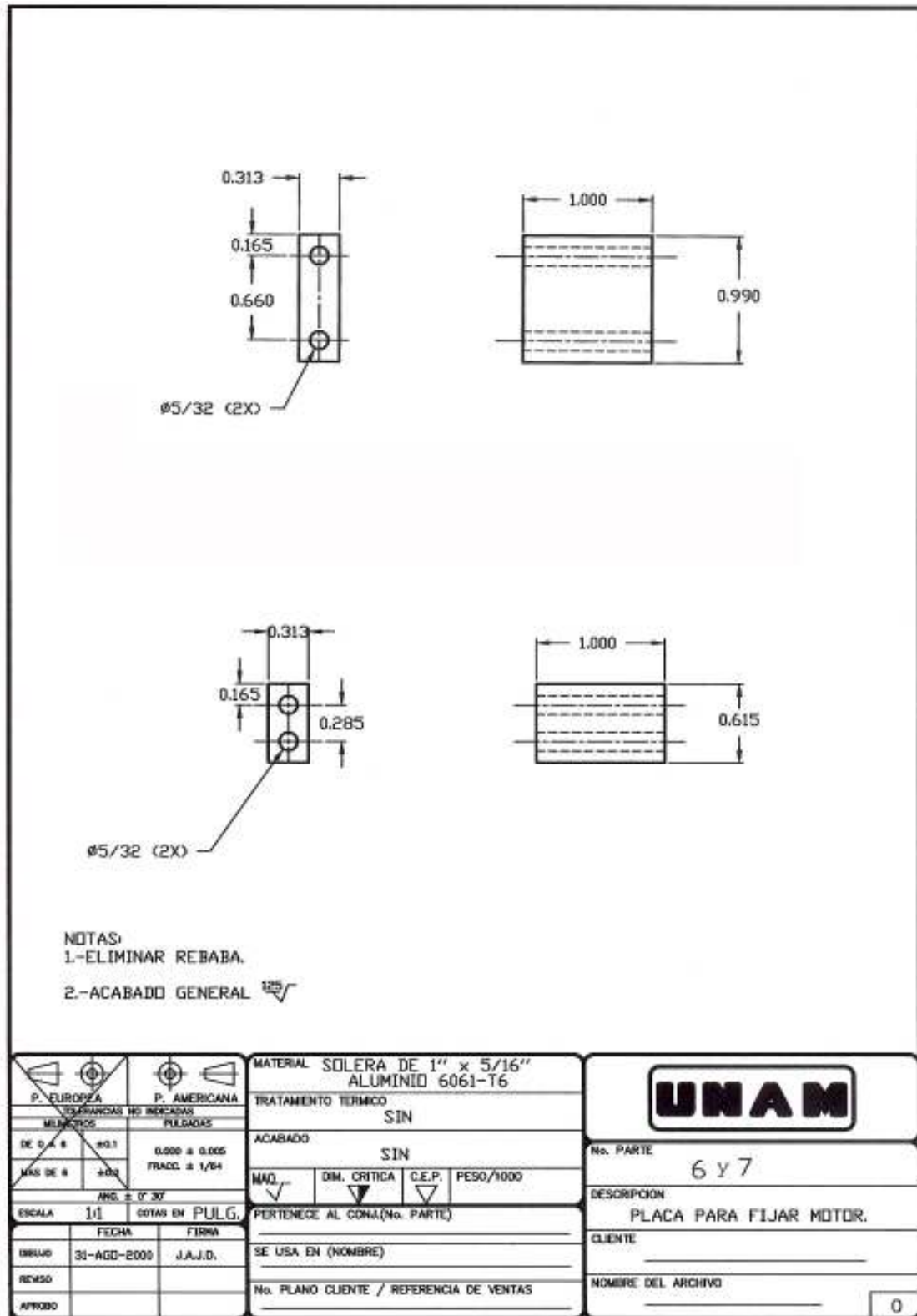


Figura C.7. Placas para fijar motor de pasos.

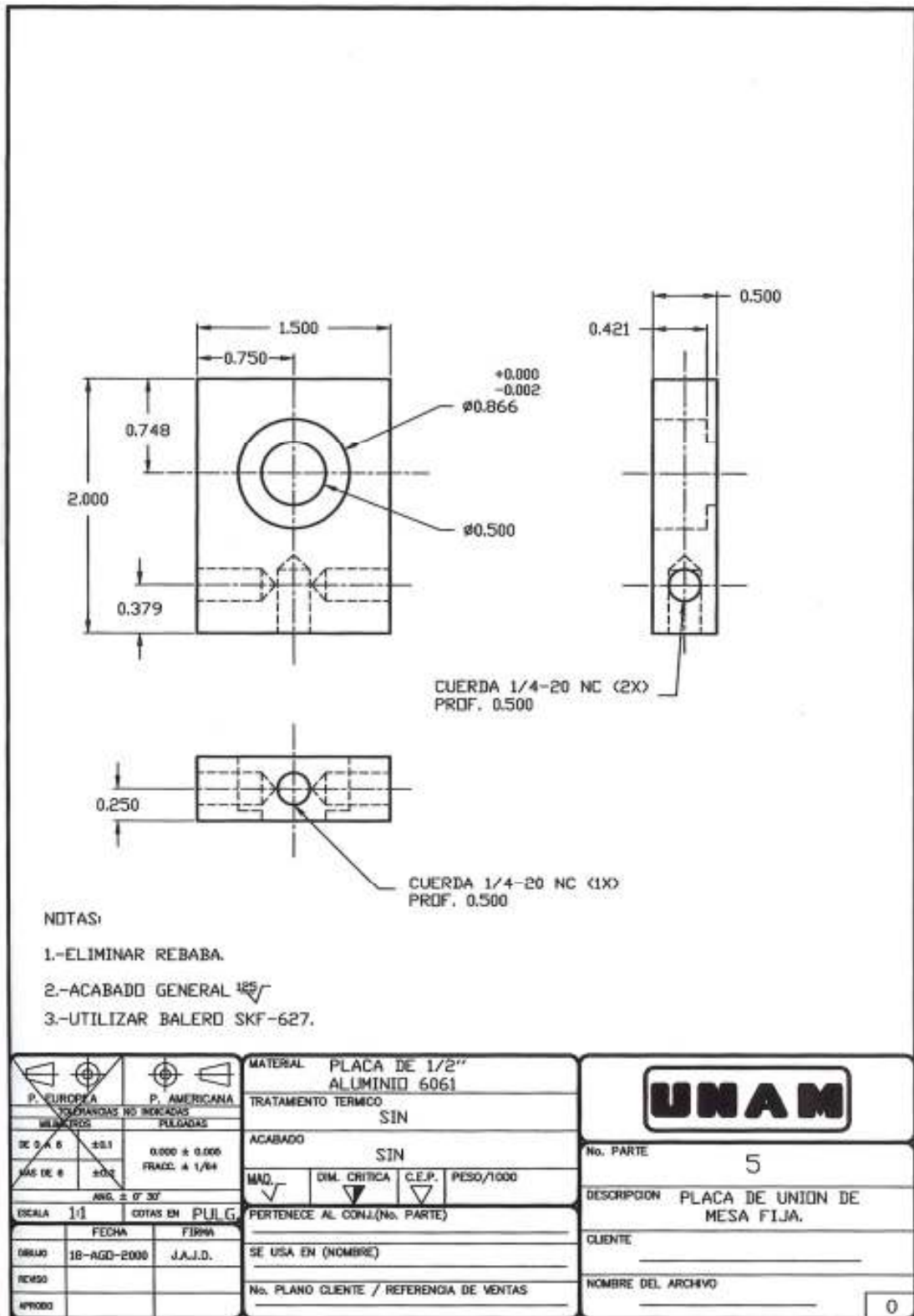


Figura C.8. Placa de unión de mesa fija.



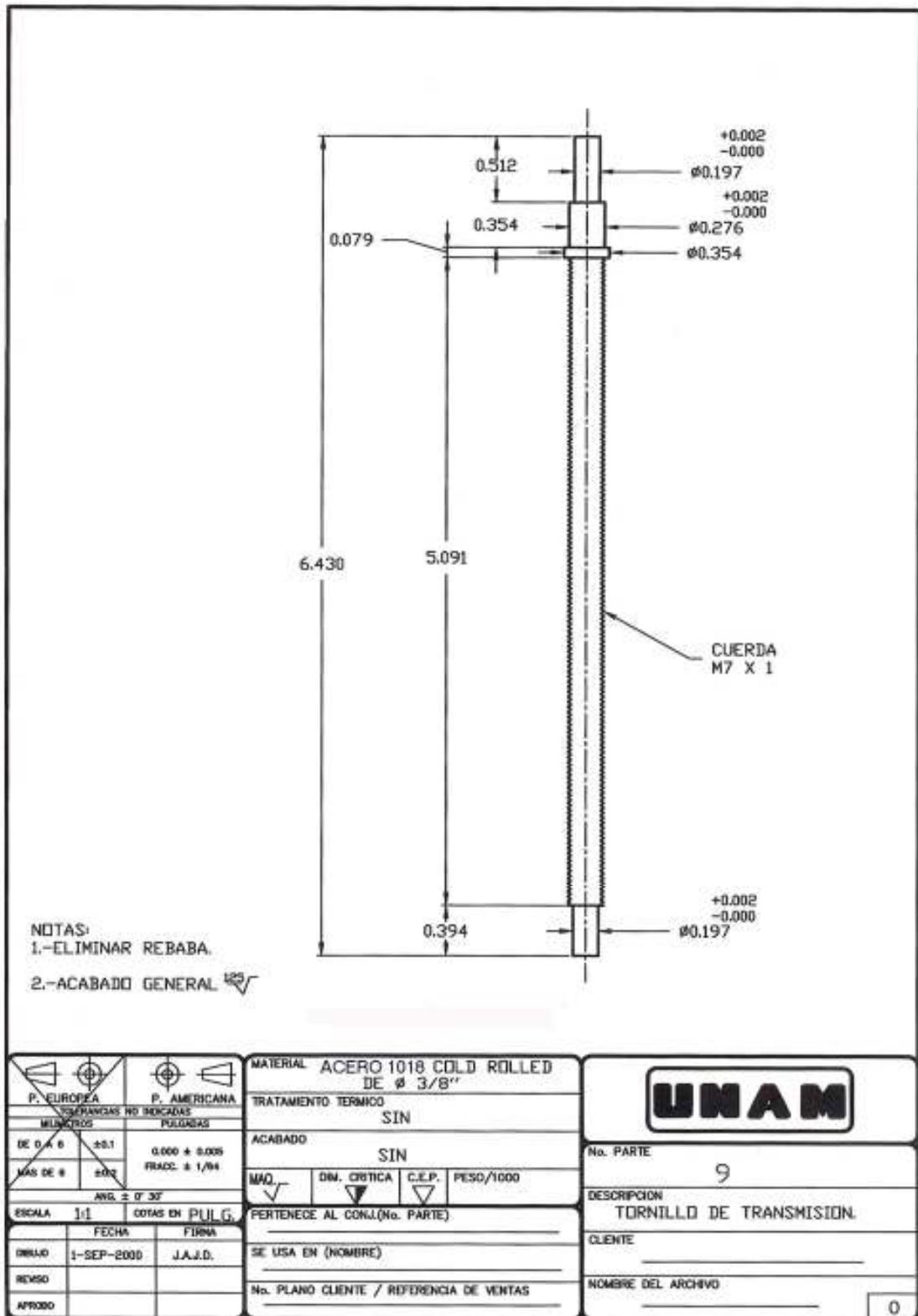


Figura C.9. Tornillo de transmisión.



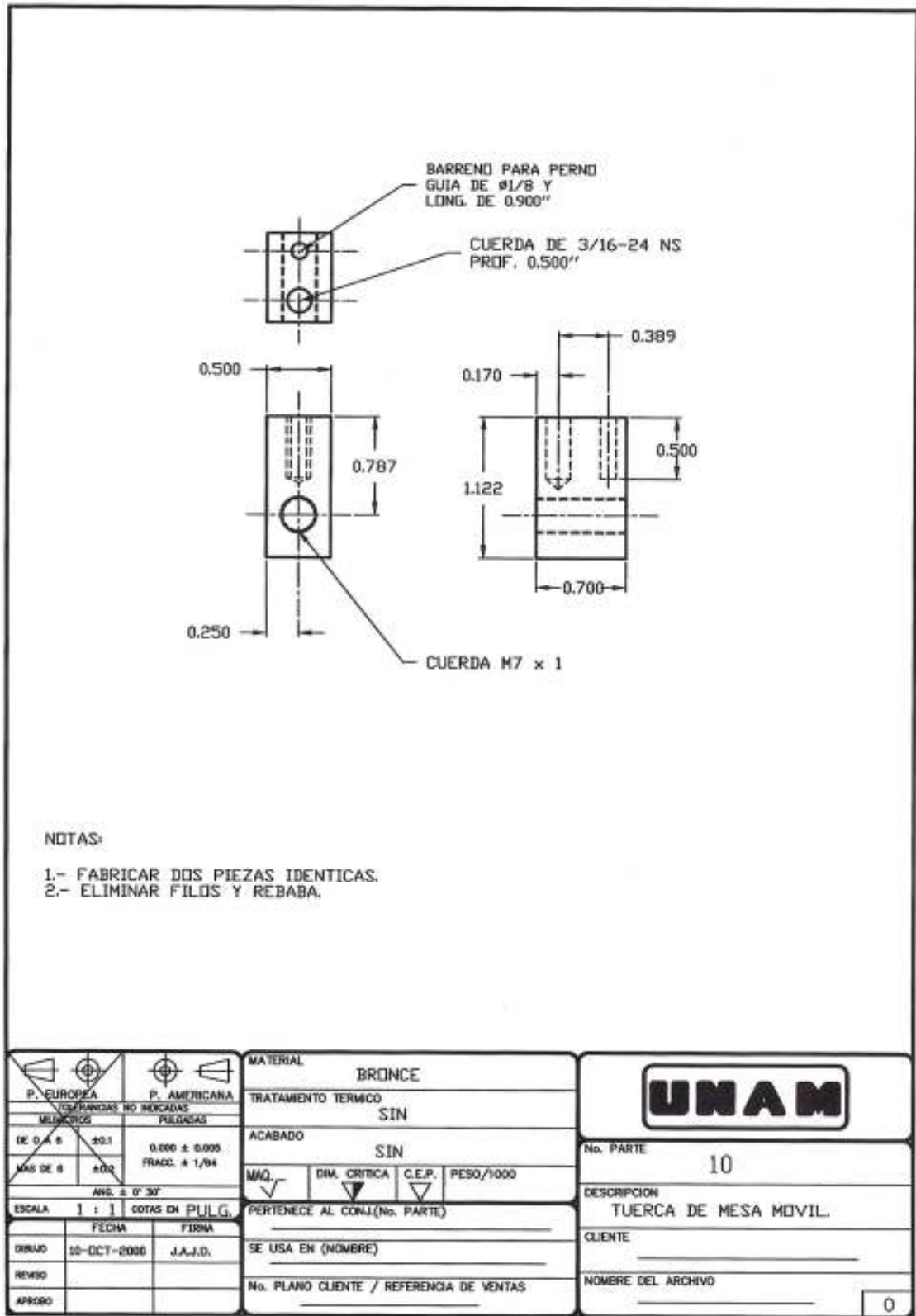


Figura C.10. Tuerca de mesa móvil.

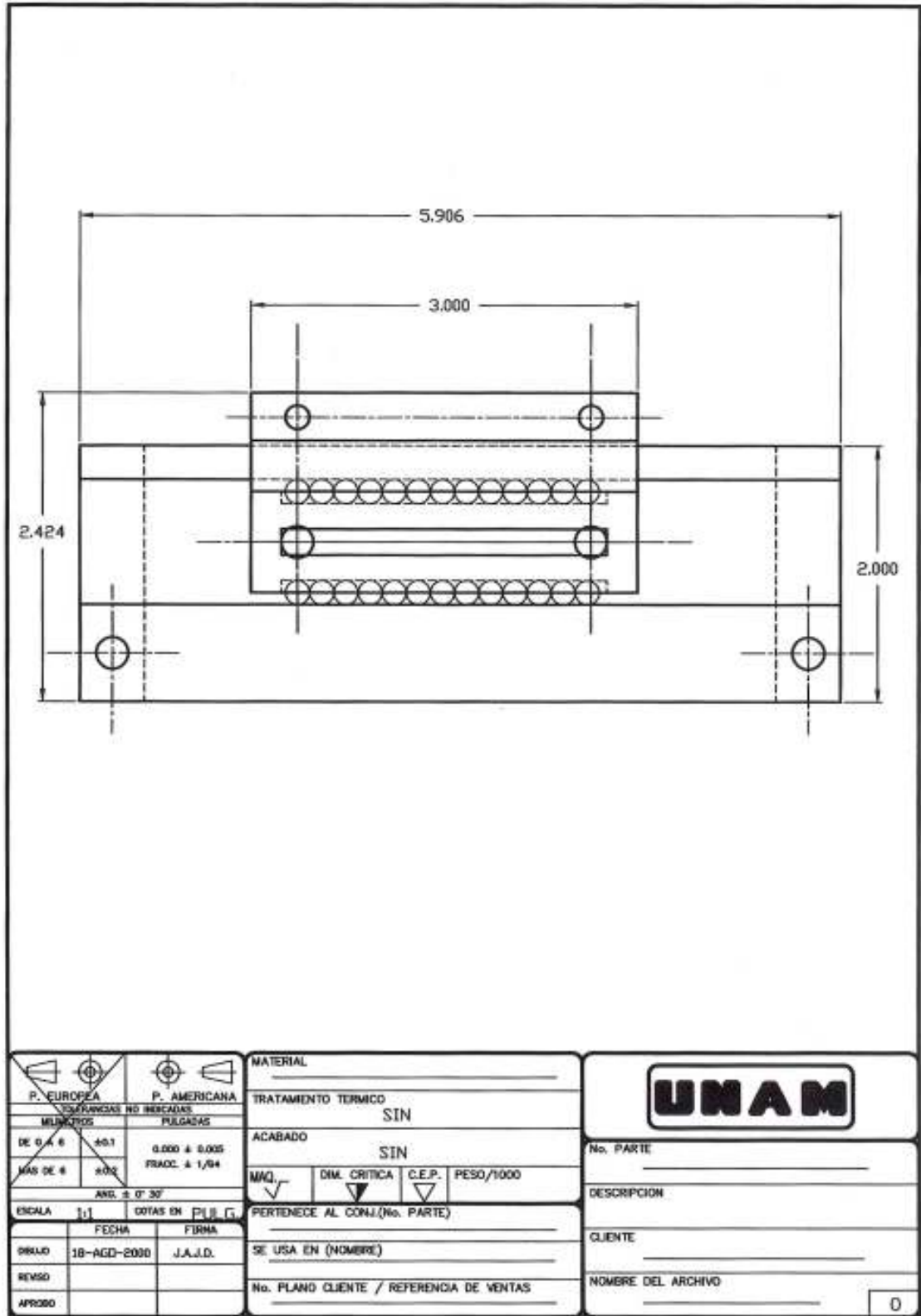


Figura C.11. Ensamble de balas sobre rieles.

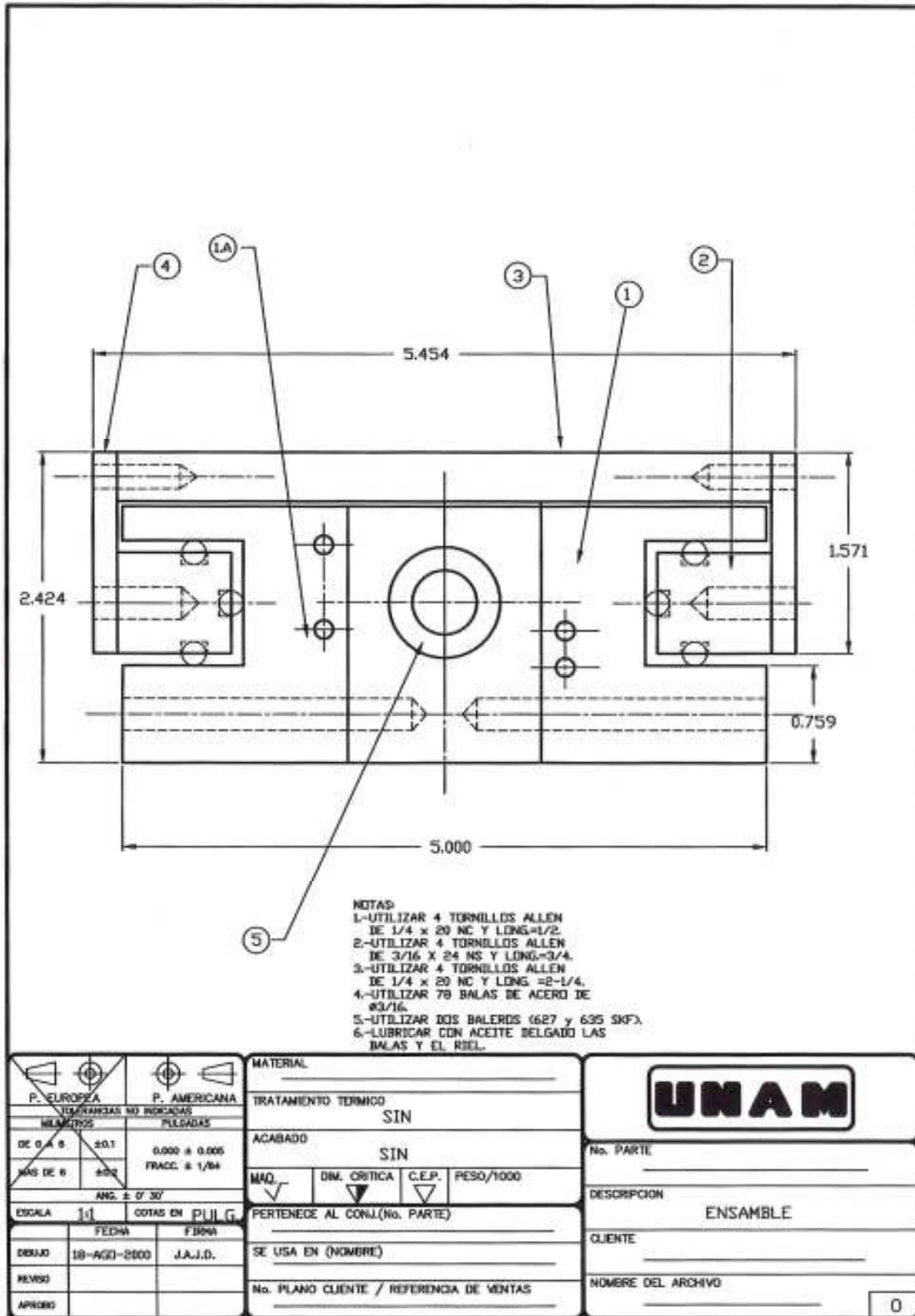


Figura C.12. Ensamble vista transversal.

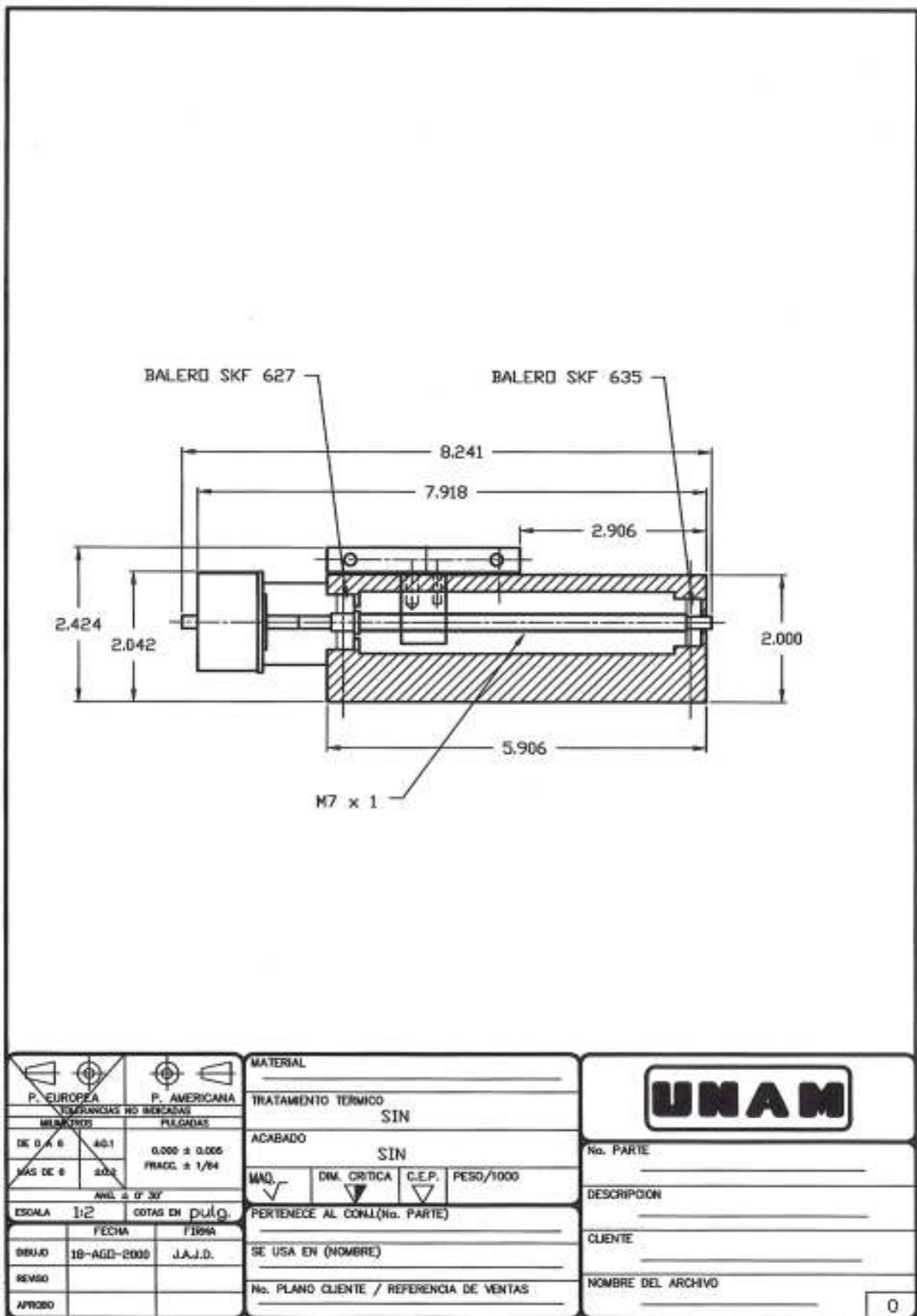


Figura C.13. Ensamble vista transversal.

# APÉNDICE D.

## D.1. LISTADO DEL PROGRAMA DE BALANCEO AUTOMÁTICO DE LA PLATAFORMA DE SIMULACIÓN.

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

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

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

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

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

*Rutina para mover la mesa 1, en sentido
RUTINA2    LDY     #TABLA2      ;apuntamos a la tabla1: $50,$60,$A0,$90
          LDAA   DATREC
          BSR    PASOS
          BRA    RECIBE

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

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

```

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

SIGUE1  STAA  DATREC        ;guarda el dato en memoria
        BRA  MOTOR2

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

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

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

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

FIN      BRA  FIN

*Asignacion de un "1" en el bit 7 para decir que el dato es negativo
NEGATIVO BRCLR SCSR,X,$20,NEGATIVO ;espera el siguiente caracter
        LDAA  SCDR,X          ;lee el dato recibido
        CMPA  #'0'          ;est compensada la plataforma?
        BEQ   RECIBE        ;si lo esta, va a compensar en pitch
        ANDA  #$0F          ;si no, convierte el dato a hexadecimal
        ADDA  #$80          ;signa el dato
        JMP   SIGUE        ;manda el dato a mover la mesal
NEGATIVO1 BRCLR SCSR,X,$20,NEGATIVO1 ;espera el siguiente caracter
        LDAA  SCDR,X          ;lee el dato recibido
        CMPA  #'0'          ;est compensada la plataforma?
        BEQ   CICLO        ;si lo esta, inicia la compensación
        ANDA  #$0F          ;si no, convierte el dato a hexadecimal
        ADDA  #$80          ;signa el dato
        JMP   SIGUE1       ;manda el dato a mover la mesa2

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

UNO     LDAA  #$04
        STAA  CTAPASOS
        PULY

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

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

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

```

```

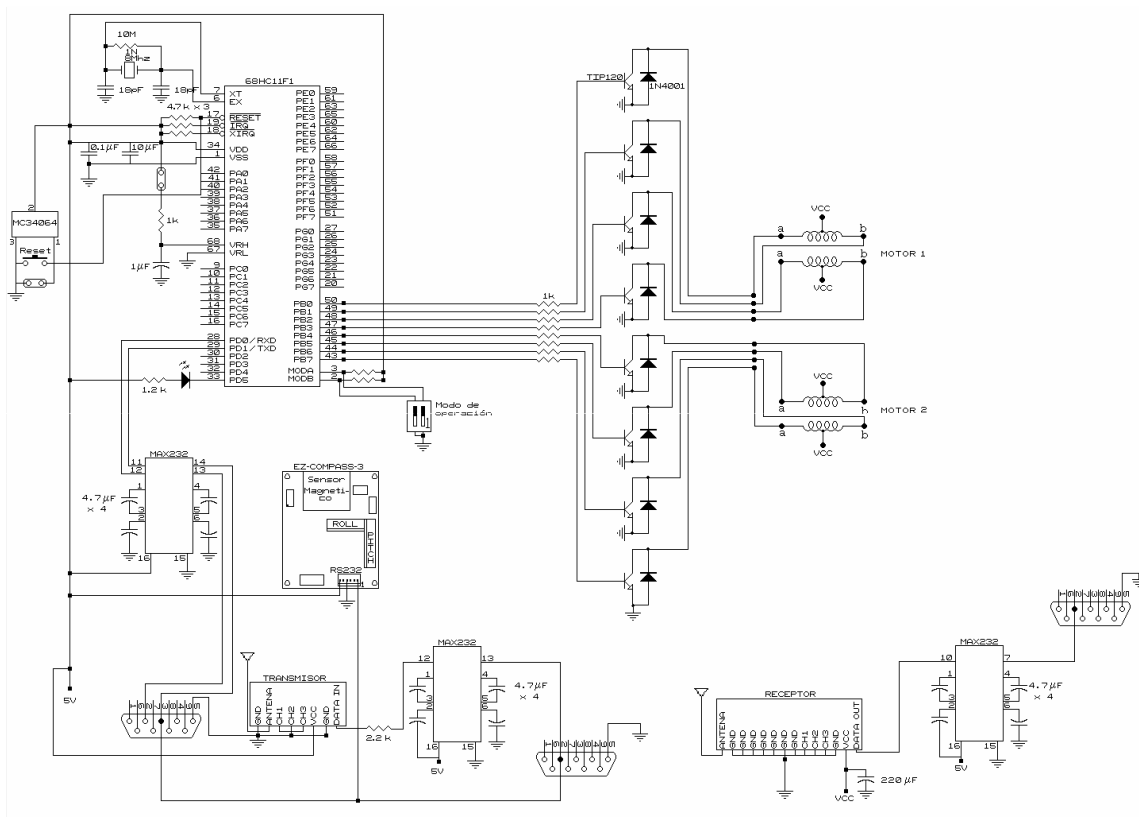
BNE    E1
PULX
RTS

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

ORG    $FFFE
DW     $FE00

```

## D.2. DIAGRAMA ELECTRÓNICO DEL SISTEMA DE BALANCEO AUTOMÁTICO



Los motores de pasos se polarizan con + 6 volts y el microcontrolador con + 10 volts.

Figura D.1. Diagrama electrónico donde se muestran las conexiones del sistema de balanceo automático.

# APÉNDICE E.

## CÁLCULO DE LOS PARES PERTURBADORES EN ÓRBITA TERRESTRE.

Durante la operación de un satélite en órbita, éste se encuentra bajo la influencia de numerosas fuerzas perturbadoras. Si dichas fuerzas no se encuentran localizadas o no se ejercen a través del centro de masa, entonces el resultado es un par neto que está siendo impartido hacia la nave [87]. La cuantificación de estas influencias, es parte esencial del sistema de control de orientación.

Los cálculos están basados en las características generales y las dimensiones que se presentan en la tabla E.1:

**Tabla E.1. Características y dimensiones consideradas para el cálculo de los pares perturbadores en órbita.**

De forma cúbica	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	3 cm

### E.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 sólo estamos interesados en sus efectos en la orientación de la nave. El par producido por el viento solar, es independiente de la órbita o velocidad del satélite, hasta que éste entre en eclipse.

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

$$T = r \times F_s \quad (E1)$$

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.

$$p_s = I_s/c$$

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

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

asignamos los siguientes valores:

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

$$k = 0.5$$

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

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

Sustituyendo se tiene que:

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

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



y finalmente el par está dado por:

$$T = r \times F_s = 0.00425 \times 10^{-3} \text{ w.s}$$

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

## E.2. Gradiente gravitacional

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

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

$$T = 3n^2 \hat{r} \times I \cdot \hat{r} \quad (E2)$$

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<sup>3</sup>/s<sup>2</sup> para la Tierra)

$I =$  matriz de inercia del satélite

En el marco de referencia fijo al cuerpo del satélite, con los ángulos de cabeceo, rotación y guiñada, el vector unitario del centro del planeta al satélite es mostrado en la figura 3.1.

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

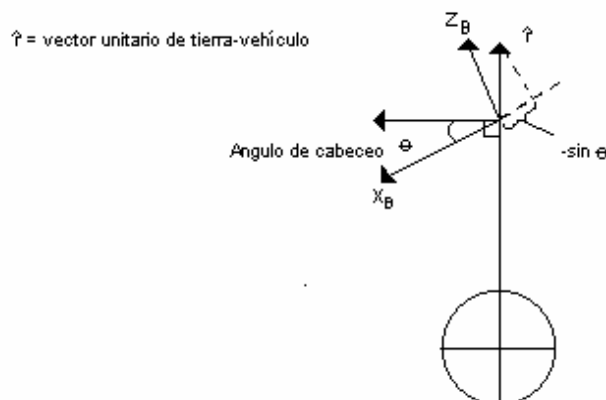


Figura E.1. Geometría del plano de cabeceo del par provocado por el gradiente gravitacional.

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

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

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

Para nuestro satélite en órbita baja:  $n \cong 0.001$  rad/s y suponiendo que exista una diferencia en los momentos de inercia entre los ejes principales de  $6 \text{ kg/m}^2$ . Entonces el par perturbador será:

$$T = 1.8 \times 10^{-5} \text{ N}\cdot\text{m}$$

### E.3. Arrastre atmosférico.

La alta atmósfera produce un determinado arrastre en un satélite y esto es de particular importancia en órbita baja, ya que se produce una disminución en la altura de la órbita. La misma fuerza de arrastre produce pares perturbadores en el satélite debido al 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 está dado por:

$$T = r_{cp} \times F_a \quad (E3)$$

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

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

donde:

$\rho$  = densidad atmosférica

$V$  = velocidad del satélite

$S$  = área proyectada por la nave  $\perp$  al vector velocidad  $V$

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

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

Asignando valores:

$r_{cp} = 0.03 \text{ m}$   
 $\rho = 6 \times 10^{-13} \text{ Kg/m}^3$   
 $V = 9500 \text{ m/s}$   
 $S = 0.2025 \text{ m}^2$   
 $C_D = 1$

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

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

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

#### E.4. Par de control disponible

Cada bobina magnética proporciona un dipolo de  $12 \text{ [Am}^2\text{]}$ , sin embargo, buscaremos su equivalente a  $[\text{Newton}\cdot\text{metro}]$  para tener una concordancia de unidades:

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

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

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

Entonces cada bobina con un dipolo de  $12 \text{ A}\cdot\text{m}^2$  producirá un par de:

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

En la siguiente gráfica se muestran los pares perturbadores considerados, sus magnitudes aproximadas y los pares de control disponibles.

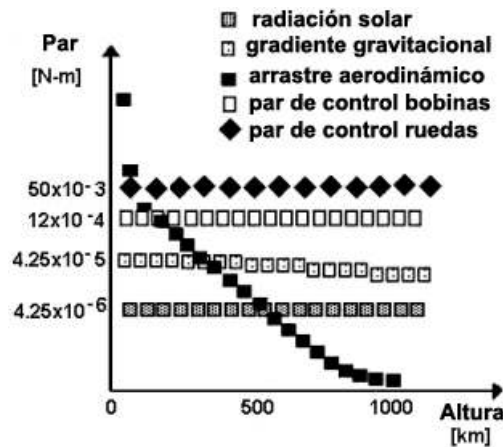


Figura E.2. Pares perturbadores y de control, disponibles, para un satélite de forma cúbica orbitando a 780 km .

# APÉNDICE **F.**

## LISTADO DEL PROGRAMA PARA CONTROLAR LA ORIENTACIÓN DE LA PLATAFORMA USANDO RUEDAS INERCIALES.

```

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

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

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

          ORG      $FE00
          LDX      #$1000

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

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

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

DATO1     LDAA     TEMP
          CMPA     #$00
          BEQ     APAGAR

```

```

        STAA  TEMP1      ;SALVA CODIGO ASCCI
        INY
        BRA   START

DATO2   STAA  TEMP2      ;SALVA CODIGO ASCCI
        INY
        BRA   START

DATO3   STAA  TEMP3      ;SALVA CODIGO ASCCI
        INY
        BRA   MOVERU

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

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

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

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

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

PASOS   LDX  #$FFFF      ;retraso para esperar que se establezca la plataforma
T1      LDAA  #$02
T2      DECA
        BNE  T2
        DEX
        BNE  T1
        LDAA #00
        STAA PORTB
        LDAB #$F0

UN      LDAA  #$0F      ;constante compensación
UNO     LDX  #$00FF
E1      DEX
        BNE  E1
        DECA
        BNE  UNO
        DECB
        BNE  UN
        NOP
        RTS

APAGAR  LDAA  #$00
        STAA PORTB
        JMP  INI

FIN     BRA  FIN

```

## REFERENCIAS

- [1]. AeroAstro (2006) <http://www.aeroastro.com/publications/SSCO3-X-7.pdf> Con acceso en Mayo de 2006.
- [2]. Aerospace Corporation (2006). <http://www.aero.org/publications/glackin/glackin-2.html>. Con acceso en Junio de 2006.
- [3]. ADVANCED ORIENTATION SYSTEMS (2004) "Ez-Compass-3 Application Manual". Linden, NJ. USA. pp 1-12.
- [4]. Bar-Itzhack I.Y and Shorshi G. (1991) "Near Earth orbit determination using magnetometers". Proc. First ESA Int. Conf. On "Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems". ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, June 4-7.
- [5]. Becerril J. M. y Rodríguez M. (2000) "Sistema de navegación inercial basado en giróscopos y acelerómetros". Tesis de Licenciatura. Ingeniería Electrónica. Facultad de Ingeniería, UNAM. pp. 1-113.
- [6]. Blackelock J. H. (1991) "Automatic control of aircraft and missiles". Wiley and Sons, NY, NY.
- [7]. Contreras F. (2004). "Pruebas de control de estabilización para un satélite pequeño empleando bobinas magnéticas y ruedas inerciales". Tesis de Licenciatura. Ingeniería Electrónica. Facultad de Ingeniería, UNAM. pp. 1- 86
- [8]. Corona A. y Abdel R. N. (1997) " Sensor de Tierra" Proyecto final de titulación. Ingeniería Electrónica. ITESM Campus Ciudad de México. pp1-53.
- [9]. Dynacon (2006) "Dynacon Micro Wheel 200, data sheet" <http://www.dynacon.ca>. Con acceso en Junio de 2006.
- [10]. Elop Industries Ltd. (1995) "Horizon sensor for small and micro satellites" Catalog No. 4935. pp1-4
- [11]. Espinosa A. y Salgado G. (2002) "Implementación de un sistema de control de orientación para un satélite pequeño, utilizando ruedas inerciales". Tesis de Licenciatura. Ingeniería Electrónica. Facultad de Estudios Superiores Aragón, UNAM. pp. 1- 93
- [12]. E. Schmidt, Jr. (1975) "The application of magnetic attitude control to a momentum biased synchronous communications satellite". AIAA Guidance and control conference. Boston, Massachusetts. August 20-22,. AIAA paper No.75-1055
- [13]. Fontana A. et al. (1964) "Flight Investigation of a Solar Orientation Control System for Spacecraft". NASA Technical Memorandum. NASA TM X-944. January. pp. 1-48
- [14]. Fullmer et al. (1992) "The Development of a Small Satellite Attitude Control Simulator" 6th. Annual AIAA-USU Conference on Small satellites. Logan, Utah. September. pp 1-14
- [15]. Fullmer R. (1996) "Dynamic Ground Testing of the Skipper Attitude Control System". AIAA 34th. Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. January 15-18, Reno Nevada, USA. pp1-9
- [16]. Gold B. and Rader C.M. (1990) "Digital processing of signals". Mc. Graw hill, NY, EU.

- [17]. Griffin M.D. y French J. R. (1991) "Space vehicle design". AIAA Series. Ohio, EU.
- [18]. Hamamatsu (2004) "Linear Image Sensor S3921 256Q MOS data sheets" <http://usa.hamamatsu.com>
- [19]. Haussermann W. and Kennel H. (1960) "A Satellite Motion Simulator". Astronautics Vol 5 No. 12. December. pp 22-23, 90-91
- [20]. Hughes P. C. (1986) "Spacecraft Attitude Dynamics" Wiley and Sons, NY.
- [21]. Humphreys T. E. (2002) "Attitude determination for small satellites with modest pointing constrains". Space Dynamics Lab. Utah State University. Monograph report. pp1-13.
- [22]. ICSENSORS (1999) "Technical notes. Accelerometer model 3140". Milpitas, Cal. U.S.A.
- [23]. I.Y. Bar-Itzhack and G. Shorshi (1991) "Near Earth orbit determination using magnetometers" Proc. First ESA Int. Conf. On "Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems". ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, June 4-7.
- [24]. IGRF 2005-2010. <http://swdcdb.kugi.kyoto-u.ac.jp/igrf/>
- [25]. Ithaco Inc. (1992) "Attitude determination and control subsystem capabilities" Report 94203 pp1-23, Ithaca, NY.
- [26]. Juárez A. (2001) "Balanceo automático de un simulador para control de orientación de satélites, utilizando masas deslizantes". Tesis de Licenciatura. Ingeniería Mecánica. Facultad de Ingeniería, UNAM. pp. 1- 79.
- [27]. Juárez G. (1999) "Utilización de bobinas magnéticas para control de orientación de satélites pequeños". Tesis de Licenciatura. Ingeniería Electrónica. Tesis de Licenciatura. Facultad de Ingeniería, UNAM. pp. 1-68.
- [28]. Kim B. y Lee H. (1997a) "Attitude Control System Test Using Three-axis air bearing hardware simulator". Workshop on Control Of Small Spacecraft. Breckenridge Co.
- [29]. Kim B., Velenis E., Kriengsiri P., Tsiotras P. (1997b) "A Spacecraft Simulator for Research and Education" in Proceedings of the AIAA-AAS Guidance, Dynamics and Control Conference, no. 01-367, pp.897-914.
- [30]. Kim B., Velenis E., Kriengsiri P. and Tsiotras P., (2003) "Designing a low-cost spacecraft simulator". IEEE Control Systems Magazine. pp 26- 37 August.
- [31]. Landis G.A. (2001). "Lightweight sun-position sensor developed". <http://www.grc.nasa.gov/WWW/RT2000/5000/5410wilt.html>. Con acceso en Julio de 2006.
- [32]. Lang, William (1964) "Triaxial Balancing Techniques (A Study of Spacecraft Balance with Respect to Multiple Axes)". Greenbelt, MD. NASA Goddard Space Flight Center. TN D-2144.
- [33]. Ledebuhr A, et. Al. (2001) "Micro-Satellite Ground Test Vehicle for Proximity and Docking Operations Development" en Proceedings of the IEEE Aerospace conference, (Big Sky, Montana), pp.2493-2504, March 10-17.
- [34]. LINX TECHNOLOGIES (2001) "Reference Manual, HP-II module". Ashley Place, USA.

- [35]. Lorell K. and Lang B. "Precision Attitude Control of Symmetric Spinning Bodies". SUDAAR 443, Stanford University Center for System Research. April 1971.
- [36]. Mangus J.A., Passarello, and Van Karsen (1993) "Estimating rigid body properties from force reaction measurements". 11<sup>th</sup> Int. Modal Analysis Conf. Kissimmee, FL., pp469-472.
- [37]. Mesinas M. (2002) "Sistema de monitoreo de un simulador para control de orientación de satélites". Tesis de Licenciatura. Ingeniería Electrónica. Fac. de Ingeniería, UNAM. pp. 1-86
- [38]. Miranda V.M (1998) "Diseño y construcción de un sistema de adquisición de datos para detección de orientación y control de estabilización de satélites". Tesis de Licenciatura. Ingeniería Electrónica. Facultad de Estudios Superiores Cuautitlán, UNAM. pp 1-83.
- [39]. Mohinder S.G. y Angus P.A. (1993) "Kalman filtering. Theory and practice" Prentice Hall.
- [40]. Motorola M68HC11, Reference Manual. U.S.A. 2001.
- [41]. Olsen, Tania A (1995) "Design of an Adaptive Balancing Scheme for the Small Satellite Attitude Control Simulator (SACCS)". Master Thesis, Utah State University. pp 1-86
- [42]. OPTOELECTRONICS (1985) "OTC-11-5 series, single stage, thermoelectrically cooled lead selenide detectors datasheet". Petaluma, Cal. USA.
- [43]. Pal P.K and Fox S.M. (1992) "The effects of momentum bias on a gravity gradient stabilized spacecraft with active magnetic control". Annual AIAA/USU Conf. On Small Satellites, Sept. pp1-19.
- [44]. Patrick D. (1993) "The Barnes miniature solid state Earth sensor. A flexible low-cost light-weight Earth sensor for the lightsat community". Barnes Engineering, EDO Corp. Shelton, CT.pp1-8.
- [45]. Peterson G. S. (1992) "Sun seeking three-axis thruster control of a small satellite attitude control simulator". Master of Science thesis. Utah State University. pp1-105.
- [46]. Prado J. (1993). Diseño de un sistema para detección de orientación de un satélite. Tesis de Maestría. Facultad de Ingeniería, UNAM. México. pp 88.
- [47]. Prado J., Peralta A., Navarrete M., Bisiacchi G. (1997a) " 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. Memorias del Congreso. pp 738-742.
- [48]. Prado J., Miranda V., Corona A. (1997b) "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. Memorias del Congreso. pp 743-747
- [49]. Prado J., Bisiacchi G., Espinosa A.G., Salgado G. (1998a) "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. Memorias del Congreso. pp 403-407. **Trabajo reconocido por la SOMI, con el segundo lugar de investigación tecnológica en el campo de Instrumentación Espacial y Percepción Remota.**
- [50]. Prado J., Bisiacchi G., Juárez G. (1998b) "Utilización de bobinas magnéticas para control de orientación de satélites pequeños". SOMI XIII Congreso Nacional de Instrumentación. Ensenada, BCN. México. Octubre 5-9. Memorias del Congreso. pp 408-412. **Trabajo**



**reconocido por la SOMI, con el tercer lugar de investigación tecnológica en el campo de Instrumentación Espacial y Percepción Remota.**

[51]. Prado J., Miranda V.M. (1998c) "Sistema de adquisición de datos para determinar la orientación de un satélite en tres ejes". SOMI XIII Congreso Nacional de Instrumentación. Ensenada, BCN. México. Octubre 5-9. Memorias del Congreso. pp 413-417.

[52]. Prado J., Bisiacchi G., Camacho E. (1999a) "Balanceo dinámico de un simulador para control de orientación de satélites". SOMI XIV Congreso Nacional de Instrumentación. Tonanzintla, Puebla. México. Octubre 4-8. Memorias del Congreso. pp 628-632. **Reconocimiento por parte de la SOMI, al mejor trabajo en investigación tecnológica en el área de Percepción Remota y Robótica.**

[53]. Prado J., Bisiacchi G., Sadovnichii S., Rodríguez M., Becerril J.M. (1999b) "Desarrollo de un sistema de navegación inercial del tipo sujeto al vehículo". SOMI XIV Congreso Nacional de Instrumentación. Tonanzintla, Puebla. México. Octubre 4-8. Memorias del Congreso. pp 638-642.

[54]. Prado J., Bisiacchi G., (2000) "Dynamic Balancing for a Satellite Attitude Control Simulator". **Instrumentation and Development**. Journal of the Mexican Society of Instrumentation. SOMI. Vol 4. No 5. pp 76-81.

[55]. Prado J, Peralta-Higuera A, Bisiacchi G and Palacio JL. (2001) "3-Axis Stabilized Platform and Monitoring System for Airborne Digital Imaging". American Society for Photogrammetry and Remote Sensing. 18<sup>th</sup> Biennial Workshop on Color Photography & Videography in Resource Assessment. Amherst, Massachusetts, Mayo 16-18. Trabajo No. 33 pp 1-10.

[56]. Prado J., Bisiacchi G., Mesinas M., Ruiz D. (2002a) "Sistema de Monitoreo Inalámbrico de un Simulador Para Control de Orientación de Satélites". SOMI XVII Congreso Nacional de Instrumentación. Mérida, Yucatán, México, Octubre 14-18, Memorias en CD. pp1-12. Trabajo ELECTRO35.

[57]. Prado J., Bisiacchi., Ruiz D. (2002b) "Construcción y Calibración de un Sensor de Sol para Aplicación Espacial". SOMI XVII Congreso Nacional de Instrumentación. Mérida, Yucatán, México, Octubre 14-18, Memorias en CD. pp1-12. Trabajo ELECTRO36.

[58]. Prado J. y Ruiz D. (2003a) "Informe final del proyecto: Sensores finos de sol en dos ejes para orientación de satélites" Fundación Politécnico, Junio. pp1-57.

[59]. Prado J., Mesinas M., Ruiz D. y Juárez A. (2003b) "Informe final del proyecto: Plataforma de simulación de un medio sin fricción". Fundación Politécnico, Marzo. pp1-105.

[60]. Prado J., Bisiacchi G., Reyes L., Vicente E., Contreras F., Mesinas M and Juárez A. (2005) "Three-axis Air-bearing Based Platform for Small Satellite Attitude Determination and Control Simulation". Journal of Applied Research and Technology. Vol. 3 No. 3 December. pp222-237.

[61]. Prado J., Peralta A, Palacio-Prieto J.L. y Sandoval R. (2006) "Airborne High-Resolution Digital Imaging System". Journal of Applied Research and Technology . Vol. 4 No. 1 April 2006. pp. 3-23

[62]. Proyecto SATEX-1 (2001) Javier Roch Coordinador. <http://gaceta.cicese.mx/ver.php?topico=breviario&ejemplar=103&id=378>. Con acceso en Mayo de 2006.

- [63]. Psiaki M.L., Martel D y Pal P.K (1989) "Three-axis attitude determination via Kalman filtering of magnetometer data" *Journal of Guidance, Control and Dynamics*. Vol 13 No. 3 May-Jun. pp 506-514.
- [64]. Psiaki M.L. (2000) "Attitude sensing using a global positioning system on a turntable". AIAA paper 2000-3947.
- [65]. Reed F. and Fullmer R. (1998) Space Dynamics Laboratory, Utah State University. Comunicación personal.
- [66]. Rizos I, Arbes J and Raoult J.C. (1971) "A Spherical Air-Bearing-Supported Test Facility for Performance Testing of Satellite Attitude Control Systems". ESRO-CR66, also 4th. IFAC Symposium. Dubrovnic, Jugoslavia. September. 6-10. pp 3.41-3.48
- [67]. Roe F.D, Mitchell B.M, Linner B.M, and Kelley D.L. (1996) "Simulation Techniques for Avionics Systems- An Introduction to World Class Facility" en *Proceedings de la AIAA Flight Simulation Technologies Conference*, no. 96-3535, (SD California), pp. 535-543, July 29-31.
- [68]. Ruiz D. (2003) "Sensor de sol para detección de orientación de satélites". Tesis de Licenciatura. Ingeniería Electrónica. Facultad de Ingeniería, UNAM. pp. 1-72
- [69]. Ryffel H. editor "Machinery's Handbook" 22nd. edition. Industrial Press Inc. New York, 1984.
- [70]. Schmidt, E Jr. (1975) "The application of magnetic attitude control to a momentum biased synchronous communications satellite". AIAA Guidance and control conference. Boston, Massachusetts. August. AIAA paper No.75-1055.
- [71]. Schwartz J.L, Peck M.A and Hall C.D. (2003) "Historical review of air-bearing spacecraft simulators". *Journal of Guidance Control and Dynamics*. August. Vol 26, no 4. pp513-522.
- [72]. Shen J., Mc Clamroch N.H., and Bloch A.M.. (2002) "Local Equilibrium Controllability of the Triaxial Attitude Control Testbed". In *Proceedings of the 41<sup>st</sup> IEEE Conference on Decision and Control* (Las Vegas, Nevada) pp. 528-533, December.
- [73]. Smallsatellites organization (2006) <http://www.smallsatellites.org/>. Con acceso en Mayo de 2006.
- [74]. SPECTROLAB (1999). "Spectrodata Silicon K4710 solar cells data sheets". Sylmar, California, EU.
- [75]. Spiegel M. R. (1997) "Theoretical Mechanics". Mc Graw Hill, NY.
- [76]. Stark K. (1962) "The Design of Various Types of Air Bearings for Simulating Frictionless Environments" NASA Technical Note. NASA TN D-1100. May.
- [77]. Steyn W. H. (2001) "Magnetic Attitude Determination And Control for Low Earth Orbiting Small Satellites". Department of Electrical and Electronic Engineering. U of Stellenbosch. <http://staf.ee.sun.ac.za/whsteyn/papers/magsat.pdf>. Con acceso en Mayo de 2006.
- [78]. Stickler A. C. and Alfriend K. T. (1976) "Elementary Magnetic Attitude Control System". *Journal of Spacecraft*. Vol 13. pp282-287.
- [79]. Surrey Satellite Technology LTD. (2006) "University of Surrey, Guildford, UK". <http://www.sstl.co.uk>

- [80]. SYSTRON DONNER (1999) "GyroChip II Solid State Rotation Sensor". U.S.A.
- [81]. Tabata et al. (1973) "Satellite Attitude Control Simulator System: Overall System". Proceedings 10th. Int. Symp. on Space Technology and Science. Tokyo, Japan. Sept 3-9. AGNE Pub. pp 955-963.
- [82]. Tuley G. W. And García J., (1989) "A state of the art mass properties laboratory, Mc Donnell Douglas Helicopter Company". 48<sup>th</sup> Annual Conference of Society of Allied Weight Engineers, Inc. Alexandria, Virginia. May 22-24 . SAWE paper No. 1883.
- [83]. Unwin M. J. (2000) "Orbital demonstration of a new GPS receiver for orbit and attitude determination". Pp1-5. <http://conferences.esa.int/FPD/info/gpsdemonstration.pdf> Con acceso en Mayo de 2006.
- [84]. Van Herwaarden A. W. (2001) "Low-cost satellite attitude control sensors based on integrated infrared detector arrays" IEEE transactions on instrumentation and measurement, vol 50, No. 6, December.
- [85]. Vicente-Vivas E., et al., (2004) "Space Qualified Computer Server Developed for Long Life Microsatellite Applications". Research On Computer Science, Vol.9, pp. 25-35, Centro de Investigación en Computación, IPN, México, DF, Sept.
- [86]. Wang P., Yee J. and Hadaegh F. (1999) "Experimental Study of Synchronized Rotation of Multiple Autonomous Spacecraft with Rule-Based Controls". In Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, no 99-4150, (Portland, Oregon), pp. 1098-1108, August 9-11, 1999.
- [87]. Wertz J.R. (1990) "Spacecraft Attitude Determination and Control". Kluwer Academic Publishers. pp 1-860
- [88]. World Magnetic Model WMM 2005-2009. <http://www.ngdc.noaa.gov/seg/WMM/DoDWMM.shtml>
- [89]. Young J.S., (1998) "Development of an automatic balancing system for a small satellite attitude control simulator (SSACS)". Master thesis. Utah State University.