

31



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTONOMA  
DE MEXICO

FACULTAD DE ESTUDIOS SUPERIORES  
CUAUTITLAN

"SISTEMA DE CONTROL AUTONOMO DE UNA PLATAFORMA  
AEREA, PARA ADQUISICION DE IMAGENES."

**T E S I S**

QUE PARA OBTENER EL TITULO DE

INGENIERO MECANICO ELECTRICISTA

P R E S E N T A :

MAURICIO JUAN FRANCO TORRES

ASESOR: M. en I. JORGE PRADO MOLINA

CUAUTITLAN IZCALLI, EDO. DE MEX.

2000

284217



Universidad Nacional  
Autónoma de México

Dirección General de Bibliotecas de la UNAM

**Biblioteca Central**



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

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

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

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



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO

FACULTAD DE ESTUDIOS SUPERIORES CUAUTITLAN  
UNIDAD DE LA ADMINISTRACION ESCOLAR  
DEPARTAMENTO DE EXAMENES PROFESIONALES

U. N. A. M.  
FACULTAD DE ESTUDIOS SUPERIORES-CUAUTITLAN

ASUNTO VOTOS APROBATORIOS



DEPARTAMENTO DE EXAMENES PROFESIONALES

DR. JUAN ANTONIO MONTARAZ CRESPO  
DIRECTOR DE LA FES CUAUTITLAN  
PRESENTE

ATN Q Ma del Carmen Garcia Mijares  
Jefe del Departamento de Exámenes  
Profesionales de la FES Cuautitlan

Con base en el art 28 del Reglamento General de Exámenes, nos permitimos comunicar a usted que revisamos la TESIS

" Sistema de control de una plataforma aérea, para adquisición de imágenes".

que presenta el pasante Franco Torres Mauricio Juan con numero de cuenta 9037815-5 para obtener el TITULO de Ingeniero Mecánico Electricista.

Considerando que dicha tesis reúne los requisitos necesarios para ser discutida en el EXAMEN PROFESIONAL correspondiente, otorgamos nuestro VOTO APROBATORIO

ATENTAMENTE  
"POR MI RAZA HABLARÁ EL ESPIRITU"

Cuautitlán Izcalli, Edo de Mex, a 13 de Abril de 199 1990

PRESIDENTE Ing. Antonio Herrera Mejia

VOCAL Ing. Nicolas Calva Tapia

SECRETARIO M.I. Jorge Franco Molina

PRIMER SUPLENTE Ing. Margarita Lopez Lopez

SEGUNDO SUPLENTE Ing. María de Lourdes Margarita Lopez

**DEDICADO A:**

*Dios, que me permitió el poder vivir hasta el término  
de este trabajo..*

*Mi familia, hermanos y amigos  
que me ayudaron y animaron.*

*Y en especial a mis padres,  
ya que gracias a su apoyo y a la confianza que depositaron  
en mi durante todo este tiempo, he podido llevar  
a buen término esta tesis.*

## **RECONOCIMIENTOS.**

Se hace un patente reconocimiento a la Dirección General de Asuntos del Personal Académico de la UNAM, por el apoyo en forma de beca para la realización de este trabajo.

Al Dr. Gianfranco Bisiacchi Giraldi Jefe del Laboratorio de Instrumentación Espacial, del Centro de Instrumentos de la UNAM, y responsable del proyecto DGAPA IN125698 "Plataforma Giroestabilizada para percepción remota desde aeronaves" por el apoyo para la realización de esta tesis.

A los ingenieros Valente Vázquez Tamayo y Gustavo Juárez por sus valiosos consejos durante en desarrollo de la tarjeta microcontroladora y la programación.

Al M. en I. Jorge Prado Molina por su continuo apoyo durante todo el desarrollo de esta tesis, así como por la cuidadosa revisión y corrección del trabajo escrito.

# ÍNDICE.

DEDICATORIA.....	i
RECONOCIMIENTOS.....	ii
ÍNDICE.....	iii
PREFACIO.....	v
RESUMEN.....	vii
1.-INTRODUCCIÓN.....	1
1.1.- Necesidades de compensación durante el vuelo.....	1
1.1.1.- Corrección geométrica.....	1
1.1.2.- Traslape entre imágenes.....	3
1.1.3.- Ahorro de líneas de vuelo o repeticiones.....	3
1.2.- Fuerzas perturbadoras.....	4
1.3.- Sensores aeroespaciales.....	6
1.4.- Ejes ortogonales de referencia.....	8
1.5.- Instrumentación de la plataforma.....	9
2.-PLATAFORMAS ESTABILIZADAS.....	11
2.1.- Navegación inercial.....	11
2.2.- Plataformas estabilizadas.....	14
2.2.1 - Mecanización basculante.....	14
2.2.2 - La plataforma analítica o plataforma sujeta al vehículo.....	15
2.3.- Instrumentación independiente de la aeronave.....	17
2.3.1.- Acelerómetros (velocidades angulares).....	17
2.3.1.1.- Acelerómetro de balance de fuerzas.....	18
2.3.1.2.- Acelerómetro tipo giróscopo.....	19
2.3.1.3.- Acelerómetros de viga vibrante.....	21
2.3.1.4.- Tenedor sintonizable con doble terminal.....	23
2.3.2.-Giróscopos (rotación y cabeceo).....	24
2.3.2.1.- Giróscopos con dos grados de libertad.....	24
2.3.2.2.-Giróscopo de un solo grado de libertad.....	26
2.3.2.3.-Giróscopo vertical.....	28
2.3.2.4.-Giróscopo direccional o girobrújula.....	28
2.3.2.5.-Giróscopos de estado sólido.....	29
2.3.2.6.-Otros tipos de giróscopos.....	31
2.3.3.- Criterios de selección de los sensores.....	32
2.3.4.-Ubicación de los sensores.....	32
2.4.Actuadores.....	32
2.4.1.Servomecanismos.....	32
2.4.1. Selección de los actuadores.....	32

3.- DESCRIPCIÓN DEL SISTEMA DE CONTROL.....	36
3.1.- Esquema de control.....	37
3.2.-Microcontrolador.....	38
3.2.1.- Criterios de selección.....	39
3.2.2.- Características principales del microcontrolador M68HC11F1.....	39
3.2.3.- Sistema de conversión analógico digital del MC.....	40
3.2.4.- Programación del microcontrolador.....	41
3.2.5.- Modos de operación.....	41
3.2.6.- Tarjeta microcontroladora.....	42
3.3.-Algoritmos de tiempo mínimo y adaptivos.....	42
3.3.1.- Sistemas discretos de control, de tiempo mínimo.....	42
3.3.2.- Sistemas de control adaptivo.....	43
3.3.3.- Consideraciones de estabilidad.....	46
3.4.-Programa de control para una plataforma pivoteada en un eje.....	47
3.5.- Interfaces de potencia con los servomotores.....	49
4.-PRUEBAS DE FUNCIONAMIENTO.....	50
4.1.-Pruebasde funcionamiento.....	50
4.1.1.-Tiempose de respuesta del sistema de control.....	51
4.2.- Curvas de respuesta obtenidas.....	52
5.- CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.....	55
5.1.- Conclusiones.....	55
5.2.- Recomendaciones.....	56
APÉNDICE A. Listado del programa para el control de la orientación de una plataforma estabilizada en un eje .....	58
APÉNDICE B. Diagrama esquemático de la tarjeta microcontroladora basada en el M68HC11F1, en modo "Single Chip".....	62
REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	64

## PREFACIO.

El propósito de los sensores aeroespaciales, es el de proveer toda la información necesaria sobre las variables y los parámetros al sistema de vuelo, para que este realice de manera correcta la misión asignada. Una misión se define generalmente en un espacio tridimensional (X, Y y Z), y a veces en cuatro, cuando se toma en consideración al tiempo; este concepto de guía y control en 4-D tiene una gran importancia en la coordinación de las trayectorias de vuelo de aeronaves en los sistemas de control de tráfico aéreo y en las misiones espaciales de acoplamiento entre naves.

Los sensores aeroespaciales modernos, parte muy importante en el desarrollo de este trabajo; son descendientes directos de los descubrimientos de las leyes de la física, tanto en experimentos como en teorías, llevados a cabo durante los siglos XVII y XVIII, seguidos por la avalancha de inventos revolucionarios durante los siglos XIX y XX. Recordemos por ejemplo, el descubrimiento de Torricelli de la presión atmosférica en 1643 fue seguida rápidamente por la invención del altímetro barométrico y por el descubrimiento de las propiedades de la atmósfera por Pascal entre 1647 y 1654. El descubrimiento de Newton de las leyes de la gravitación universal en 1687, su primera ley sobre la conservación del momentum, y la segunda que indica que la fuerza es proporcional al cambio de momentum, establecieron los fundamentos del desarrollo del sismómetro en 1883 por Milner y del acelerómetro en los inicios de este siglo. La invención de un giróscopo vertical impulsado por vapor por Stevens Maxim en 1891, fue seguida por una versión electromecánica perfeccionada debida a Sperry en 1913. El desarrollo de la teoría de la propagación de las ondas electromagnéticas por Maxwell en 1864, la invención del transmisor inalámbrico por Marconi en 1903 y el tubo al vacío por Lee de Forest en 1907, allanaron el terreno para la transmisión y recepción de las ondas de radio. El descubrimiento de las leyes del electromagnetismo por Faraday, desembocaron rápidamente en la invención del electromagneto, el motor y el generador eléctrico, los transductores mas importantes en la tecnología moderna. El descubrimiento de los semiconductores en los años treinta dieron como resultado la invención del transistor por Shockley en 1947, revolucionando la tecnología electrónica en velocidad, tamaño, bajo consumo, permitiendo la comunicación aeroportada, el control y la navegación en aeronaves, naves espaciales y misiles. Con el advenimiento de las escalas de integración muy grandes (VLSI), las barreras de la miniaturización en computadoras, sistemas de comunicaciones, control de vuelo y sistemas de navegación han sido y están siendo desplazadas, al mismo tiempo que son llevados a cabo desarrollos de nuevos conceptos y tecnologías de sofisticados sistemas de sensores.

Los sensores aeroespaciales se pueden dividir en dos grupos principales. El primero es el de los llamados *sensores geofísicos*, los cuales se basan y usan las propiedades físicas de la tierra como son: su dimensión, su movimiento de rotación, su movimiento de traslación, su fuerza de atracción, su atmósfera y sus campos magnético y electrostático. Algunos ejemplos de sensores que hacen uso de estas propiedades son la brújula, el giróscopo-brújula y los sistemas de navegación inercial terrestre. El segundo grupo de sensores son los llamados *sensores remotos*, estos se basan en la captación de radiaciones; su fuente puede ser natural, como el sol, las estrellas o la radiación dispersa de objetos en la superficie de la tierra. Como ejemplos tenemos los sensores de sol los cuales indican la posición angular del mismo, los barredores de estrellas, las cámaras infrarrojas o la radiación producida por el hombre, como son las ondas de radio y de radar emitidas por bases terrenas o por satélites.

En la mayoría de los casos, estos sensores presentan una serie de limitaciones físicas, debido al ruido, a un rango dinámico limitado, o a una insuficiente respuesta en frecuencia; dando como resultado sensores inadecuados en algún aspecto en particular, sin embargo, otros sensores pueden tener propiedades complementarias, es decir, son mejores en algunos aspectos que los anteriores. La combinación de las mediciones de los sensores genera un sistema multisensor o un sistema de sensores mejorado. Esta combinación, acompañada de los algoritmos de filtrado apropiados produce una medición que es muy superior a la que proporciona cada uno de los sensores por separado.

Como sabemos, las variables se pueden representar como vectores que pueden cambiar rápidamente, mientras que los parámetros son escalares y normalmente sus cambios son lentos. A pesar de lo anterior, es difícil poder indicar una línea definitiva que separe una variable de un parámetro, por ejemplo, la presión atmosférica juega un papel importante como un parámetro ambiental, pero este depende directamente de la altitud barométrica que puede verse como una variable del sistema

Ningún sensor por si solo puede distinguir entre un escalar y un vector, porque en un momento dado, su salida es representada únicamente por un número. Para llevar a cabo una medición en tres ejes, es necesario designar un sistema de coordenadas espaciales con por lo menos tres sensores, alineados con cada uno de los ejes. De esta manera, solamente la combinación de las tres mediciones de los sensores determinan la magnitud y dirección del vector. Un ejemplo típico puede ser el de un magnetómetro, el que consiste de una terna ortonormal de sensores magnéticos que determinan el valor del vector de campo magnético local, con respecto a un sistema de coordenadas establecido. Las lecturas de cada uno de los tres sensores, se necesitan en un sistema de coordenadas fijo en la tierra. Entonces, es necesario llevar a cabo una transformación de coordenadas. Para llevar a cabo esta implementación es necesario contar con una terna de mediciones de velocidad angular, de esta manera, la determinación de cantidades vectoriales en el espacio tridimensional necesita de por lo menos seis mediciones.

Es muy importante tener en cuenta el impacto que la alta precisión de los sensores de navegación inercial han tenido en el desarrollo del poderío militar y la política global de las superpotencias, debido a que esta tecnología ha tenido grandes repercusiones en la búsqueda de la supremacía mundial. En esta tesis se describirá la utilización de los sensores aeroespaciales tomando como marco de referencia el tipo de misiones de percepción remota que se van a llevar a cabo, las propiedades métricas de las imágenes obtenidas y su comportamiento no solo como dispositivos aislados, sino como sistemas completos interactuando con la aerodinámica y el medio ambiente circundante de la aeronave.

## RESUMEN.

El objetivo central de este trabajo es el diseñar, construir y probar un sistema de control que compense automáticamente las desviaciones que sufre una aeronave durante la adquisición de imágenes. Estas desviaciones, durante las campañas de percepción remota, obligan a realizar un cuantioso trabajo de corrección geométrica en tierra y en algunos casos; inclusive, a repetir líneas de vuelo por no contar con la cobertura de la zona o porque las imágenes no tienen el suficiente traslape entre sí.

Se presenta el desarrollo de un sistema autónomo que permite corregir las desviaciones que ocurren durante el vuelo, causadas por diferencias de presión, cambios en la dirección del viento, o errores del piloto durante el trayecto. Este tipo de sistema debe ser instrumentado de manera independiente de la aeronave para detectar cambios en los tres ejes ortogonales: rotación, cabeceo y guiñada. El programa de control, residente en un microcontrolador, recibe las señales de los sensores, efectúa la conversión analógico/digital y envía las señales a los actuadores, en este caso una serie de servomotores, para corregir la desviación.

Para este trabajo se implementaron algoritmos de control de tipo proporcional derivativo; se describen los sensores, los actuadores y se presentan los resultados de las pruebas realizadas sobre un eje con este sistema.

## CAPÍTULO 1

### INTRODUCCIÓN.

En este capítulo se discuten de manera general los problemas de apuntamiento, de la operación del sistema y de tipo ambiental que se tienen al realizar las campañas de adquisición de imágenes. Las desviaciones que sufre la aeronave durante el vuelo, son en ocasiones tan grandes, que no es posible obtener imágenes útiles durante algunas tomas, esto provoca que haya que repetir algunas líneas o trayectos con los consecuentes gastos y pérdida de tiempo.

#### 1.1.--Necesidades de compensación del apuntamiento durante el vuelo.

Aunado al problema del apuntamiento, también se cuenta con el inconveniente de no contar con un sistema de monitoreo que permita determinar si la adquisición de imágenes se está realizando de manera adecuada, es decir, si se están grabando correctamente las imágenes, o si se está recorriendo la zona sobre la línea de vuelo o existe alguna deriva. Recordemos que las cámaras se encuentran bajo condiciones ambientales bastante severas, como son: baja presión atmosférica, temperaturas aproximadas de hasta 20 C bajo cero y diferentes modos de vibración, lo que también se considera un problema grave.

De manera conjunta con el desarrollo de la plataforma estabilizada, se va a diseñar y construir un sistema que permita monitorear los diferentes parámetros que intervienen tanto en el apuntamiento de la plataforma, como en la determinación en tiempo real de la posición geográfica de la aeronave y el monitoreo del conjunto de cámaras durante el vuelo. Este sistema permitirá: llevar a cabo la calibración en tierra para determinar la horizontal de la plataforma, establecer las trayectorias, altura de vuelo, cobertura de las imágenes y demás parámetros que intervienen en la campaña; pero por supuesto que dicho sistema de monitoreo sale del alcance de esta tesis.

#### 1.1.1.- Corrección geométrica.

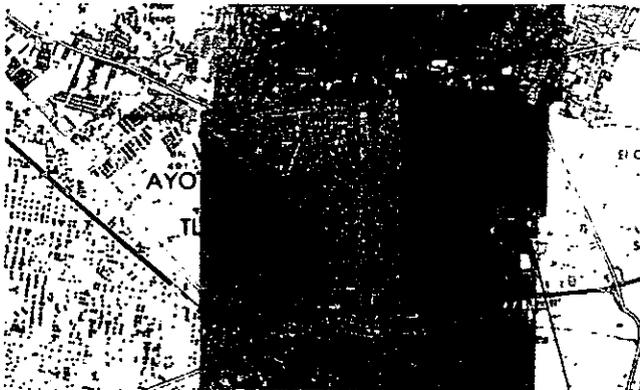
La fotogrametría es definida por la American Society of Photogrammetry como el arte, ciencia y tecnología para la obtención de información relevante acerca de objetos físicos y el entorno, a través de procesos de grabación. Medir e interpretar imágenes fotográficas y de radiaciones de energía electromagnética y otros fenómenos.

Lo anterior nos indica en pocas palabras, que esta ciencia se encarga del análisis de diferentes tipos de imágenes.

En la fotogrametría existen dos áreas de estudio específicas, la fotogrametría métrica y la fotogrametría interpretativa. La primera consiste en la ejecución de medidas precisas de las fotos y otras fuentes de información que determinan en general la localización relativa de los puntos. Esto permite encontrar distancias, áreas, ángulos, volúmenes, elevaciones y así poder clasificar objetos; este tipo de fotogrametría encuentra su aplicación mas común en la preparación de planos y mapas fotográficos, para ello las fotos son tomadas generalmente por medio de cámaras fotogramétricas desde vehículos aéreos (fotografía aérea), este último tipo de fotografía también puede ser clasificada como vertical u oblicua, cuando el eje de la cámara está cerca de la vertical, se le llama "relativamente vertical". Cuando no se logra esto, se le llama fotografía oblicua o lateral; y es en este último caso cuando es necesario llevar a cabo un cuantioso trabajo en tierra de corrección geométrica para obtener imágenes útiles.

La fotogrametría interpretativa se encarga del reconocimiento e identificación de objetos a través del análisis sistemático de las imágenes, para la obtención de las mismas se usan no solo cámaras fotográficas, sino también una gran variedad de sensores e instrumentos de percepción remota incluyendo cámaras multispectrales, barredores térmicos, etc. En este caso no es necesario llevar a cabo correcciones geométricas, ya que no se realizan mediciones con las imágenes, su uso es cualitativo.

Desde su establecimiento como disciplina la fotogrametría ha tenido gran importancia debido a que con ella es posible reconocer y encontrar recursos naturales, al igual que proporciona información para la correcta planeación y dirección de proyectos de construcción, de asentamientos urbanos, carreteras, reforestación, etc.



*Figura 1.1 Imagen vertical, susceptible de ser utilizada para cartografía y métrica.*

### 1.1.2.- Traslape entre imágenes.

Cuando se llevan a cabo líneas de vuelo con la finalidad de tomar una serie de fotografías aéreas, es necesario que éstas tengan un área de traslape de entre un 50 a un 65%, esto permite generar estéreo-pares indispensables para la identificación de objetos, mediante el relieve en las imágenes; lo cual es necesario cuando se realizan estudios geográficos y topográficos para la obtención de mapas precisos de una cierta zona. Si la cámara con la cual se toman las fotografías, sufre de una desviación de mas de 5 grados, las imágenes adquiridas no pueden alcanzar el porcentaje de traslape requerido, por consiguiente se pierde el efecto de estereoscopia y las imágenes son inútiles para este propósito.

### 1.1.3.- Ahorro de líneas de vuelo o repeticiones.

Cuando ocurren algunas de las situaciones anteriormente descritas o simplemente no fue cubierta alguna parte de la zona de estudio, resulta necesario tener que repetir la línea de vuelo hasta conseguir las imágenes adecuadas, lo cual conlleva a un aumento en el costo y en el tiempo necesario para la adquisición de las mismas. Para evitar en lo posible lo anterior e incrementar el índice de imágenes útiles, es necesario contar con un sistema que permita a la cámara y a los demás sistemas de adquisición de imágenes mantener una posición predeterminada y si es necesario corregirla en caso de llegarse a presentar alguna variación en la misma debido a algún cambio en la orientación de la aeronave, esto debe de realizarse de forma automática e inmediata en el momento del cambio de posición. Para lograr este fin, se propone la utilización de una plataforma autoestabilizada, en la cual se pueda montar todo el equipo, tanto para la adquisición de imágenes, como para la detección y corrección de variaciones en su posición.



*Figura 1.2 Imagen oblicua, no útil para efectuar trabajo cartográfico.*

## 1.2.-Fuerzas perturbadoras.

Uno de los principales problemas que se tiene al llevar a cabo la adquisición de imágenes aéreas, es la presencia de diferentes perturbaciones que puede sufrir la aeronave durante el vuelo, éstas se presentan debido a diferentes factores como pueden ser: las llamadas "bolsas de aire"; las cuales provocan turbulencia, los vientos laterales, o simplemente debido a errores humanos durante el vuelo. La orientación de una aeronave está dada por tres ejes denominados: rotación, guiñada y cabeceo 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 de vuelo. 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 paralelo al eje de las alas de la aeronave, y es perpendicular a los ejes de rotación y de guiñada; para formar de esta manera un sistema de ejes ortogonales. De acuerdo con dichos ejes de referencia, se determina la orientación de una aeronave, también esta misma definición se ha hecho extensiva a los satélites.

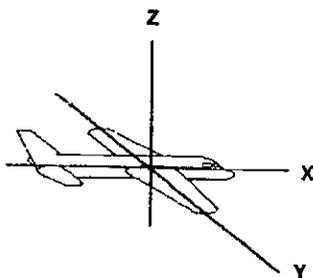
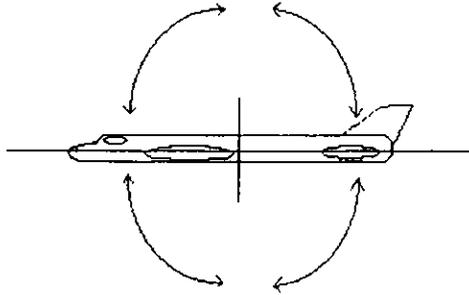


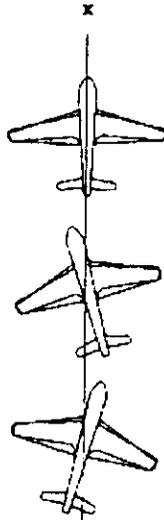
Figura 1.3 Definición de los ejes de referencia de una aeronave

Las perturbaciones afectan a la aeronave en los tres ejes de referencia, sin embargo, la experiencia en la adquisición de imágenes demuestra que el movimiento que se presenta de forma mas frecuente es el de guiñada (sobre el eje Z), esto debido a que durante el vuelo se presentan vientos que chocan de forma lateral contra la aeronave, lo cual provoca un movimiento de rotación sobre el eje mencionado. Este movimiento causa que la cobertura para la toma de las fotografías se vea alterado, este error puede ser corregido haciendo girar la cámara durante el vuelo manualmente, pero esto en algunos casos no es posible lograrlo, además de que no se garantiza que la cámara tenga la posición correcta.

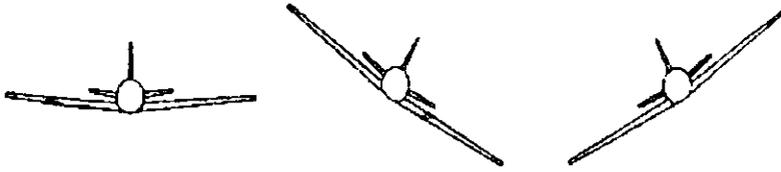


*Figura 1.4 Descripción del movimiento de cabeceo.*

Los movimientos de cabeceo (sobre el eje Y) y rotación (sobre el eje X) provocan que el avión cambie constantemente de posición, modificando su apuntamiento, causando a su vez, que las imágenes presenten deformaciones con respecto a la vertical. En estos movimientos es posible aceptar una tolerancia de  $\pm 1$  grado.



*Figura 1.5 Movimiento de guiñada, es la perturbación más común durante el vuelo.*



*Figura 1.6 Movimiento de alabeo o rotación en un avión.*

El efecto del medio ambiente puede causar variaciones importantes en la precisión de un sensor, esto es particularmente importante en los sistemas aeroespaciales, en los cuales los parámetros ambientales varían mucho; por ejemplo, la temperatura puede variar hasta 120 C., y la aceleración puede exceder cientos de g's y en muchos casos, como en los sistemas de artillería, en miles de g's.

Una forma de resolver este problema es la de proveer de una protección por medio de aislamiento pasivo o activo; para la temperatura, los impactos y las vibraciones. En el caso de un control de temperatura pasivo el uso de cubiertas térmicas es lo adecuado. En un sistema de control activo las cubiertas son reguladas para que automáticamente mantengan la operación del sensor en un intervalo de temperatura reducido, como el caso de los primeros giróscopos de integración, que fueron operados en un intervalo de  $\pm 0.1$  grados. Los sistemas de protección contra la aceleración, especialmente aquella producida por la vibración, se lleva a cabo a través de monturas especiales contra impactos; éstas son efectivas normalmente en el intervalo de cientos de hertz y mayores, pero en bajas frecuencias son ineficientes y muy pesadas. Es claramente imposible aislar a los sensores de las aceleraciones sostenidas, el aislamiento activo, se lleva a cabo por medio de un regulador electrodinámico de lazo cerrado, el cual es técnicamente factible pero no es práctico. En cualquier caso, el concepto de aislamiento, sea pasivo o activo, le agrega peso, volumen y costo a nuestro sistema.

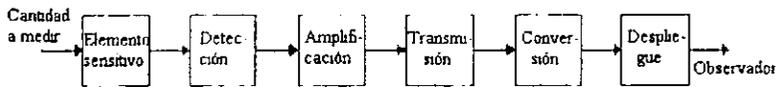
### **1.3.- Sensores aeroespaciales.**

El propósito de un dispositivo o instrumento es el de proveer una salida que represente de una manera útil, la magnitud de una cantidad física. El término útil implica que la calidad de la representación sea compatible con los requisitos y restricciones que impone el sistema, tales como: exactitud, precisión, tiempo de respuesta, repetibilidad, confiabilidad, costo, volumen y peso. Son los conocimientos y el entendimiento de los parámetros involucrados en el desempeño de un sensor, los que dan al diseñador las herramientas para hacer una selección racional, o si es necesario, especificar un nuevo diseño dentro del estado del arte o iniciar un nuevo desarrollo.

Un sensor consiste de tres elementos básicos los cuales son: el elemento sensitivo, la fuente de balanceo de fuerzas y el dispositivo de despliegue.

El **elemento sensitivo** es el encargado de responder al medio físico que se va a medir. Este traduce la respuesta a una cantidad medible y desplegable que se manifiesta en forma de una fuerza, un par, una corriente o un voltaje. Por ejemplo, en el caso de un termómetro, esta fuerza; es la fuerza de expansión térmica. La **fuerza de balanceo de fuerza**, es proporcionada por la tensión capilar y el **dispositivo de despliegue**, es el mismo tubo de vidrio con su escala de temperatura; este es un ejemplo de un sensor muy sencillo.

De una forma más genérica se puede representar a un sistema de medición como:



*Figura 1.7 Forma general de un sistema de medición.*

Un principio de funcionamiento básico de todos los dispositivos de medición, es el equilibrio estático de fuerzas opuestas. En una balanza de resorte, éste se opone al peso, proporcionando así la fuerza equilibrante. En el acelerómetro de péndulo libre, es el par debido a la gravedad el que balancea el par inicial. Claramente se aprecia que todas las mediciones deben efectuarse solo cuando el equilibrio estático ha sido alcanzado.

Existen diversos tipos de sensores aeronáuticos que deben utilizarse para determinar la orientación de la plataforma, de manera independiente de la aeronave, sin embargo, en nuestro caso nos basaremos esencialmente en acelerómetros, para obtener la posición a través de una doble integración y giróscopos, que nos permiten medir directamente las velocidades angulares en los tres ejes de referencia. Esto se tratará con un poco más de detalle en los capítulos siguientes, por ahora nos concretaremos a describir algunas de las características que deben cumplir dichos sensores para su adecuado funcionamiento

Un gran ancho de banda o una rápida respuesta en el tiempo, son en ocasiones los principales requisitos en las especificaciones de un sensor, por varias razones. El retraso de un giróscopo puede causar inestabilidad en el sistema de control o imponer una severa limitación en la ganancia de lazo cerrado del sistema; la tecnología de navegación inercial está basada en la doble integración de la aceleración medida en el vehículo de vuelo. Si los acelerómetros tienen un tiempo de respuesta grande, se pueden cometer errores importantes en la determinación de la posición del vehículo.

Con la tecnología electromecánica de lazo abierto tradicional, el conflicto entre el ancho de banda y la sensibilidad impone una restricción severa para alcanzar un alto grado de desempeño. La robustez contra las variaciones ambientales es relativamente pobre. Un mejoramiento substancial en términos de ancho de banda y robustez, puede

lograrse con la implementación de técnicas de balanceo de fuerzas en el diseño de sensores, aunque se incrementa la complejidad como resultado del uso de transductores adicionales y debe utilizarse electrónica de alta calidad.

La extremadamente alta estabilidad del cuarzo y del silicio han abierto nuevos caminos en la tecnología y el diseño. Esto ha permitido el uso de dispositivos de lazo abierto con muy buena robustez contra las variaciones ambientales, al mismo tiempo que se obtienen muy altos anchos de banda. Estas mejoras son debidas a la miniaturización, la cual involucra momentos de inercia mínimos; y la alta estabilidad de los materiales permite una calibración muy precisa y consistente. El nivel de ruido es lo suficientemente bajo como para permitir una alta sensibilidad. En el presente, estas tecnologías todavía compiten con las técnicas de balanceo de fuerzas en rendimiento, pero son muy superiores en términos de confiabilidad, volumen, peso y costo.

### **Rango dinámico.**

Todos los sensores son dispositivos de entrada-salida, o sea con una señal de entrada dada y una señal de salida deseada, bajo condiciones de equilibrio estático. Esta relación entrada-salida, nos determina las características de nuestro dispositivo, que en lenguaje matemático implica el mapear la entrada  $X$  en la salida  $Y$ , preferentemente por una función bi-unívoca  $Y=f(X)$ . Los valores mínimos y máximos admisibles a la entrada  $X$  determinan el dominio  $\{D\}$  del dispositivo, y los valores máximo y mínimo que puede alcanzar la salida  $Y$ , determinan el rango de la misma  $\{R\}$ .

El valor máximo admisible  $x_m$  determina el dominio  $\{D\}$ , mientras que  $y_m$  determina el rango  $\{R\}$ . La relación entre  $x_m$  y  $x_r$  define el *rango dinámico*  $D_r$  del dispositivo.

$$D_r \approx \frac{x_m}{x_r}$$

$D_r$  es uno de los principales indicadores de la precisión de un dispositivo de medición. En los dispositivos aeroespaciales se pueden distinguir tres tipos de sensores o instrumentos:

$D_r = 10^2 - 10^3$ ; de calidad media, típicos de los controles de orientación.

$D_r = 10^3 - 10^4$ ; de buena calidad, utilizados en sistemas guiados.

$D_r = 10^4 - 10^8$ ; de muy alta precisión, los cuales se usan en navegación inercial de largo alcance.

### **1.4.-Ejes ortogonales de referencia.**

Para una plataforma estabilizada en tres ejes, que navega en un sistema inercial en el espacio exterior, la estabilización de la plataforma se lleva a cabo con respecto a una línea arbitraria de referencia. En vuelo atmosférico cerca de la tierra, donde el vehículo es soportado por una fuerza vertical de sustentación, la estabilización tiene que hacerse con respecto a la vertical local o el horizonte y con respecto al norte local. Consecuentemente, la plataforma debe de poder rotar en concordancia con la rotación

de la tierra y al mismo tiempo con el movimiento del vehículo con respecto a la tierra. La geometría y el movimiento descrito se muestran en la figura 1.8. La velocidad angular total del vehículo con respecto al espacio inercial, es el vector suma de  $\Omega_e$  y  $V/R$ , que en la misma figura se muestra como una suma escalar. El vehículo vuela a una altura  $h$  y a una velocidad  $V_x$  sobre el piso, en dirección Este. Se asume que  $h \ll R_e$ . En todo momento, el ángulo de elevación de los ejes longitudinales de la plataforma con respecto a la línea de referencia inercial arbitraria es  $\eta$ . La dirección del horizonte local con respecto a esa línea, es  $\eta_H$ . La geometría y la definición de las líneas de referencia en el plano vertical están descritas en la figura. Esto quiere decir que estamos tratando con un patrón de vuelo geocéntrico nominal, por tanto, el sistema de coordenadas natural es el polar  $(R, \theta)$ , aquí  $R = R_e + h$ , cuyo origen se ubica en el centro de la tierra  $C_e$ .  $\theta$  es el ángulo subtendido debido al movimiento de la aeronave  $\dot{\theta} = V_x / R$  iniciando desde un valor inicial arbitrario  $\theta_0$ . La letra minúscula  $\theta$  no debe ser confundida con la mayúscula  $\Theta$ , la cual representa al ángulo de cabeceo de la aeronave. Las relaciones cinemáticas que se aplican para el movimiento geocéntrico no están totalmente relacionadas con los ángulos de orientación de la aeronave; que en este caso está representada por un punto

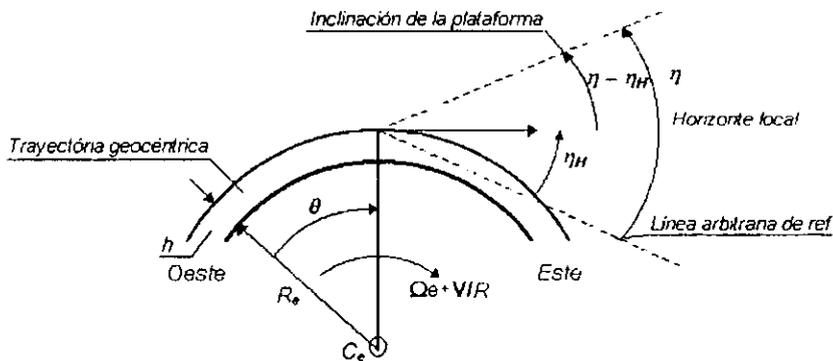


Figura 1.8 Geometría y movimiento de una plataforma aérea nivelada, en vuelo geocéntrico.

### 1.5.- Instrumentación de la plataforma.

Para llevar a cabo la detección de la orientación de la plataforma y de esta manera poder corregir su apuntamiento en tiempo real, es necesario efectuar la implementación de un sistema como el mostrado en la figura 1.9, donde se muestra un esquema de control donde se describe de una manera general todas las ecuaciones inerciales, cinemáticas y dinámicas que intervienen para determinar los ángulos de orientación  $\varphi$ ,  $\theta$  y  $\psi$ ; las velocidades inerciales  $V_x$ ,  $V_y$ , y  $V_z$ ; y la posición del vehículo  $R_x$ ,  $R_y$  y  $R_z$  en coordenadas geocéntricas. Es necesario contar con información adicional, tal como: la esféricidad de la tierra y su velocidad angular, realizar un

alineamiento y nivelación, hacer una compensación contra la aceleración de Coriolis (sintonización de Schuler) y ubicar el norte; para poder determinar la orientación de la plataforma en todo momento.

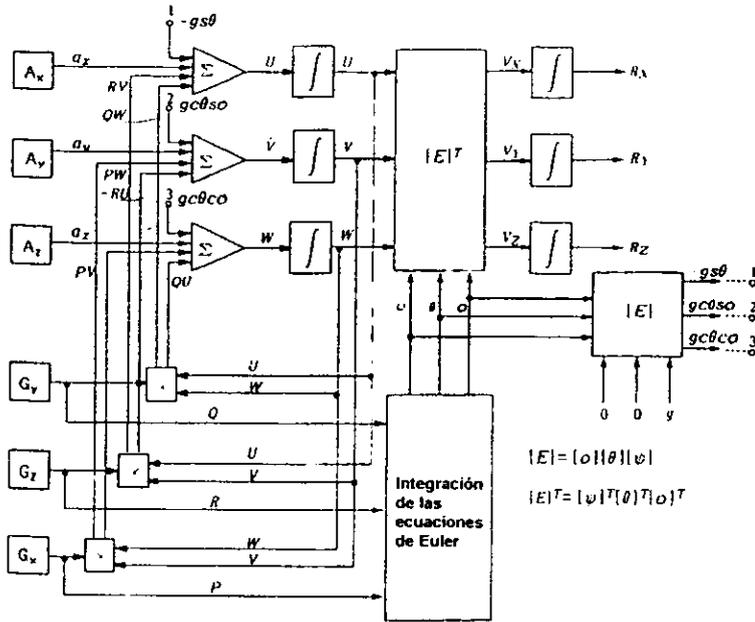


Figura 1.9 Esquema de control de la plataforma.

## CAPÍTULO 2.

### PLATAFORMAS ESTABILIZADAS

En este capítulo se hace una breve descripción de lo que es la navegación inercial y se presentan las dos opciones principales de plataformas estabilizadas que han sido desarrolladas. Se hace también una descripción de sus características y de las razones principales para optar por el tipo de plataforma sujeta al vehículo.

#### 2.1.- Navegación inercial.

La navegación puede ser definida como el proceso de dirigir el movimiento de un vehículo de un punto a otro. Esta definición implica dos clases de operaciones: la primera, consiste en determinar la posición y la velocidad del vehículo con respecto a un sistema de referencia conocido y, la segunda, la guía; que es la operación de modificar el curso del vehículo hasta que se alcance el destino final

La información que se requiere para navegar es la dirección, la velocidad y la posición del vehículo. Los cambios de posición sobre la tierra son determinados por integración de la velocidad y son revisados de manera periódica a través de la observación de la dirección del sol, o algún otro cuerpo celeste con respecto al horizonte o por referencia de objetos fijos en la tierra (pilotaje). Las correcciones del curso son calculadas por el navegante.

A través de los años se han realizado numerosas invenciones, refinamientos e innovaciones en los instrumentos y métodos de navegación. Algunas de las innovaciones mas significativas del presente siglo son la girobrújula, los sistemas ultrasónicos para la medición de profundidad, distancia y velocidad en el mar, y los sistemas de radio. Las ondas de radio, una fuente especialmente fructifera de ayuda para la navegación, originalmente solo servían como un medio para proveer señales de tiempo para la corrección del cronómetro de las naves durante la navegación guiada por estrellas fijas. Mas adelante, las ondas de radio fueron utilizadas para proporcionar información de la dirección, con la ayuda de antenas direccionales, e información de distancias a través de la medición de la duración del viaje de las ondas.

Debe notarse, sin embargo, que todos los métodos anteriormente mencionados tienen algo en común: dependen de la recepción de información desde una fuente externa al

vehículo, ya sea desde tierra o del espacio exterior. Todos, por lo tanto, están sujetos a errores o inoperatividad; cuando dicha información es errónea o se carece de ella, debido a causas naturales o inducidas.

Existe un método, conocido como **navegación inercial**, el cual difiere de manera fundamental de todos los anteriores, aunque mantiene los elementos básicos de determinación de dirección, velocidad y posición. Este depende de mediciones realizadas enteramente en el interior del vehículo, de acuerdo con las leyes Newtonianas del movimiento y de la gravitación.

La guía o navegación inercial es el proceso de dirigir los movimientos de un cohete, barco, aeronave o cualquier otro vehículo, de un punto a otro, el cual está basado en la medición de la aceleración del vehículo dentro de una dirección espacial conocida, por medio de instrumentos que mecanizan las leyes Newtonianas del movimiento, e integrando la aceleración para la determinación de la velocidad y de la posición

Existen varias razones prácticas para que la guía inercial haya sido desarrollada como sustituto o complemento de otros métodos. La característica de autosuficiencia, por ejemplo, resulta atractiva para propósitos militares. Todas las razones para la existencia de este método único, finalmente están basadas en el hecho de que: las leyes del movimiento son simples, exactas, completas y universales. Un sistema de navegación o de guía basado en las leyes Newtonianas deberá, por consiguiente, cumplir con las siguientes características:

1. Los instrumentos de medición deberán de ser esencialmente sencillos y exactos, basados en la medición de fuerza a través de la implementación mecánica de las leyes del movimiento de Newton.
2. La precisión del sistema solo deberá de ser limitada por el grado de perfección de los instrumentos y la precisión en el conocimiento del campo gravitatorio de la tierra.
3. El sistema deberá ser diseñado para guiar cualquier tipo de vehículo, lento o rápido, bajo el agua, dentro o fuera de la atmósfera, independientemente del contacto con cualquier medio, o la presencia o ausencia de radiación o campos magnéticos.

El sistema deberá ser capaz de proporcionar todos los datos de velocidad angular y de translación necesarios para la navegación (sujeto a ciertas limitaciones importantes como el caso de la dimensión vertical).

Un sistema de navegación inercial típico debe incluir como mínimo los siguientes elementos, aunque, no necesariamente como componentes físicos discretos: (1) un juego de giróscopos, (2) un juego de acelerómetros e integradores, (3) una computadora de a bordo y (4) un reloj.

1. El juego de giróscopos establecen un marco de referencia el cual posee una relación fija o conocida con el espacio inercial (el espacio definido por "las estrellas fijas"). Un giróscopo es un dispositivo que haciendo uso de las propiedades inerciales de un rotor convenientemente sostenido y girando a gran velocidad, tiende a conservar o mantener una orientación fija en el espacio. Un montaje de dos o mas giróscopos situados de forma basculante con respecto a la nave, puede proveer un elemento estable el cual

permanece en una orientación espacial fija o predeterminada independiente de los movimientos del vehículo. El elemento estable constituye un estricto marco de referencia autocontenido, que es análogo al marco de referencia externo provisto por las estrellas en el sistema tradicional de navegación por estrellas.

2. El juego de acelerómetros constituye el medio de medición esencial del sistema, como lo indica la definición de navegación inercial. Un acelerómetro puede ser concebido como un conjunto masa-resorte, que corre libre de fricción a través de un marco. En presencia de una aceleración  $A$  del marco, como resultado de fuerzas no gravitacionales, una fuerza  $F$  es aplicada al resorte por la masa de prueba (de masa  $M$ ) restringiendo el movimiento a través del marco en concordancia con la expresión  $F = MA$ . Generalmente se cuenta con un juego de tres acelerómetros, montados de manera ortogonal sobre el elemento estable para responder a los cambios de velocidad en cualquier dirección. Su orientación es establecida por los giróscopos, de modo que los componentes del vector total de aceleración estén determinados dentro del marco de referencia establecido por el giróscopo.

Los integradores generan la primera y segunda integral con respecto al tiempo de la aceleración no gravitatoria, produciendo así las componentes de velocidad y desplazamiento dentro del marco de referencia definido por los giróscopos

3. La computadora es indispensable para calcular el campo gravitacional, ya que un acelerómetro por sí mismo no puede medir las aceleraciones del vehículo debidas al campo gravitatorio. Por ejemplo, un acelerómetro en caída libre hacia la tierra marcará cero, aunque el instrumento tenga una aceleración de  $9.8 \text{ m/seg}^2$  en las inmediaciones de la superficie terrestre, hacia el centro de la tierra. De acuerdo con esto, la magnitud y dirección de la aceleración debe ser agregada en los acelerómetros o en algún otro punto apropiado del sistema. La gravedad es calculada en función del desplazamiento del vehículo desde el punto de origen. Con la gravedad así tomada en cuenta, la salida del sistema de guía puede ser interpretada de manera apropiada como el movimiento del vehículo que resulta del empuje, el arrastre, los virajes, etc.

El cálculo gravitacional es posible solo porque el campo gravitatorio de la tierra es conocido con precisión, como función de latitud, longitud y altura, a partir de mediciones geodésicas y de otro tipo. La navegación inercial no puede ser llevada a cabo en un planeta donde no se conoce su campo gravitatorio.

4. El reloj se provee para tomar en consideración la rotación de la tierra. Si la tierra no girara, el sistema descrito —con acelerómetros y la computadora de abordaje gravitacional giroestabilizada— constituiría un sistema completo para la determinación de los componentes de velocidad y distancia a lo largo de un juego arbitrario de ejes cuyo origen es el punto de lanzamiento. La medición del tiempo no estaría involucrada y no se necesitaría de ningún reloj, hasta que se presentara algún requisito para guiar al vehículo hasta que alcance un cierto punto, en un tiempo específico.

Hasta ahora sólo hemos considerado las funciones pasivas de un sistema inercial para proporcionar la información sobre dirección, velocidad y posición. Como se estableció desde el principio, la guía implica una función activa de control (aún cuando un eslabón humano deba estar presente en el sistema). Un sistema de guía completamente automático incluye una computadora en la cual el vector velocidad deseado, es

calculado y comparado con el vector velocidad medido. Las acciones que son tomadas en respuesta a una señal de error dependen de la naturaleza del vehículo. Si el vehículo es un misil el sistema controla los propulsores además de su orientación en los tres ejes. Si el vehículo es un barco o un aeroplano la acción principal que toma el sistema de guía es la de dirigir la nave hacia el azimuth. Pero para que se lleve a cabo la navegación de manera completamente automática, el sistema debe involucrar el control de los propulsores.

Resulta notable que el equipo de navegación inercial, debido a su inherente característica de independencia del vehículo (ejemplificada en el elemento basculante estabilizado), tiene la capacidad de medir la orientación del vehículo y, de esta manera, de proveer las señales para el control de la orientación en tres ejes. Las funciones de determinar la velocidad, la posición, la orientación y la dirección, tradicionalmente llevadas a cabo por diferentes tipos de aparatos de navegación, aquí están íntimamente ligadas.

## **2.2.- Plataformas estabilizadas.**

La utilización de plataformas estabilizadas del tipo de anillos basculantes, hace su aparición como una tecnología ya madura, en los años cuarenta. Este tipo de plataformas eran compatibles con aeronaves de gran tamaño, como bombarderos, misiles balísticos, submarinos, barcos y vehículos terrestres. Fueron varios los factores que causaron que este tipo de plataformas basculantes cayeran en desuso, para la mayoría de las aplicaciones:

1.- Su complejidad mecánica y su bajo desempeño inherente, debido al mantenimiento tan grande que era necesario proporcionarle, para asegurar que su operación fuera confiable en todo momento.

2 - La necesidad de una plataforma mucho más pequeña en virtud del espacio reducido en aviones militares, misiles y aeronaves piloteadas de manera remota.

3.- El gran éxito en el desarrollo de nuevas generaciones de sensores ópticos e inerciales, parte fundamental en la realización del concepto largamente esperado de la plataforma analítica.

4.- El progreso dramático y revolucionario de minicomputadoras cada vez mas poderosas, las cuales proveen los medios para llevar a cabo cálculos precisos en tiempo real, de las relaciones matemáticas en la llamada plataforma analítica.

### **2.2.1 Mecanización basculante.**

La plataforma estabilizada inercialmente en tres ejes, provee un sistema de ejes de referencia inercial a bordo, siendo esto la base para la navegación inercial. Esto es obviamente una implementación directa de la segunda ley de Newton. La orientación de la plataforma es controlada por una tercia de giróscopos que integran la señal de entrada (giróscopos integradores) colocados de manera ortogonal, y una tercia de sensores de fuerza específica (acelerómetros), montados en la misma plataforma. De esta manera, la tercia de acelerómetros, mide los componentes Cartesianos del vector de aceleración del vehículo, con respecto al espacio inercial. Por medio de los

acelerómetros montados en la plataforma, e.g.,  $A_x$ , se lleva a cabo la nivelación local, la cual es continuamente monitoreada por los giróscopos, los que sensan las velocidades angulares de la plataforma. Al mismo tiempo, el sistema provee la componente de velocidad inercial requerida y la distancia recorrida.

Una vista esquemática en isométrico de una plataforma estabilizada en tres ejes, se muestra en la figura 2.1. Aquí es posible apreciar la ubicación de los acelerómetros y los giróscopos. Los marcos basculantes externo  $G_0$  e interno  $G_i$  son fácilmente identificables, al igual que su sistema de sensado y sus servomotores. Es obvio que entre la plataforma estabilizada y el cuerpo de la aeronave debe de existir un aislamiento mecánico.

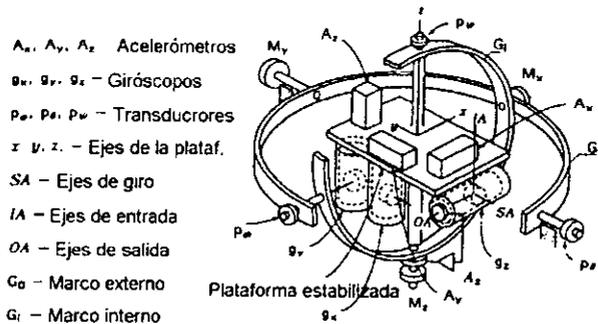


Figura 2.1 Vista en perspectiva de una plataforma con anillos pivoteados en tres ejes.

## 2.2.2 La plataforma analítica o plataforma sujeta al vehículo.

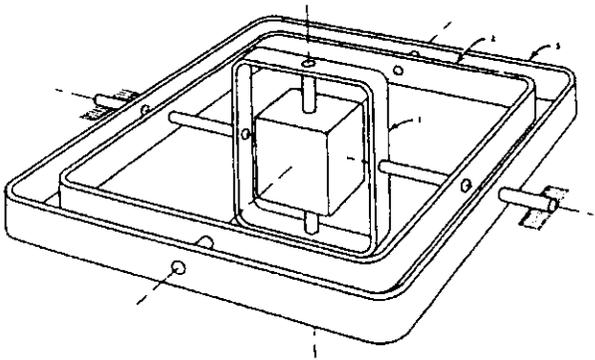
En contraste con la plataforma basculante, la cual aísla a los sensores inerciales de los movimientos rotacionales del vehículo; en la mecanización sujeta a la nave, los seis sensores inerciales están rigidamente sujetos al cuerpo del vehículo. De esta manera, todas las mediciones inerciales de  $F$  y  $\Omega$  se llevan a cabo con respecto a un sistema de ejes fijo al cuerpo del vehículo y no con respecto a un sistema inercial, como debería de ser. La terna de acelerómetros  $a_b = [a_{xb}, a_{yb}, a_{zb}]^T$  debe ser transformada a un sistema de ejes de referencia geográfico o espacial. Esto puede efectuarse mediante un algoritmo computacional, que lleve a cabo la transformación de Euler. Los ángulos de Euler pueden ser calculados a partir del algoritmo, de nueve parámetros, de los cosenos directores. Se reconoce fácilmente que este proceso de transformación es el equivalente analítico de la plataforma mecánica de anillos basculantes o pivoteados. Es por ello que a esta metodología se le conoce como **plataforma analítica**.

En contra de la simplicidad mecánica de este método, es necesario enfrentar los siguientes retos:

1.- Los estrictos requisitos que deben cubrir los giróscopos, ahora expuestos a variaciones en la orientación del vehículo, los cuales deben ser dos órdenes de magnitud superiores a los utilizados en plataformas mecánicas basculantes; no obstante, deben mantener la misma estabilidad y resolución. Esto implica un rango dinámico de  $10^8$  para un sistema de navegación inercial de la clase de 1 milla náutica/hora.

2.- Los sensores ya no se encuentran protegidos contra las vibraciones de la nave, como era el caso en la montura anti-vibratoria de la plataforma mecánica basculante. Esto impone severas especificaciones en lo que respecta a la robustez de los componentes inerciales, lo que a su vez motiva hacia la búsqueda de nuevas iniciativas de diseño.

3 - Este concepto impone también requisitos muy estrictos al algoritmo de control digital, el cual debe proveer a la plataforma una orientación con una precisión del orden de un microrradián durante varias horas.



*Figura 2.2 Forma general de una plataforma inercial, del tipo sujeta al vehículo.*

Después de la revisión de las características principales sobre los dos tipos básicos de plataformas, es más o menos simple llegar a la conclusión que la plataforma de tipo sujeto al vehículo es la más conveniente para ser desarrollada. Aunque los componentes de grado inercial no son de fácil adquisición en nuestro país (es necesario importarlos), y no son de bajo costo; es posible obtenerlos y de esta manera poder hacer uso de las ventajas que representan. Toda la discusión subsecuente estará basada en las plataformas del tipo sujeto al vehículo.

### 2.3.- Instrumentación independiente de la aeronave.

Tal y como se mencionó en la sección 1.5 los sensores básicos para determinar la orientación de la plataforma, son giróscopos y acelerómetros. La aeronave lleva como parte de sus sistemas de guía y control un juego de este tipo de sensores, sin embargo, por el tipo de misiones que se pretenden realizar; donde la nave que se utilizará será la que se encuentre disponible en ese momento, no es posible pensar en utilizar las señales propias de la aeronave, por esta razón, la plataforma debe tener sus propios sensores para que funcione de manera autónoma. En los párrafos siguientes, se hará una descripción del funcionamiento básico de estos dispositivos, de los diferentes tipos que existen hasta este momento y un análisis de costos y características de funcionamiento y los criterios que han determinado su inclusión en este proyecto.

#### 2.3.1 Acelerómetros.

Un requerimiento fundamental en el diseño y operación de sistemas aeroespaciales es la medición de la aceleración del vehículo con respecto al espacio inercial, para la medición de esta variable se usan un tipo de sensores comúnmente llamados acelerómetros, éstos dispositivos miden aceleración y normalmente se emplean para medir movimientos traslacionales; en contraste con el giróscopo, el cual mide movimientos rotacionales. Ambos basan su funcionamiento en los principios de las leyes de Newton. Nosotros nos referiremos a ellos frecuentemente como sensores de fuerza o **sensores de fuerza específica (SFE)**. La fuerza específica, se denota por el vector  $a$ , e implica la fuerza total neta Newtoniana  $F$ , que actúa sobre el vehículo dividida entre su masa  $M$ .

$$a = \frac{F}{M} \quad \text{m/seg}^2$$

$a$  está comúnmente ligada a cada uno de los ejes del cuerpo del vehículo  $x$ ,  $y$ ,  $z$ , de tal forma que  $a \cong [a_x, a_y, a_z]^T$ . Los SFE son dispositivos de un solo eje de entrada, por lo cual cada eje requiere del uso de al menos uno de ellos.

Se utiliza el término sensor de fuerza específica (SFE), debido a que estos dispositivos no realizan en realidad la medición de la aceleración. Esto lo podemos ver si consideramos un vehículo en caída libre equipado con un sensor de este tipo. Si bien, claramente puede apreciarse que la aceleración del vehículo es de  $g = 9.81 \text{ m/seg}^2$ , el SFE registrará una aceleración nula. La razón, por supuesto, es que la fuerza de atracción gravitacional actúa de igual forma sobre cada partícula de masa del SFE, de tal manera que no existe ni tiene lugar ningún desplazamiento relativo entre la masa de prueba  $m$  y la cubierta o carcasa del sensor. Para poder llevar a cabo una lectura en este tipo de sensores, debemos identificar únicamente las fuerzas inerciales (Newtonianas), sin tomar en consideración las fuerzas gravitacionales o las proyecciones causadas por la inclinación del vehículo con respecto a la horizontal local. En los vehículos aeroespaciales, dichas fuerzas inerciales incluyen el empuje, la elevación aerodinámica o resistencia al avance, las fuerzas centrífugas (presentes en trayectorias de vuelo curvas), o fuerzas de reacción de D'Alembert actuando verticalmente ascendentes en reacción contra la atracción gravitacional. Estas fuerzas se manifiestan por sí mismas como  $-g$  y pueden ser registradas por el SFE.

Los requerimientos usuales de operación de los SFE en sistemas aeroespaciales son:

- **Respuesta en frecuencia:** Plana hasta  $\approx 50$  Hz. en aplicaciones relativamente ordinarias o crudas, y hasta  $\approx 1000$  Hz en aplicaciones de navegación inercial o medición de vibraciones.
- **Rango dinámico:**  $D_r = 10^2 - 10^3$  en sistemas de control de vuelo,  $10^3 - 10^4$  en aplicaciones tácticas de guía, y  $10^4 - 10^5$  en sistemas de navegación inercial.
- **Linealidad:** De 1% - 0.1% a escala completa, en sistemas de control de vuelo convencionales, y de  $10^{-4}$  a  $10^{-5}$  en aplicaciones de navegación inercial y guía.
- **Ruido de banda ancha:** En el orden de 0.1% rms a escala completa, en clase media, y 0.01% rms de escala completa, en sensores de calidad inercial, a lo largo de los anchos de banda mencionados.

La forma básica de un acelerómetro consiste en una masa sísmica sobre la cual tiene que actuar una fuerza para hacer que la masa reaccione con la aceleración del vehículo. La construcción mas simple del acelerómetro se muestra en la figura 2.3. Esta consiste en una masa sísmica, un rodamiento de deslizamiento de baja fricción, y un resorte de amortiguamiento. La elongación del resorte, es esencialmente proporcional a la fuerza, llegando a ser una medición directa de la fuerza de la aceleración que actúa sobre la carcasa.

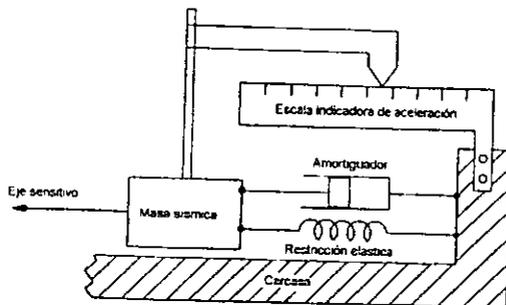


Figura 2.3 Una forma muy sencilla de un acelerómetro.

### 2.3.1.1 Acelerómetro de balance de fuerzas.

Un acelerómetro de balance de fuerzas es un instrumento en el cual la fuerza de aceleración actuando sobre la masa sísmica es contrarrestada por una fuerza igual y opuesta, sin la necesidad de que la masa tenga que causar una flexión en el dispositivo de medición, tal como se describió en el acelerómetro de masa-resorte. Un ejemplo de un acelerómetro de balance de fuerzas se muestra en la figura 2.4. La fuerza de aceleración que actúa sobre la masa, es sensada por un transductor eléctrico. El voltaje de salida de este transductor, es conducido a un amplificador de alta ganancia, y la salida de éste es conectada a una bobina de fuerza. La fuerza de

esta bobina es directamente proporcional a la corriente que circula a través de ella, se agrega una resistencia de precisión en serie al circuito para medir esta corriente.

Cualquier error entre la fuerza de aceleración inducida y la bobina de fuerza, causa un movimiento del transductor, dando como resultado una corrección del par de balance. De esta manera, la caída de voltaje a través de la resistencia de precisión, viene a ser una medida de la aceleración. En la práctica, la ganancia del amplificador y la sensibilidad del transductor pueden hacerse muy grandes; entonces, flexiones en la vecindad de algunas cuantas milésimas de milímetro provocarán un par de salida completo. En este tipo de acelerómetros los únicos componentes lineales o de precisión son la bobina de fuerza y el resistor en serie.

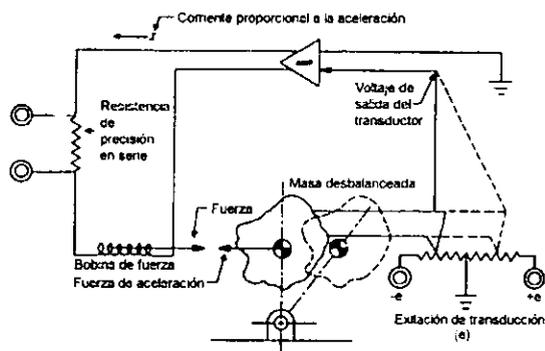


Figura 2.4 Acelerómetro de balance de fuerzas.

### 2.3.1.2. Acelerómetro tipo giróscopo.

En este tipo de sensor, se aprovecha el desbalanceo del rotor para medir la componente de la aceleración. La ecuación fundamental del giróscopo,  $T = \omega \times H$ , es la base para el funcionamiento del acelerómetro tipo giróscopo. En la figura 2.5, una rueda giratoria de un giróscopo con un momento angular  $H$ , se encuentra montada a cierta distancia de su centro de gravedad; de esta manera se produce un par alrededor del eje del pivote del marco interno. Este par,  $T$ , causará una rotación angular, con una velocidad de precesión  $\omega$ , alrededor del eje vertical del marco basculante exterior. Ya que

$$T = MlA$$

donde

- $M$  es la masa de la rueda y el anillo basculante interno
- $l$  es la distancia desde el pivote del anillo interno al centro de gravedad.
- $A$  es la aceleración medida a lo largo del eje vertical

Tenemos que

$$T = H\omega$$

entonces

$$\omega = \frac{Ml}{H} A$$

De esta manera, la velocidad de precesión alrededor del eje vertical es directamente proporcional a la aceleración aplicada sobre dicho eje. La integral de la velocidad de precesión, o el número de revoluciones efectuadas por el anillo basculante exterior, es proporcional a la integral de la aceleración, o a la velocidad a través del eje vertical. Por esta razón, a este tipo de acelerómetro también se le conoce como acelerómetro de integración.

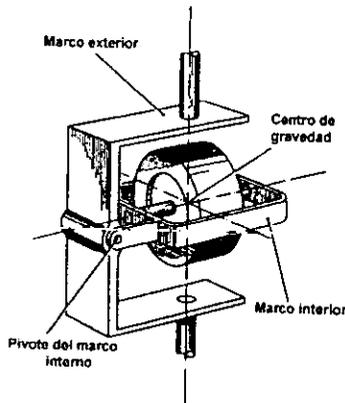


Figura 2.5 Giróscopo pendular.

#### *Acelerómetros integradores.*

La medición de la aceleración no es necesariamente un fin, sino un medio, particularmente en aplicaciones de guía y navegación. Las variables que representan la información esencial en este momento son: velocidad inercial o velocidad sobre el terreno y posición. Una descripción sencilla de un dispositivo que integra, por su inherente construcción, una fuerza específica; ha sido descrito en los párrafos anteriores. Esta mecanización, basada en un giróscopo desbalanceado, fue una solución muy plausible en los años cincuenta. Su mayor aplicación fue en la determinación del instante para apagar el motor de cohetes de misiles balísticos, en cuanto la velocidad alcanzaba un valor predeterminado para que el misil llegara a su objetivo en tierra.

Con el advenimiento de la electrónica moderna de estado sólido, y de la conversión analógica/digital y analógica/ a frecuencia y el conteo de pulsos de muy alta precisión, estas técnicas giro dinámicas tan voluminosas y costosas de la segunda guerra mundial, se han vuelto obsoletas.

### 2.3.1.3. Acelerómetros de viga vibrante.

#### *Antecedentes.*

La tecnología de los acelerómetros de viga vibrante (ABV), ha emergiendo con mucha fuerza en los sistemas de guía. Su frecuencia de salida puede ser procesada exclusivamente por electrónica digital, sin causar errores adicionales de velocidad, típicos en la conversión analógica/digital. Esta compatibilidad con la navegación digital de alta velocidad y los sistemas de control de vuelo, su excelente precisión, y otras ventajas en costo, potencia y peso; han causado un gran interés y por tanto, se ha realizado una continua investigación y desarrollo de este tipo de sensor, el cual ha madurado como un producto revolucionario de suma importancia.

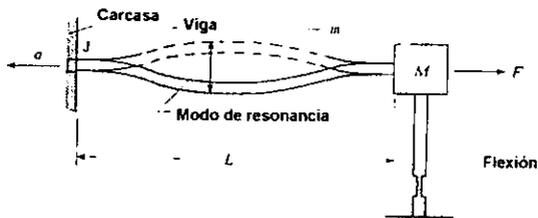


Figura 2.6 Principio de operación del acelerómetro de viga vibrante.

#### *Principio de operación.*

Los ABV utilizan una viga elástica como elemento resonante en un oscilador electromecánico excitado con un piezoeléctrico o con un electromagneto. La frecuencia de resonancia de la viga varía en función de la aceleración aplicada al sujetar un extremo de la viga rígida a la masa sísmica y el otro extremo a la carcasa. La masa sísmica está restringida por flexores que permiten un pequeño movimiento de la masa a lo largo del eje sensitivo. Este tipo de acelerómetros son de lazo abierto. Sin embargo, la gran rigidez axial de la viga, produce frecuencias fundamentales naturales muy altas en la masa sísmica; produciendo un ancho de banda extenso. Este tipo de acelerómetros tienen una función de conversión fuerza-frecuencia inherentemente no lineal.

El cuarzo cristalino es el material más común para fabricar el elemento resonante. Sin embargo, el silicio ha estado ganando rápidamente importancia, especialmente desde el advenimiento de la tecnología de micromaquinado. El acelerómetro de viga vibrante tiene la ventaja fundamental sobre los acelerómetros de cuerda, en el hecho de que no es necesario pre-tensarlo para medir aceleraciones positivas o negativas. La fuerza

elástica de reestablecimiento de la viga es relativamente grande debido a la relación espesor/ longitud. Dicha relación trae como resultado una frecuencia de resonancia  $f_0$  relativamente grande, que se incrementa con la tensión y se decrementa bajo compresión. En esta figura, podemos señalar a  $a$  como la aceleración aplicada apuntando hacia la izquierda y  $F=Ma$  es la fuerza inercial aplicada a la masa  $M$ , la cual estira o comprime a la viga. En la unión  $J$ , entre la viga y el cuerpo del sensor, se produce una disipación de energía importante, la cual debe ser recuperada de alguna manera para mantener la vibración de la viga. La conversión de aceleración a frecuencia resulta ser una relación cuadrática, lo que introduce una no linealidad inaceptable, para un instrumento de alta precisión. Este problema ha sido resuelto de una manera elegante, situando la masa de prueba entre dos vigas coaxiales, de tal manera que cuando se les aplica una aceleración axial; una de las vigas es comprimida mientras que la otra es estirada. Este arreglo es obvio desde el punto de vista técnico, ya que de otra manera la compresión y la extensión sería imposible de lograr. Un bosquejo de este arreglo se muestra en la figura 2.7, en la cual las vigas vibrantes son

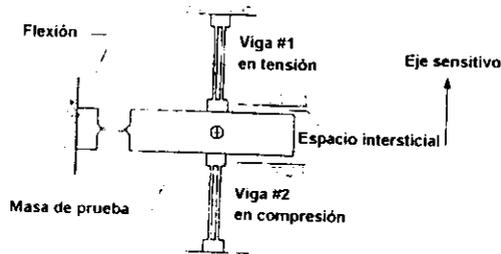


Figura 2.7 Arreglo de compresión-extensión de un par de tenedores sintonizables de doble terminal.

tenedores sintonizables con doble terminal. La principal razón para utilizar tenedores sintonizables, es que su vibración no es transmitida hacia el cuerpo del vehículo, lo cual implica una pérdida mínima de energía. Esto quiere decir que solamente se necesita una energía mínima para mantener la oscilación y que también se pueda alcanzar un alto factor  $Q$  (esto implica una alta resolución).

La rigidez de la estructura implica una frecuencia natural  $f_B$  relativamente alta del ensamble masa-viga (no debe de ser confundida con  $f_0$ ), la cual típicamente es mayor a 1 KHz. Consecuentemente, el efecto vibro-pendulante es momentáneo porque la energía de la vibración externa está generalmente confinada a regiones de bajas frecuencias.

La operación de compresión-extensión, implementada bajo la excelente repetibilidad de los materiales cristalinos, provee una relación lineal, casi ideal, entre la aceleración de entrada y la desviación de frecuencia total.

#### 2.3.1.4 Tenedor sintonizable con doble terminal.

Este diseño utiliza dos vigas acopladas vibrando con un desfase de 180 grados, esta dinámica provoca la cancelación del cortante y los momentos reaccionantes al final de las vigas. Las tensiones se aproximan a cero dentro de una distancia de algunas veces el ancho de la viga a partir de la base de la misma. Usando esta característica, resulta innecesario el uso de elementos masivos de aislamiento en las terminales. En consecuencia, los resonadores son pequeños, sencillos y relativamente fáciles de manufacturar.

Los primeros resonadores de cuarzo de doble viga, como el que se muestra en la figura 2.8, eran cortados por métodos mecánicos los cuales proporcionaban un buen acabado en la superficie y una precisión en las dimensiones del corte de aproximadamente 100 micropulgadas. Era necesario pulirlos para alcanzar una alta resonancia. Este maquinado y acabados tan finos, incrementaban considerablemente el costo y eran altamente sensibles a la destreza individual del trabajador. Las condiciones finales eran que los dispositivos quedaban ligeramente imperfectos y esto permitía una pérdida de energía en la estructura circundante. Las características de funcionamiento fueron, sin embargo muy buenas y alentadoras.

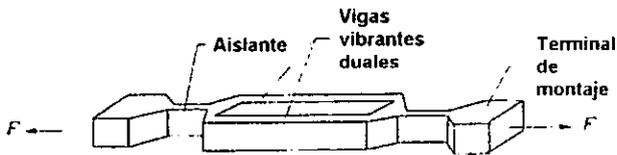


Figura 2.8. Resonador de doble viga con sus monturas aislantes.

La tecnología de enmascarado fotolitográfico, desarrollada para la industria de los semiconductores a principios de los años ochenta, es capaz de alcanzar una precisión por debajo de un micrón durante el posicionamiento sobre una oblea de silicio de 4 pulgadas. El hecho de poder lograr pares de vigas idénticas detalle a detalle, situación crítica para el balance preciso en las vigas, es por lo menos un orden de magnitud mejor que la precisión absoluta, es decir menor de 10 micropulgadas. La consecuencia de este desarrollo, es la capacidad de manufacturar docenas de resonadores perfectamente idénticos a partir de una sola oblea a un costo muy bajo. Un bosquejo mostrando un resonador fabricado por este método se muestra en la figura 2.8.A

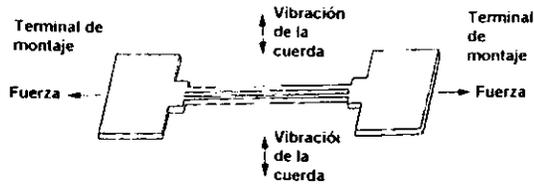


Figura 2.8 A.- Acelerómetro de tipo doble tenedor sintonizable.

Existen muchas otras formas de acelerómetros, demasiado numerosas para poder ser mencionadas en detalle en esta tesis, todas ellas han sido construidas e implementadas usando diversas técnicas como son la presión hidráulica, fuerzas electrostáticas, masas libremente suspendidas en fluidos viscosos, burbujas en fluidos, etc.

### 2.3.2. Giróscopos.

Una pieza necesaria en la mayoría de los sistemas de guía, es el giróscopo. Los giróscopos son usados para proveer velocidad angular y posición de referencia para determinación de la orientación en los sistemas de guía, además de un método para medir aceleración, como se ha discutido en la sección 2.3.1.2 (acelerómetros pendulares). No debemos perder de vista que la precisión lograda finalmente en un sistema de guía inercial, está limitada de una manera muy importante por los errores inherentes y la sensibilidad de los instrumentos de medición inerciales, en cualesquiera de sus modos de operación; ya sea en plataformas basculantes o en sistemas sujetos al vehículo.

#### 2.3.2.1. Giróscopos con dos grados de libertad.

La base de la aplicación de todos los giróscopos y acelerómetros son, de una forma u otra, las leyes de movimiento de Newton. Un cuerpo que contiene una masa significativa (con mucha inercia o momentum), puede ser relacionado a un sistema de referencia dado, y la trayectoria de un misil o de una nave espacial es medido en relación con dicho cuerpo, el cual mantiene su posición u orientación en el espacio inercial. La forma mas sencilla de un giróscopo se muestra en la figura 2.9, el cual consiste en una rueda que gira rápidamente (rotor), suspendida sobre una serie de monturas; las cuales le permiten que tenga dos grados de libertad, en relación con la base sobre la cual está montado todo el conjunto. Una forma común de este tipo de montura, es aquella que consta de dos anillos basculantes formando una suspensión similar a la de una unión universal. Para la discusión subsecuente, se supondrá que no existe fricción entre los baleros de los anillos, ni en el transductor y que todas las partes están perfectamente balanceadas.

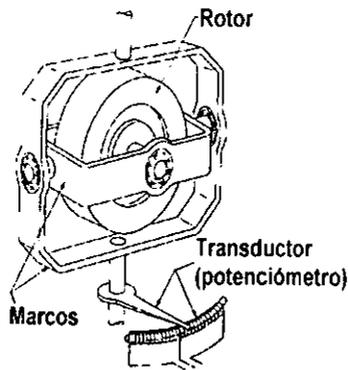


Figura 2.9 Partes principales de un giróscopo.

Una vez que el rotor se pone en marcha con el eje de giro en una dirección arbitraria, este permanecerá en esa dirección aunque el marco exterior esté girando o trasladándose en relación con el rotor giratorio. El rotor giratorio permanecerá en su orientación inicial en el espacio inercial, hasta que algún par externo sea aplicado al rotor, de manera perpendicular al eje de giro. Este par provocará que el rotor gire en cuadratura alrededor de un tercer eje, o como es más comúnmente conocido; el rotor precesará.

Cuando tratamos con un componente real, existe fricción en el rotor y los rodamientos de los anillos, desbalanceo en el rotor y los anillos, el transductor presenta fricción y todas estas características cambian con el tiempo, con la temperatura y con otros factores ambientales. En un giróscopo práctico, similar al mostrado anteriormente, los pares resultantes producidos por estas fuentes de error indeseables, producen una precesión del eje de giro del orden de alguna fracción de grado sobre minuto. Esta precesión no deseada sobre el eje de giro, es generalmente conocida como deriva.

Este tipo de giróscopos son comúnmente usados como giróscopos direccionales o verticales en aeronaves, o como giróscopos de orientación para sistemas de misiles. En cualquier caso, pueden ser usados para proveer una salida eléctrica hacia el sistema de piloto automático; o en el caso de aeronaves o naves espaciales tripuladas, para proveer una referencia visual de orientación por medio de un horizonte artificial. Sin embargo, esta referencia necesita de cuando en cuando ser recalibrada o restablecida (por el problema de deriva), a través de alguna fuente externa, tal como el norte magnético, la vertical gravitacional, o una dirección radio-transmitida. En la sección 2.3.2.3 se hace una descripción mas detallada del giróscopo vertical y de la manera en que determina la vertical y la horizontal.

### 2.3.2.2 Giróscopo de un solo grado de libertad.

Un método para reducir los pares perturbadores que causan deriva en los giróscopos, fue desarrollado al final de la década de los cuarenta, mediante el empleo de giróscopos con un solo grado de libertad. Una breve revisión de las leyes básicas del movimiento giroscópico será dada, antes de describir este tipo de dispositivos. La relación fundamental que describe el movimiento de una rueda giratoria, bajo la influencia de un par externo perpendicular al eje de giro de la misma, es:

$$T = \omega \times I_s \omega'$$

donde

- T es el par sobre el eje de entrada.
- $I_s$  es el momento de inercia alrededor del eje de giro
- $\omega'$  es la velocidad angular alrededor del eje de giro.
- $\omega$  es la velocidad angular alrededor del eje de precesión

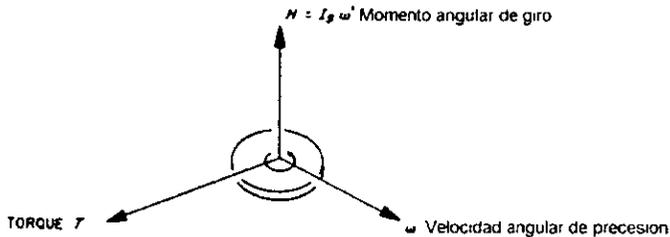


Figura 2.10. Relación entre el vector de momento angular, el vector que proporciona el par externo y el vector de precesión

El momento angular de la rueda es representado por

$$H = I_s \omega'$$

de modo que

$$T = \omega \times H$$

La relación entre el vector de momento angular, el vector de par y el vector de precesión puede verse en la figura anterior

De manera similar, una velocidad angular alrededor del eje T produciría un par alrededor del eje de precesión. Para evitar confusiones sobre si la entrada al giróscopo es un par o una velocidad angular; los ejes del giróscopo con un grado de libertad suelen tener etiquetado cual es el eje de giro, o eje de giro de referencia, el

eje de entrada y el eje de precesión o eje de salida. Todos ellos están indicados en la siguiente figura.

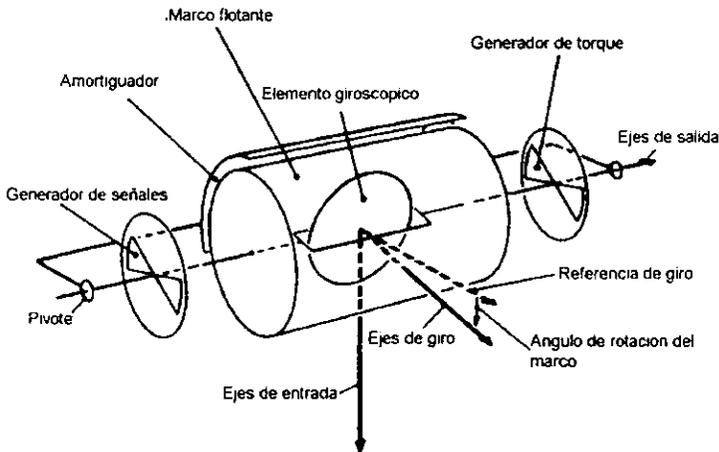


Figura 2.11 Giróscopo integrador de un solo grado de libertad.

En el giróscopo de un solo grado de libertad que se muestra en la figura anterior, la rueda giratoria con su conjunto de rodamientos; tiene un grado de libertad adicional con respecto a la carcasa del propio giróscopo. Una velocidad angular  $\omega_1$  alrededor del eje de entrada, causará un par de precesión alrededor del eje de salida. Los pares que se oponen a cualquier par de tipo giroscópico alrededor del eje de salida, son debidos a la inercia, al amortiguamiento viscoso, y a la reacción del resorte. De tal manera que la suma de todos los pares que actúan sobre el eje de salida son:

$$T = H\omega_1 = I_0\ddot{\theta} + C\dot{\theta} + K\theta$$

Donde

- $\omega_1$  velocidad angular alrededor del eje de entrada
- $I_0$  Componente Inercial alrededor del eje de salida
- $C$  Amortiguamiento alrededor del eje de salida
- $K$  Constante del resorte alrededor del eje de salida
- $\theta$  Precesión angular o rotación alrededor del eje de salida

Si la constante  $K$  del resorte es grande, comparada con la componente inercial y el amortiguamiento; el giróscopo tiene la siguiente característica:

$$H\omega_1 \approx K\theta$$

entonces

$$\theta \approx \frac{H}{K} \omega_1$$

En otras palabras, el ángulo de salida es directamente proporcional a la velocidad angular de entrada. De esta manera el giróscopo se convierte en un instrumento de medición de velocidad angular. La última ecuación se aplica en bajas frecuencias, sin embargo, cuando el giróscopo opera cerca de su frecuencia de resonancia, que está determinada por  $I_0$  y por  $K$ , hay un error significativo.

Este tipo de giróscopo se utiliza para estabilizar a los sistemas de piloto automático. También puede proporcionar variaciones de velocidades angulares desde unos cuantos grados por minuto, hasta cientos de grados por segundo, sin embargo la linealidad variará de 1 a 3 % de la escala completa. Los errores típicos de este tipo particular de giróscopo son debidos a que el resorte y el transductor no están bien calibrados en cero, también hay problemas de balanceo del rotor y los anillos basculantes y existen desajustes debidos a la temperatura; por esta razón, este tipo de giróscopos cuentan con un control de temperatura del orden de 0.1 C, lo que provee de un medio ambiente uniforme donde se evitan problemas con los diferentes coeficientes de expansión de los materiales que componen al dispositivo.

### 2.3.2.3 Giróscopo vertical.

La manera obvia para forzar la dirección de la vertical local, alrededor del eje de giro, es poniendo a trabajar la fuerza de atracción gravitacional de la tierra. El método mas simple y mas barato consiste en colocar una pequeña masa sujeta al marco interno  $G_i$ , esto introduce intencionalmente un desequilibrio. Obviamente, esto causa que el giróscopo se vuelva sensible a las componentes horizontales de la aceleración y pueda por lo tanto causar una precesión no amortiguada del eje de giro y llevar a desviaciones importantes de la vertical local. El marco interno, se equipa con dos inclinómetros o sensores de nivel perpendiculares entre sí, sus correspondientes salidas son alimentadas a dos amplificadores que a su vez controlan a sus ejes correspondientes a través de dos motores; de esta manera se corrige la precesión hasta reducirla a cero. Este tipo de mecanización determina la verticalidad en dos ejes, a partir de la fuerza de gravedad.

### 2.3.2.4 Giróscopo direccional o girobrújula.

El giróscopo vertical provee la medición de los ángulos de Euler de rotación y cabeceo ( $\Phi$  y  $\Theta$  respectivamente). Para la medición del ángulo de azimuth  $\Psi$ , con respecto al norte geográfico, es necesario contar con un sensor direccional no magnético; comúnmente conocido como giróscopo direccional. En principio, éste es análogo al giróscopo vertical, sin embargo, el eje de giro del rotor es diseñado, para permanecer en el plano horizontal local. También necesita una suspensión de doble marco, para asegurar su aislamiento del movimiento angular del vehículo.

Los errores producidos durante la operación del giróscopo direccional, son causados por interferencias dinámicas y cinemáticas. De hecho, este tipo de giróscopo no está equipado con la posibilidad de efectuar una medición de una referencia direccional externa, como en el caso del giróscopo vertical; el cual es ayudado por el vector de gravitación, detectado a través del sensor de nivel. Para proveer de una ayuda equivalente al giróscopo direccional; se utiliza un sensor de tipo magnético, ya sea una brújula o un magnetómetro, al cual se esclaviza el giróscopo. Esta relación previene de divergencias de períodos largos, sin embargo limita la precisión del giróscopo a la que tenga el sensor magnético.

La propiedad mas significativa del giróscopo direccional es la de poder alinear automáticamente su eje de giro, a lo largo de la longitud local. Esto es, el giróscopo se autoalinea asintóticamente con el norte geográfico, a partir de una condición inicial arbitraria. A este dispositivo también de se le conoce como girobrújula.

### 2.3.2.5 Giróscopos de estado sólido.

El uso de elementos vibratorios para la medición de velocidad rotacional empleando el efecto de Coriolis, es un concepto que data de alrededor de 50 años. En realidad, la idea ya había sido desarrollada desde hace tiempo, a partir de la observación de que ciertas especies de moscas utilizan un par de antenas vibrantes para estabilizar su vuelo. Esta técnica de medición ha concretizado un término práctico: Sensor de velocidad angular de cuarzo o QRS de sus siglas en inglés (Quartz Rate Sensor).

#### *Principio de operación.*

Para entender como funciona el QRS, es necesario familiarizarse con el principio de Coriolis. Dicho de una manera sencilla: el movimiento lineal dentro de un marco de referencia giratorio, posee una componente de velocidad que es perpendicular a dicho movimiento lineal.

Un ejemplo muy a la mano del efecto Coriolis, es el que se muestra por medio de los patrones de viento en la atmósfera de la tierra. Las células de convección en la atmósfera establecen un flujo de viento desde los polos hacia el ecuador (con una orientación Norte-Sur). La rotación de la tierra causa que estos flujos lineales desarrollen una componente lateral (ortogonal) del movimiento. Esto causa que el viento se desvíe desde una dirección Norte-Sur hacia una Este-Oeste. Es el efecto Coriolis el que crea los vientos con dirección Este-Oeste y es también responsable de las espirales de nubes que se pueden observar en las fotos obtenidas por satélites.

Ahora aplicaremos este principio a nuestro sensor de rotación. En la figura 2.12 se puede ver que el QRS está dividido en dos partes: excitador y transductor.

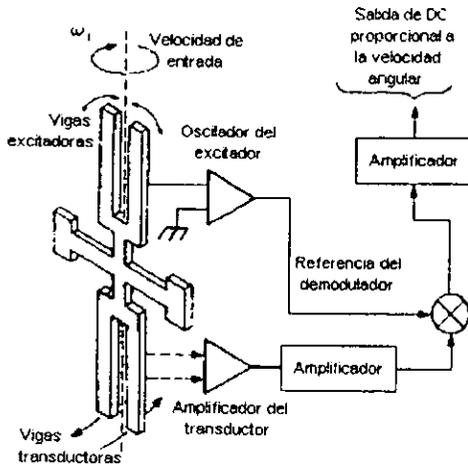


Figura 2.12. Sensor de Cuarzo para medición de velocidad angular.

El excitador luce y funciona exactamente igual que un tenedor sintonizable sencillo. Debido a que las vigas del tenedor están construidas de cristal de cuarzo, es posible hacer resonar eléctricamente al tenedor. Cada viga del tenedor tiene una masa y una velocidad radial instantánea que cambia sinusoidalmente conforme la viga se mueve hacia atrás y hacia adelante. Debido a que la base del tenedor es estacionaria, los momentos de las dos vigas se cancelan mutuamente y no hay transferencia de energía de las vigas hacia la base. En realidad, solo se usan  $6 \mu\text{W}$  para mantener la resonancia del tenedor.

Tan pronto como el tenedor sintonizable es girado alrededor de su eje de simetría, el principio de Coriolis ejerce una profunda influencia sobre el comportamiento de este mecanismo. Por convención (la regla de la mano derecha), el vector rotacional  $\omega_1$ , es descrito por una flecha que se alinea con el eje de rotación. La velocidad radial instantánea de cada una de las vigas, debido al efecto Coriolis, generan un vector producto-cruz con este vector de rotación. El efecto neto es que cada viga generará una fuerza perpendicular a la velocidad radial instantánea de cada una de las otras vigas:

$$F = 2m\omega_1 \bullet V_r$$

donde:

- $m$  = masa de la viga
- $\omega_1$  = velocidad de giro
- $V_r$  = velocidad radial

Hay que notar que esta fuerza es directamente proporcional a la velocidad de rotación, y como la velocidad radial de las vigas es sinusoidal, la fuerza resultante sobre cada viga es también sinusoidal. Debido a que las velocidades radiales de las dos vigas son iguales y opuestas, las fuerzas de Coriolis son iguales y opuestas, produciendo un par oscilante en la base de la viga excitadora del tenedor, que es proporcional a la velocidad angular de entrada.

Es ahora cuando el transductor del QRS entra en juego. La variación sinusoidal del par de entrada causa que las vigas de la parte transductora empiecen a moverse de manera tangencial a la rotación y con la misma frecuencia de vibración del excitador. Las fuerzas que causan que las vigas transductoras se muevan, son directamente proporcionales a la velocidad de rotación; si no hay rotación, las vigas transductoras no se moverán. De esta forma un QRS puede detectar realmente una entrada con rotación cero.

Una vez que las vigas transductoras se encuentran en movimiento, resulta muy sencillo amplificar su señal de salida y demodularla usando la frecuencia del excitador como referencia. Una etapa adicional de amplificación permite acondicionar la señal y producir una señal de salida de DC que es directamente proporcional a la velocidad angular de entrada. Toda la electrónica es muy sencilla y puede estar contenida dentro del mismo encapsulado del sensor.

#### *Construcción.*

El QRS es fabricado de una oblea de cristal de cuarzo crecido de forma sintética. Las propiedades piezoeléctricas del material son particularmente estables a la temperatura y en el tiempo. El cuarzo presenta un alto módulo de elasticidad y debido a ello puede resonar de una forma muy precisa con una alta  $Q$  (factor de calidad). Además, el cuarzo puede ser trabajado usando líquidos químicos convencionales, por lo que su técnica de fabricación es similar a la usada para la fabricación de semiconductores de silicio.

#### **2.3.2.6 Otros tipos de giróscopos.**

Muchos tipos de giróscopos han surgido a través de los años, algunos de ellos han sido usados en la práctica. Esencialmente; de cualquier forma en que el momentum pueda ser almacenado, y su orientación leída, tendremos algún tipo de giróscopo.

Existen muchos otros tipos de giróscopos; cuerpos giratorios inmersos en líquidos y gases, rotores suspendidos magnéticamente, giróscopos nucleares que emplean el momento angular del núcleo de ciertos átomos, y los giróscopos láser que usan la diferencia de fase de dos haces de luz coherente (efecto Sagnac), pero sin importar lo sofisticado de la técnica usada en el diseño del giróscopo, éstos siempre se encontrarán sujetos a pares externos que introducirán errores significativos en su funcionamiento y en el resultado de su aplicación.

### **2.3.3.- Criterios de selección de los sensores.**

El principal criterio a considerar para la selección de los sensores es su costo, debido a las limitaciones presupuestales. El segundo criterio es su rango dinámico, que como se ha establecido en la sección 1.5, debe ubicarse en el orden de  $10^4$  para sistemas inerciales de mediano alcance. Otro criterio importante es su duración, debido a que existen dispositivos de tipo militar que tienen una alta precisión, un alto costo y una duración de 100 a 200 horas de operación, lo que los descalifica para esta aplicación.

### **2.3.4.- Ubicación de los sensores.**

En una plataforma estabilizada del tipo sujeta al vehículo (strapdown), como su nombre lo indica, los sensores son montados de forma fija al cuerpo de la aeronave, en un punto lo más cercano posible al centro de gravedad de la aeronave, aunque como las distancias son relativamente pequeñas, los sensores pueden ubicarse en la misma base de la plataforma o en algún otro lugar conveniente de la nave

## **2.4.- ACTUADORES.**

Un actuador es un dispositivo que proporciona una salida mecánica o acción de control, existen tantos actuadores como dispositivos que ofrezcan una salida mecánica de movimiento. El tipo de actuador a utilizarse en un determinado sistema de control va a depender del tipo de acción a realizar por el servomecanismo, la cual puede ser de velocidad, posición ó aceleración. Para comprender con más claridad lo anterior a continuación se dará una breve explicación de lo que es un servomecanismo

### **2.4.1.-Servomecanismos.**

Un servomecanismo es un sistema de control realimentado en el cual la salida es alguna posición, velocidad o aceleración. Por tanto, los términos *sistema de control de servomecanismo* o *de posición* (o *de velocidad* o *de aceleración*) son sinónimos. Los servomecanismos son extensamente usados en la industria moderna. Por ejemplo, el funcionamiento totalmente automatizado de máquinas y herramientas con sus instrucciones programadas, es llevado a cabo mediante el uso de servomecanismos. Para las necesidades de control de orientación resulta necesario el uso de servomecanismos de posición. Este tipo de servomecanismos, después de evaluar los datos de entrada, ofrecen una salida de control ubicando al actuador en una posición y sentido de movimiento determinado, para la realización de la acción de control.

### **2.4.2.- Selección de los actuadores.**

Debido al tipo de acción (giro o movimiento en un determinado eje de orientación), a los pares que puede proporcionar, a la precisión en el posicionamiento y por el tipo de plataforma a usarse, se optó por el uso de un motor a pasos con una caja de engranes como medio de proporcionar la orientación adecuada. Se estudiaron diferentes opciones, pero debido a que en este momento no se cuenta con la información; entre otros datos, de los pares máximos que serán aplicados, ni los desplazamientos, ni velocidades máximas, no es posible llevar a cabo la selección definitiva de los motores a usar. Por el momento se utilizará un motor de este tipo para llevar a cabo las primeras

pruebas de control de este sistema. A continuación se da una breve reseña de las características principales de este tipo de motores.

- Motores a Pasos.

Los motores a pasos son dispositivos en los cuales la posición de la flecha es determinada u operada por medio de incrementos discretos, o pasos, no como otros dispositivos que operan a velocidades constantes. La acción de escalonado es llevada a cabo por medio de conmutaciones de encendido y apagado sobre los diferentes devanados del motor, haciendo que las fases del motor sean energizadas en una secuencia específica. Los motores a pasos son capaces de lograr un posicionamiento de muy alta precisión sin la necesidad de usar complicados y costosos dispositivos de realimentación, aunque los sistemas de realimentación pueden ser incorporados si se desea la comparación de posición. Debido a sus simplificadas necesidades de control y al poder prescindir de costosos sistemas de realimentación, los motores a pasos pueden ser usados en sistemas neumáticos, hidráulicos y sistemas de servomotores.

*Características de los Motores a Pasos.*

- Motor libre de escobillas y con magneto permanente.
- Los hay que operan a incrementos de paso completo o de medio paso.
- Pueden ser de micropasos, los cuales alcanzan incrementos menores a  $0.0072^\circ$ .
- Ofrecen una precisión de  $\pm 3\%$  y  $\pm 5\%$  no acumulativa.
- Pueden operar a velocidades de hasta 20,000 pasos por segundo (6000 r.p.m.).
- Pueden dar torques de 60 hasta 5330 oz-in (42.4 a 3764 N-cm).
- Fácilmente adaptables a diferentes tipos de control, incluyendo sistemas basados en microprocesadores (este punto resultó de gran importancia para su selección).
- Pueden operar a temperaturas ambientales de  $-40^\circ\text{C}$  a  $+40^\circ\text{C}$ .
- Rodamientos libres de mantenimiento (lubricados de por vida).

*Comparación entre un Motor a pasos y un sistema de servomotor con un motor de DC.*

En muchos casos un sistema con un motor a pasos puede desempeñar la misma función que uno que tiene un motor convencional y a un menor costo; para el control de una salida de tipo mecánico, además de ofrecer una serie de ventajas sobre los sistemas de servos convencionales como se verá a continuación.

- El servomotor necesita de complejos y costosos sistemas de control, el motor a pasos es relativamente económico,
- Para sensar la posición del motor el servo necesita de realimentación para el control, en cambio el motor a pasos puede operar en lazo abierto, además de que sólo necesita una electrónica de control sencilla.
- El servomotor posee un par relativamente bajo en relación a su tamaño, en cambio el motor a pasos posee un gran par, con un tamaño comparable.

Además de las anteriores, también hay que remarcar que el servo es térmicamente ineficiente, además de que el sistema de control debe de ser ajustado con la carga, si la carga cambia, este debe de ser ajustado al nuevo valor de carga, además de estar

sujeto a mantenimiento, en cambio, el motor a pasos no posee errores acumulativos de pasos y mantiene su posición de manera continua, y es libre de mantenimiento.

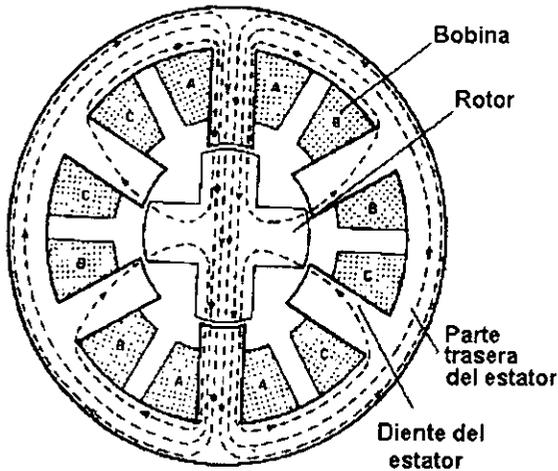


Figura 2.13. Construcción interna de un motor a pasos de reluctancia variable de una sola etapa.

#### Aplicaciones típicas del Motor a pasos.

Los motores a pasos tiene una gran variedad de usos como son: la realización de pruebas ambientales, la fabricación de cristales de silicio, sistemas de empaquetado de papel, en partes de maquinaria aeronáutica y aeroespacial, posicionamiento de lasers, en equipos periféricos de oficinas, etc. Representando una gran gama de usos y posibles aplicaciones.

#### Construcción de un motor a pasos.

Un motor a pasos es un motor de CD sin escobillas, este consiste de un rotor y un estator ensamblados. La siguiente ilustración muestra la construcción interna y la alineación de los dientes del motor. Un cierto número de dientes, uniformemente distribuidos alrededor de todo el diámetro del motor, proveen la rotación angular incremental que resulta en un movimiento mecánico. Los motores a pasos son construidos con una configuración de dientes de paso de 48-50 así como de 50-50. Un motor de configuración 48-50 tiene 50 dientes en el rotor y 48 dientes de paso en el estator. De manera similar un motor de configuración 50-50 tiene 50 dientes en rotor y 50 dientes de paso en el estator. Los motores con una configuración 48-50 ofrecen una operación sigilosa y suave, con una baja resonancia o menor inestabilidad mecánica a bajas velocidades. En cambio los motores con una configuración 50-50 proveen un

poco mas de par, pero con un sistema de carrera mas robusto. *Nota: estas configuraciones puede variar dependiendo del fabricante.*

## CAPÍTULO 3.

### DESCRIPCIÓN DEL SISTEMA DE CONTROL.

Entre las funciones primarias ejecutadas por la computadora de abordo en un sistema de navegación inercial típico, se encuentran: la función de conversión entre las velocidades angulares y la orientación, el uso de los datos de orientación para transformar la aceleración medida, a un marco de referencia de navegación útil donde sea integrada en velocidad, y finalmente, la integración de la velocidad del marco de referencia de navegación, en posición. Así, tres funciones de integración se encuentran involucradas: orientación, velocidad y posición; cada una de las cuales necesita alta precisión para asegurar que los errores sean despreciables y para que exista congruencia con la precisión que manejan los sensores inerciales. En nuestro caso particular no es importante conocer la velocidad de la nave, ni la posición a partir de este

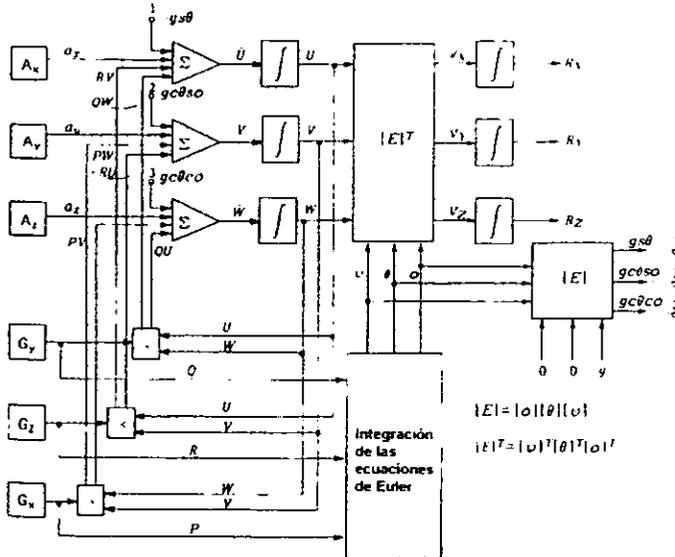


Figura 3.1. Diagrama de bloques del sistema de navegación inercial sujeto al vehículo.

método; ya que a través de un sistema de posicionamiento global (GPS) será posible determinar la velocidad y la posición de la aeronave durante el vuelo con suficiente precisión; y mas aún, esta información será grabada en cada imagen junto con los datos de la orientación de la plataforma, para facilitar tanto su identificación, como la tarea de corrección geométrica y formación de mosaicos.

### 3.1.- ESQUEMA DE CONTROL.

El diagrama de la figura 1.9 , repetido en la página anterior por simplicidad, describe de una manera general todas las ecuaciones inerciales, cinemáticas y dinámicas que intervienen para determinar los ángulos de orientación  $\phi$ ,  $\theta$  y  $\psi$ ; las velocidades inerciales  $V_x$ ,  $V_y$ , y  $V_z$ ; y la posición del vehículo  $R_x$ ,  $R_y$  y  $R_z$  en coordenadas geocéntricas. Es necesario contar con información adicional, tal como: la esfericidad de la tierra y su velocidad angular, realizar un alineamiento y nivelación, hacer una compensación contra la aceleración de Coriolis (sintonización de Schuler) y ubicar el norte; para determinar la orientación de la plataforma en todo momento.

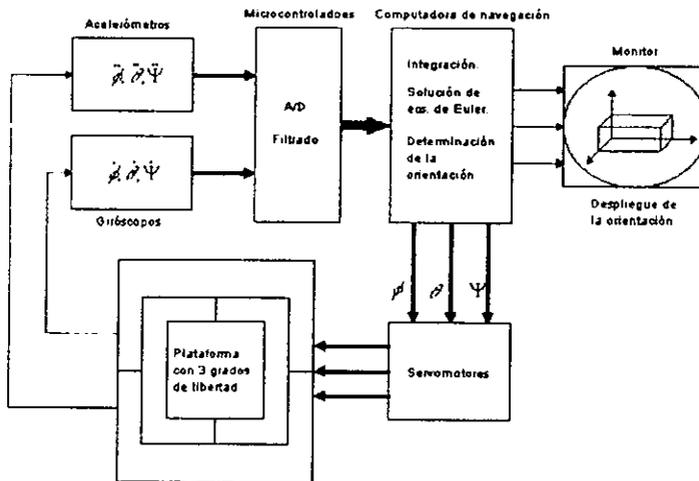


Figura 3.2 Esquema de control del sistema de plataforma estabilizada en tres ejes.

Un esquema simplificado, se muestra en la figura 3.2, donde las funciones son básicamente las siguientes: efectuar las mediciones de los giróscopos ( $G_x$ ,  $G_y$ ,  $G_z$ ) y los acelerómetros ( $A_x$ ,  $A_y$ ,  $A_z$ ), alimentar estas señales a los modelos dinámicos (basados en las ecuaciones de Euler) y llevar a cabo la determinación de la orientación mediante transformaciones de coordenadas e integraciones. Estas tres acciones básicas pueden

ser identificadas en todos los sistemas aeroespaciales, donde los procesos de cálculo son iterativos para cumplir con los requisitos de control en tiempo real.

No importa el tipo de plataforma o los algoritmos utilizados, la precisión en la orientación está determinada principalmente por las características de desempeño de los sensores inerciales, y estos mismos no importando lo sofisticados o costosos que sean estarán sujetos a vibraciones y otras fuentes de ruido que limitarán su funcionalidad, como se ha explicado en el capítulo anterior.

Los sensores que se han seleccionado para este proyecto, son de estado sólido; y aunque no cumplen con las características de desempeño necesarias para lograr la precisión en la orientación de  $\pm 1^\circ$  durante tres horas continuas de vuelo, se ha pensado en implementar alguna técnica que permita recibir señales externas para recalibrar el sistema y así lograr el objetivo planteado inicialmente. Aunque las decisiones y adaptaciones definitivas se tomarán en cuenta durante la operación regular de la plataforma.

Los giróscopos presentan el problema de la deriva, por lo que conforme avanza el tiempo es necesario recalibrarlos para que regresen a su precisión nominal. La utilización de estos sensores con el adecuado rango dinámico, determinará que se alcancen las metas y sea posible materializar su aplicación.

Para cumplir con los requisitos de precisión en el apuntamiento de la plataforma, señalados en los párrafos anteriores, es necesario que los acelerómetros tengan una respuesta en frecuencia plana de 0 a 1,000 Hz., y un rango dinámico entre  $10^4$  y  $10^8$ . Por su parte los giróscopos deben tener también un rango dinámico entre  $10^4$  y  $10^8$ ; lo que los califica a ambos como de muy alto costo y muy alta precisión, para navegación inercial de largo alcance.

Los actuadores convierten una señal eléctrica en un señal mecánica, es decir, en un movimiento de traslación. En la sección 2.4.2 se ha hecho una breve descripción de ellos y en la sección 3.4 se vuelven a mencionar, al hacer referencia a las interfaces de potencia con el microcontrolador.

### **3.2.-MICROCONTROLADOR.**

La operación de adquisición de señales, filtrado digital, ejecución de los algoritmos de control y el envío de señales de control se realizan por medio de un microcontrolador, lo que permite una importante disminución de espacio y energía. Los requisitos que impone el sistema de control deben ser cubiertos de manera satisfactoria por los recursos ofrecidos por estos dispositivos. Por ello, su elección depende de la calidad y cantidad de funciones y también, en nuestro caso, de su disponibilidad en versiones industriales e inclusive, aeroespaciales. En el mercado existen muchos de ellos, con características especiales para cada aplicación; entre los más comerciales se encuentran el 68HC11 de Motorola, el 8096 de Intel, la serie AT89xxxx de Atmel, etc. A continuación se hace una descripción del microcontrolador seleccionado para este proyecto.

### **3.2.1. Criterios de selección.**

En primer término se mencionarán los motivos por los cuales se seleccionó un microcontrolador y no un microprocesador, y en seguida las razones por las que se eligió el microcontrolador de la familia M68HC11 de Motorola y en particular el modelo M68HC11F1 y no otra marca o modelo.

Al elegirse para la operación de adquisición de datos, filtrado y ejecución de rutinas de control, un microcontrolador; se tienen las siguientes ventajas: la disminución de espacio, consumo de energía y costo, lo que permite a su vez, cumplir con el requisito de diseñar y construir un sistema de bajo peso y consumo de energía; además de que su lugar de operación normal será a bordo de aeronaves, de las que no es posible obtener energía eléctrica durante la realización de las campañas de percepción remota. También hay que tomar en consideración que un microcontrolador es capaz de realizar una gran variedad de funciones como es la posibilidad de manejar datos en puertos de entrada y salida en paralelo, la posibilidad de ampliación de memoria para casos de programas elaborados, la posibilidad de comunicación serial con otros equipos, velocidades de operación en el orden de  $10^6$  hz y algunas operaciones aritméticas incluidas, todo en un solo circuito integrado. Por todo lo anterior, resulta conveniente su uso.

Por otra parte, si se eligiera el uso de un microprocesador, este solo hecho, vendría a incrementar el peso, el espacio, el consumo de energía y el costo. Esto debido a que el microprocesador necesita de periféricos para efectuar funciones de comunicación, recepción y transmisión de datos ya sea de forma serial o paralela, es decir, para llevar a cabo adecuadamente sus funciones, necesita de demultiplexores, decodificadores, compuertas y componentes lógicos, convertidores A/D y D/A, memorias ya sean RAM, ROM, EEPROM o alguna otra, etc.

Para este proyecto se eligió usar un microcontrolador de la serie M68HC11 de Motorola y en particular el M68HC11F1 debido a su relativo bajo costo, a la facilidad para su obtención en el mercado nacional, a la cantidad y variedad de recursos que ofrece y a que ya se contaba con experiencias previas en el laboratorio en el uso de este microcontrolador, además de la gran cantidad de aplicaciones existentes y programas de soporte como simuladores y tarjetas de desarrollo. Adicionalmente se tiene la ventaja de que se pueden conseguir de grado industrial y militar, característica que nos es particularmente atractiva por el tipo de aplicación que se pretende dar a este dispositivo.

### **3.2.2. Características principales del microcontrolador M68HC11F1.**

La facilidad de manejo del M68HC11F1 y los recursos que ofrece lo hacen adecuado para el sistema de control. Contiene un procesador de 8 bits con puertos que pueden dar el resultado de multiplicaciones, por ejemplo, hasta en 16 bits. Dos acumuladores de 8 bits que operan independientes o unidos como uno sólo a 16 bits. Cuenta con dos registros de índice para referenciar rápidamente el direccionamiento a localidades de memoria. La frecuencia de trabajo máxima en el bus local es de 2 Mhz. Cuenta con dos

puertos paralelos de 8 bits entrada/salida programables, dos puertos paralelos de 8 bits de sólo salida, un puerto de entrada con 8 canales con convertidor analógico a digital de 8 bits, posee dos puertos de comunicación seriales, uno síncrono y otro asíncrono, además de poseer una salida de reloj para el control de otro microcontrolador, posee una capacidad de direccionamiento de memoria total de 64 kbytes, una memoria RAM interna de 1 Kbyte y una EEPROM interna de 512 Bytes.

Está calificado como de alto desempeño, bajo consumo de energía y con alta inmunidad al ruido, debido a que está fabricado con tecnología HCMOS (metal-óxido semiconductor complementario de alta densidad), además, este es el único microcontrolador de la familia M68HC11 que posee un bus de direccionamiento y datos no multiplexado, es decir, que no requiere de un multiplexor externo para el control del bus, ya sea para el direccionamiento de una localidad de memoria externa o para el manejo de los datos que se escriben o se leen desde la misma. Además posee un selector inteligente que realiza una conexión sencilla a una memoria externa de programa, sin la necesidad de utilizar ningún componente lógico externo para ello. Este microcontrolador solo es posible conseguirlo en presentación de tipo montaje de superficie, con 68 terminales.

### 3.2.3. Sistema de conversión A/D del Microcontrolador M68HC11F1.

El microcontrolador M68HC11F1 posee 8 líneas de conversión de señales analógicas a digitales de 8 bits. El tipo de convertidores que se usan para realizar las conversiones A/D son del tipo de aproximaciones sucesivas usando la técnica de conversión llamada de redistribución de cargas completamente capacitivas. Esto tiene la ventaja de que no se requieren elementos de circuitería externa para la operación y realización de las funciones de muestreo y retención en las conversiones.

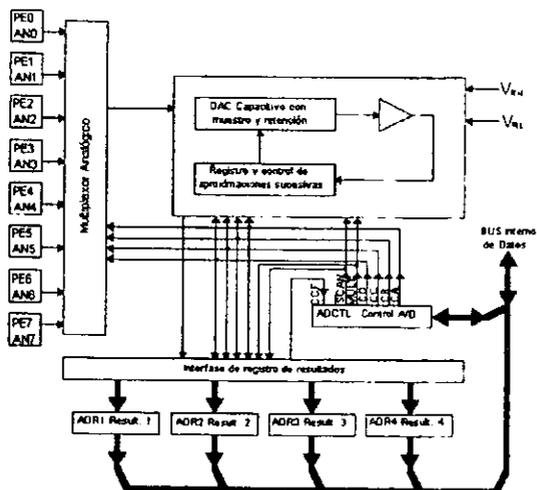


Figura 3.3.- Diagrama de bloques del sistema de conversión A/D.

### *Características.*

La sincronización de conversión A/D puede hacerse por medio del sistema de reloj externo (E clock), o por medio de un oscilador interno de tipo RC (resistor-capacitor). El sistema de conversión A/D consiste en cuatro bloques funcionales: multiplexor, convertidor analógico, control digital y almacenamiento del resultado. A continuación se muestra un diagrama mostrando estos bloques.

### **3.2.4.- Programación del microcontrolador.**

En él se construyen las instrucciones que serán utilizadas para realizar cálculos, y manejar los recursos internos y periféricos del sistema. Antes de trabajar con el lenguaje de máquina en forma hexadecimal, es conveniente utilizar una nomenclatura más conveniente que represente las instrucciones de forma comprensible al usuario. Al lenguaje de programación se le denomina ensamblador.

El lenguaje de programación ensamblador del M68HC11F1 posee una gran variedad de instrucciones dentro de las cuales podemos encontrar: instrucciones para la carga, almacenamiento y transferencia de datos, operaciones aritméticas como son suma, resta, comparaciones, multiplicación y división, operaciones lógicas, prueba de datos, manipulación de bits, corrimientos y rotaciones, instrucciones de control de programa como son brinco, llamadas a subrutinas, interrupciones, etc., además de poseer instrucciones para la condición de los códigos de registro y muchas más, en total 133 instrucciones de programación, además de seis diferentes tipos de direccionamiento para acceder a la memoria. Además el M68HC11F1 posee un bloque de 96 bytes de registros y bits de control los cuales controlan desde los modos de operación hasta la configuración y funcionamiento de los diferentes puertos del MC.

### **3.2.5.- Modos de operación.**

Todos los microcontroladores de la familia M68HC11 poseen cuatro modos de operación distintos, éstos son seleccionados con los pines de selección de modo del MC. Los pines para seleccionar el modo de operación son denotados por MODA y MODB, los valores que estas entradas presenten durante el proceso de arranque o de reinicialización del microcontrolador, determinan su modo de operación. En la siguiente tabla se muestran las diferentes opciones.

MODA	MODB	MODO DE OPERACIÓN
1	0	Normal un solo circuito
1	1	Normal Expandido
0	0	Especial "Bootstrap"
0	1	Especial de Prueba

Los modos en los que normalmente opera el MC son: un solo circuito y el expandido, los modos de operación especiales "bootstrap" y de prueba, se usan para operaciones especiales. A continuación se dará una breve explicación de las características de cada uno de estos diferentes modos de operación.

*Modo de operación de un solo circuito (single chip).*

En el modo de operación con un solo circuito, sólo se usan los recursos internos del MC, debido a que no tiene conectados los buses externos de direccionamiento y datos. Todos los puertos se encuentran completamente disponibles, ya sea para comunicación o entrada y salida de datos.

*Modo de operación Expandido.*

En este modo de operación el MC puede acceder a memorias externas o a dispositivos periféricos. Se tiene un direccionamiento externo de 64 KB, el cual incluye el direccionamiento de la memoria interna usada en el modo de un solo circuito.

*Modo de operación especial de Prueba.*

Este modo puede acceder a fuentes internas del MC. Esta es una variación del modo expandido, este modo de operación es usado principalmente durante el proceso de prueba interna en la producción, y muy pocas veces por el usuario, a no ser que se lleve a cabo alguna emulación, desarrollo o en circunstancias más bien raras.

*Modo de operación especial "Bootstrap".*

Este modo de operación es una variación del modo de un solo circuito, el cual permite cargar programas a través de la interfaz SCI (serial communications interface) del propio MC, a la RAM interna para su posterior ejecución.

### 3.2.6.- Tarjeta microcontroladora desarrollada.

Para esta aplicación fue desarrollada una tarjeta encargada de llevar a cabo el control de la plataforma. El circuito utilizado se muestra en el apéndice B.

## 3.3.-ALGORITMOS DE TIEMPO MÍNIMO Y ADAPTIVOS.

Dada la naturaleza del tipo de sistema a controlar, se han considerado dos posibles soluciones para llevar a cabo el objetivo de mantener la plataforma apuntando hacia el nadir terrestre: la utilización de algoritmos que reduzcan el tiempo de respuesta a un mínimo, y aquellos que compensen la desviación enviando una señal de control que sea proporcional a la magnitud de la desviación. Para clarificar un poco estos conceptos, a continuación se hace una breve descripción de los mismos.

### 3.3.1. Sistemas discretos de control, de tiempo mínimo

Los sistemas de control con algoritmos de tiempo mínimo u óptimo, se pueden considerar como: sistemas de tiempo discreto y sistemas de tiempo continuo. En este trabajo sólo se mencionarán los primeros.

Si el sistema de  $n$ -ésimo orden es de tiempo discreto, se puede llevar de un estado inicial arbitrario, a un estado predeterminado en máximo  $n$  periodos de muestreo; si es completamente controlable y la norma del vector de control no está acotada.

Sea el sistema de tiempo discreto siguiente:

$$x((k+1)T) = G(T)x(kT) + H(T)u(kT), \quad \|u(kT)\| < \infty$$

donde

$x$  = vector de estado (vector  $n$  - dimensional)

$u$  = vector de control (vector  $r$  - dimensional)

$G(T)$  = matriz constante de  $n \times n$

$H(T)$  = matriz constante de  $n \times r$

Se debe de notar que el periodo de muestreo  $T$ , es una constante. Si este sistema es de estado completamente controlable, se puede transferir un estado inicial arbitrario  $x(0)$  al origen en  $n$  pasos, o

$$x(nT) = G^n(T)x(0) + \sum_{k=0}^{n-1} G^{n-k-1}(T)H(T)u(kT) = 0$$

Se puede determinar el vector de control requerido  $u(kT)$  resolviendo las  $n$  ecuaciones simultáneas vectorial-matriciales:

$$x(T) = G(T)x(0) + H(T)u(0)$$

$$x(2T) = G(T)x(T) + H(T)u(T)$$

$$x(nT) = G(T)x((n-1)T) + H(T)u((n-1)T) = 0$$

Para obtener una solución práctica, debe determinarse el vector de control  $u(kT)$  como función del vector de estado  $x(kT)$ .

Como se ha supuesto que la norma de  $u(kT)$  no es acotada, se puede reducir el tiempo de respuesta haciendo mas corto el periodo de muestreo. Nótese también que si la señal de control está limitada, puede aumentar la cantidad de periodos de muestreo requeridos para transferir el estado inicial arbitrario al origen.

### 3.3.2. Sistemas de control adaptivo.

El término *sistema adaptivo* implica que el sistema tiene capacidad de adaptarse o modificarse en respuesta a perturbaciones que se producen dentro o fuera de él. Este concepto tiene un gran atractivo, debido a que un sistema altamente adaptivo, puede manejar los cambios ambientales, y errores moderados de diseño o incertidumbres y también compensar las fallas de componentes menores del sistema, aumentando de ese modo la confiabilidad del mismo.

Se describirán algunos conceptos básicos de sistemas de control adaptivo y se mencionarán las funciones que debe de cumplir un control para que pueda ser llamado adaptivo.

En la mayor parte de los sistemas de control realimentado, las variaciones pequeñas en los valores de los parámetros, con respecto a sus valores de diseño, no producen ningún problema en el funcionamiento normal del sistema, sin embargo, si varían considerablemente, pueden llegar a causar inestabilidad.

En el análisis más simple, se pueden considerar diferentes conjuntos de valores de los parámetros del sistema. Es deseable diseñar un sistema de control que funcione bien para todos los conjuntos de valores. En cuanto se formula esta demanda, el problema del control estrictamente óptimo pierde sentido. Si se pide un buen comportamiento en un rango amplio, hay que abandonar el comportamiento óptimo para un determinado conjunto de parámetros.

Si se puede identificar continuamente la función de transferencia del sistema, se pueden compensar sus variaciones, simplemente variando los parámetros ajustables del control y, por tanto, obtener un funcionamiento satisfactorio del sistema en forma continua bajo las diversas condiciones ambientales. Un método adaptivo así, es muy útil para enfrentar un problema en que el sistema está normalmente expuesto a medios ambientales variables, como es nuestro caso, de modo que los parámetros del sistema se modifican de tiempo en tiempo.

**Definición de sistemas de control adaptivo.** Un sistema de control adaptivo es un sistema que continúa y automáticamente mide las características dinámicas del sistema, las compara con las características dinámicas deseadas y usa la diferencia para variar parámetros ajustables del sistema (generalmente características del controlador) o para generar una señal de acondicionamiento de modo que se pueda mantener el funcionamiento óptimo con independencia de las perturbaciones ambientales; alternativamente este sistema puede medir continuamente su propio funcionamiento de acuerdo con un índice de comportamiento dado y modificar, en caso necesario, sus propios parámetros para mantener el funcionamiento óptimo.

Para que se pueda denominar adaptivo a un sistema, este debe de tener características de autorganización. Si se realiza un ajuste de los parámetros del sistema únicamente por medición directa del medio, el sistema no es adaptivo.

Un ejemplo de un sistema aparentemente adaptivo es el de un piloto automático de aeronaves, que está proyectado para ajustar sus lazos de ganancia en función de la altura, para compensar las modificaciones correspondientes en los parámetros de la aeronave. Este ajuste se basa en información directa respecto al ambiente (en este caso la presión atmosférica) y no en un esquema de autorganización, por tanto, es un sistema convencional de lazo cerrado.

**Índices de funcionamiento.** La base misma del control adaptivo descansa en la premisa de que hay alguna condición de operación del sistema que es mejor que cualquier otra. Entonces se hace necesario definir qué constituye el comportamiento óptimo. Éste está definido en términos del índice de comportamiento, que debe elegirse al establecer las metas, las cuales pueden ser tan diversas como los sistemas a los cuales se las aplica, pero habitualmente es posible generalizar el objetivo de la optimización a: minimizar el costo de funcionamiento u obtención del máximo provecho.

Algunas características generales consideradas habitualmente deseables, son: *confiabilidad, selectividad y aplicabilidad.*

Por tanto, el índice de comportamiento debe ser confiable o ser una medida uniforme de "bondad" de sistemas de todo orden. Debe ser selectivo, o sea que debe involucrar un óptimo claramente definido en función de los parámetros del sistema. No debe de

haber óptimos locales o puntos de silla. El índice de comportamiento debe ser fácilmente aplicable a sistemas prácticos y debe ser fácilmente medible.

Si el índice de comportamiento toma un valor de cero en la condición de funcionamiento óptimo, en lugar de un máximo o un mínimo, se le puede usar como señal de error de lazo adaptivo, y en algunos sistemas directamente como realimentación.

**Controles adaptivos.** Un control adaptivo puede consistir de las tres funciones siguientes:

1. *Identificación de las características dinámicas del sistema.*
2. *Toma de decisión basada en la identificación del sistema.*
3. *Modificación o acción basada en la decisión tomada.*

Si el conocimiento del sistema es impreciso, quizás debido a la variación de los parámetros en forma aleatoria con el tiempo, o por los efectos de los cambios ambientales en las características dinámicas del sistema; pueden no ser suficientes la identificación inicial, la decisión y los procedimientos de modificación para obtener el mínimo (o máximo) del índice de comportamiento. Entonces se hace necesario realizar estos procedimientos en forma continua o a intervalos de tiempo, que dependen de la velocidad a la cual se modifican los parámetros del sistema.

*Identificación de las características dinámicas del sistema.* Resulta necesario medir e identificar continuamente, o por lo menos frecuentemente, las características dinámicas del sistema. Esto debe realizarse sin afectar el funcionamiento normal del mismo. Para identificar sus características, hay que realizar una prueba y analizar los resultados (Para un sistema de control, esto implica superponer una señal de control al sistema y analizar su respuesta). Se puede efectuar la identificación con los datos de funcionamiento normal del sistema o utilizando señales de prueba como ondas sinusoidales o señales aleatorias de baja amplitud.

*Toma de decisión basada en la identificación del sistema.* Aquí la decisión se refiere a la realizada sobre la base de las características del sistema que han sido identificadas y al índice de comportamiento calculado.

Una vez identificado el sistema, se le comparara con las características óptimas y luego se debe de efectuar una decisión en cuanto a como deben variarse los parámetros ajustables (características de control), para mantener el funcionamiento óptimo.

*Modificación basada en la decisión hecha.* Modificación se refiere al cambio de señales de control de acuerdo con los resultados de la identificación y la decisión. En la mayor parte de los esquemas, la decisión y modificación conceptualmente son una única operación donde la modificación consiste en un modo de mecanizar la transformación de una señal de salida de decisión y la señal de control (la entrada del sistema).

Esta señal de control, o señal de entrada al sistema, puede ser modificada de dos modos: el primero es ajustando los parámetros de control para compensar las variaciones en la dinámica de la planta. Esto se denomina modificación de parámetros de control. La segunda forma consiste en sintetizar la señal de control óptima basada en la función de transferencia del sistema, el índice de comportamiento y la respuesta transitoria deseada. Esto se denomina síntesis de señal de control. La elección entre

estos dos métodos depende fundamentalmente del equipo disponible, ya que ambos son conceptualmente equivalentes.

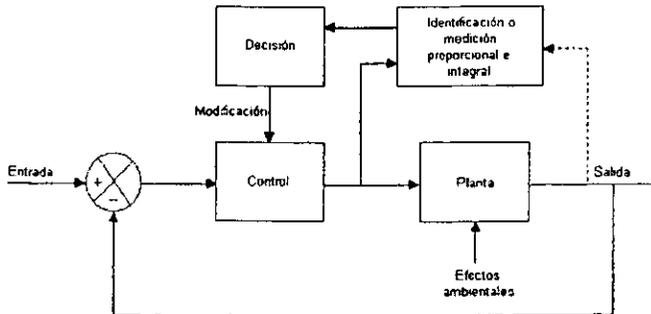


Figura 3.4 Diagrama de bloques de un sistema de control adaptivo.

### 3.3.3.- Consideraciones de estabilidad.

Uno de los requisitos más importantes que se requieren cuando se diseña un sistema de control es que sea estable. Un sistema de control lineal invariante en el tiempo es estable si la salida retorna a su estado de equilibrio cuando es sometido a una perturbación, pero cuando el sistema es inestable, la salida presenta una oscilación continua.

Cuando un sistema físico de control involucra almacenamiento de energía, la salida del sistema, relacionada con una entrada, no puede seguir a ésta inmediatamente sino que presenta una respuesta transitoria antes de poder alcanzar un estado estacionario. La respuesta transitoria frecuentemente presenta oscilaciones amortiguadas antes de alcanzar un estado de equilibrio, por lo cual resulta necesario examinar también el comportamiento de esta respuesta transitoria.

Existen varios métodos para determinar la estabilidad de un sistema de control, uno de ellos consiste en proporcionar una señal impulso a la entrada del sistema y ver la respuesta. Si ésta se aproxima a cero para un tiempo  $t \rightarrow \infty$ , entonces el sistema es estable, en caso contrario, el sistema es inestable.

También es posible determinar la estabilidad de un sistema por medio de métodos analíticos usando la transformada de Laplace para sistemas continuos y la transformada Z para sistemas discretos; partiendo de la ecuación característica del sistema y obteniendo sus raíces. A este método se le llama *criterio de estabilidad por medio de la localización de las raíces* y es aplicable tanto para sistemas continuos como para discretos. Una vez obtenidas las raíces (las cuales pueden localizarse tanto en el plano real como en el imaginario), se puede determinar la estabilidad del sistema. En el caso de sistemas discretos, las raíces debe aparecer dentro del círculo unitario para que el sistema sea estable.

Es importante mencionar que la estabilidad de un sistema de control lineal realimentado, depende de la ganancia del lazo de control, de los polos y ceros, y de la magnitud de los retrasos. En los sistemas discretos, como es el caso implementado en esta tesis, es necesario, agregar otro importante parámetro dentro de la consideración de estabilidad, este es el *periodo de muestreo T*.

En el desarrollo de este sistema de control de una plataforma pivoteada en un eje, no se llevó a cabo el análisis de estabilidad, debido a que éste se llevará a cabo con el sistema definitivo.

### **3.4.- PROGRAMA DE CONTROL PARA UNA PLATAFORMA PIVOTEADA EN UN EJE.**

El programa de aplicación del sistema de control se encuentra almacenado en la memoria interna EEPROM del MC, este programa se diseñó para recibir y comparar una señal de entrada con respecto a un valor de orientación previamente establecido, para así poder evaluar y determinar la existencia de un error o variación en la señal de entrada; y así, con este dato, proporcionar una salida que compense dicho error, tanto en sentido como en magnitud. Además, este programa puede ser modificado o mejorado con facilidad ya sea para incrementar sus funciones o para cambiar el tipo de lazo de control del sistema (de lazo abierto a lazo cerrado), con solo modificar algunas líneas.

Durante el proceso de desarrollo del programa se siguieron los pasos básicos mencionados con anterioridad: primero se llevó a cabo un diagrama de flujo, en el cual se mostraban tanto los cálculos a realizar como las diferentes decisiones y acciones, una vez establecido lo anterior se procedió a la codificación del programa primero en mnemónicos y posteriormente en lenguaje ensamblador. Después de determinar y seleccionar las operaciones a realizar se procedió a la construcción de la rutina de control, esto se llevó a cabo con el auxilio de un programa de edición especializado el cual, no solo permitía la escritura del programa en mnemónicos, sino también nos permitía la conversión del programa a un lenguaje ensamblador, para su posterior almacenaje y ejecución (el programa editor usado es el IASM11). Una vez que se logró la correcta compilación del programa, se procedió a su prueba por medio de un simulador virtual, el programa de simulación usado fue el AVSIM11, una vez que el programa pudo simularse sin ningún error, se procedió a cargarlo en memoria y a ejecutarlo en el MC.

El procedimiento para cargar la rutina de control en la memoria del MC, se llevó a cabo con el auxilio del programa PCBUG11. La programación del MC se realizó configurando éste en el modo de operación especial "bootstrap" y por medio del programa de comunicación PCBUG11 fue posible la comunicación del MC con la PC a través del puerto serie, descargando así de manera directa el programa de aplicación a la memoria EEPROM interna del MC. Una vez cargado el programa, la ejecución del mismo puede ser realizada en modo normal de un solo circuito, lo cual permite que en el momento de encender el MC o cada vez que se realice un reset al sistema, el programa empieza a ejecutarse de manera automática cuantas veces sea necesario ya que se encuentra almacenado de manera permanente dentro del MC.

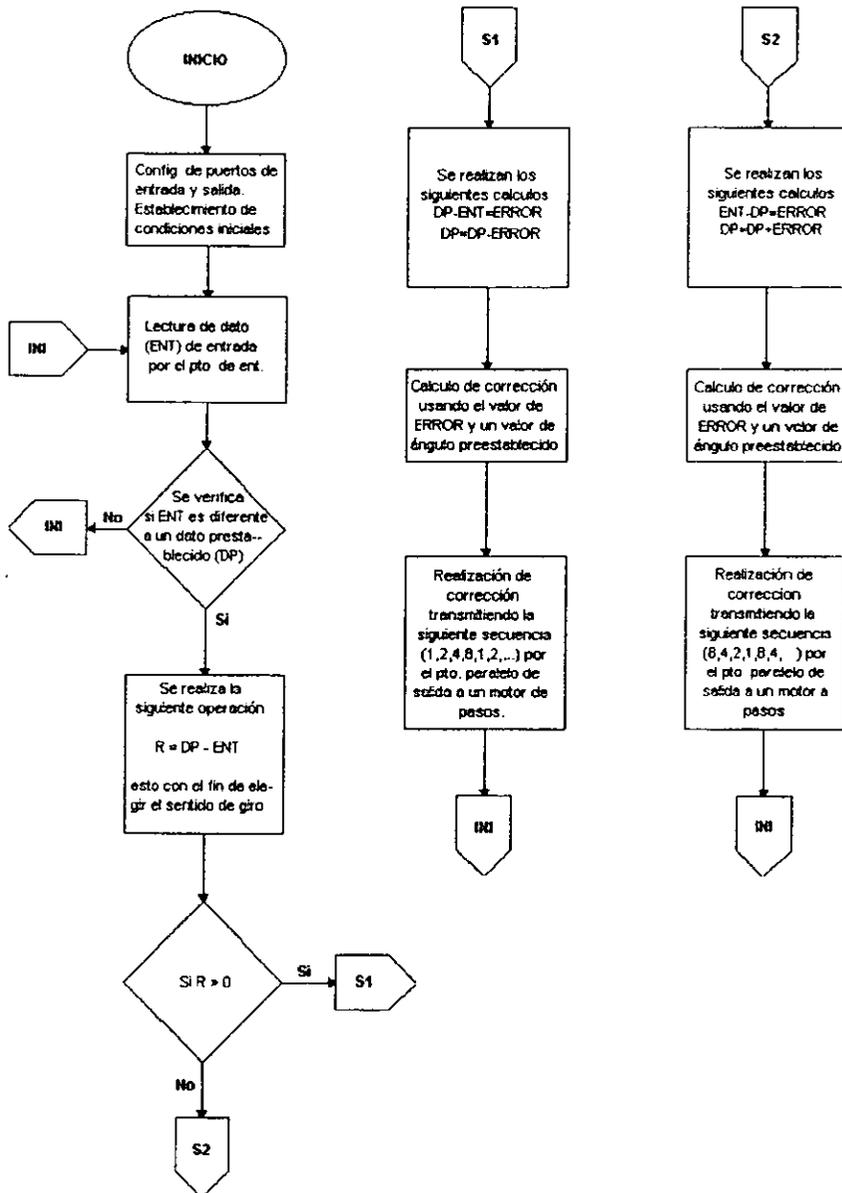


Figura 3.5. Diagrama de flujo del programa para control de orientación en un eje, contenido en la memoria interna del MC.

En la página anterior se muestra el diagrama de flujo del programa de aplicación, el listado completo del programa se muestra en el Apéndice A.

### 3.5.-INTERFACES DE POTENCIA CON LOS SERVOMOTORES.

Las señales obtenidas de los sensores deben ser procesadas previamente por una etapa de electrónica de acondicionamiento. Los ajustes necesarios se refieren fundamentalmente a control de ganancia y corrimiento de corriente directa (offset). La adecuación de las señales se lleva a cabo mediante amplificadores operacionales por ser dispositivos especialmente diseñados para ejecutar estas funciones, además de ciertos componentes electrónicos externos. De igual forma, las señales de salida del microcontrolador hacia los dispositivos externos que controla, deben ser acondicionadas para el correcto funcionamiento de los mismos y para protección del microcontrolador, debido a la diferencia de corriente que existe en las etapas de potencia. En la siguiente figura se muestra una de las cuatro etapas utilizadas para controlar el motor de pasos.

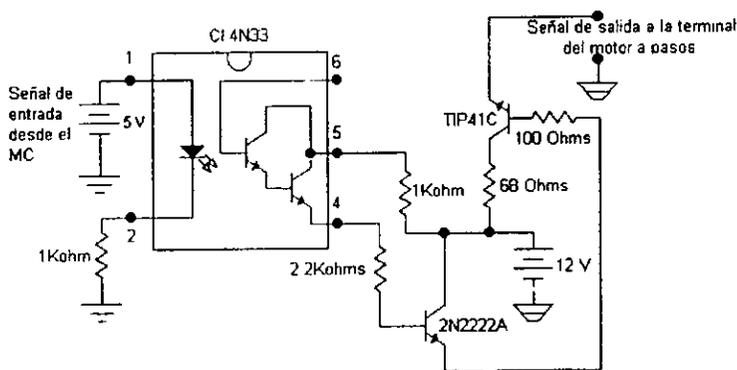


Figura 3.6.- Etapa de potencia para los motores de pasos.

Esta etapa de potencia consiste básicamente en un sistema optoacoplado por medio del CI 4N33 el cual aísla eléctricamente la señal de control que viene desde el microcontrolador y que va a las terminales del motor a pasos. Posee una etapa de amplificación con dos transistores externos lo cual permite proporcionar el nivel de voltaje y corriente necesarios para el correcto funcionamiento del motor. Esto nos proporciona una protección contra corto circuitos y sobrecargas al microcontrolador. Hay que mencionar que en la figura solo se muestra un circuito para una sola señal de salida, el sistema completo consiste de cuatro circuitos idénticos para acondicionar cada señal de control de salida del MC hacia el motor a pasos.

□

## CAPÍTULO 4

### PRUEBAS DE FUNCIONAMIENTO

Antes de llevar a cabo la integración de los componentes, se llevaron a cabo diferentes pruebas de funcionamiento y calibración en la circuitería, actuadores, programa de control y dispositivos que proporcionan las señales de entrada para efectuar la corrección de orientación. Una vez que se comprobó el correcto funcionamiento por separado de los diferentes componentes del sistema, se integraron entre sí hasta alcanzar su correcto funcionamiento en conjunto. Para poder realizar las primeras pruebas al sistema, fue necesario establecer los parámetros necesarios como son, el máximo ángulo de corrección de orientación y la velocidad de respuesta a la salida del sistema, además de la correcta determinación y calibración de la salida con respecto al ángulo de entrada.

#### 4.1.- PRUEBAS DE FUNCIONAMIENTO.

Aunque hasta este momento no se tiene la plataforma con tres grados de libertad para llevar a cabo las pruebas de funcionamiento definitivas, y tampoco se pudo contar con los sensores inerciales para determinar a partir de ellos la posición y la orientación de

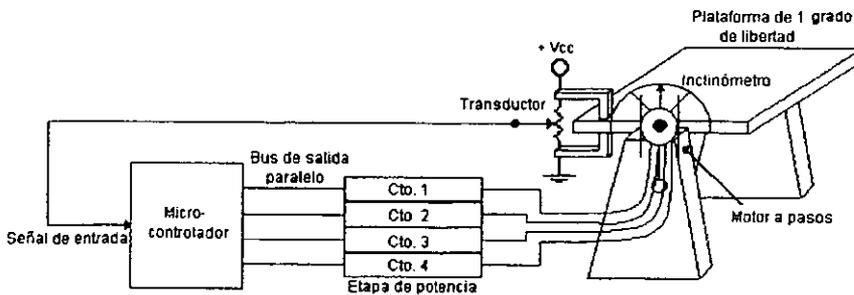
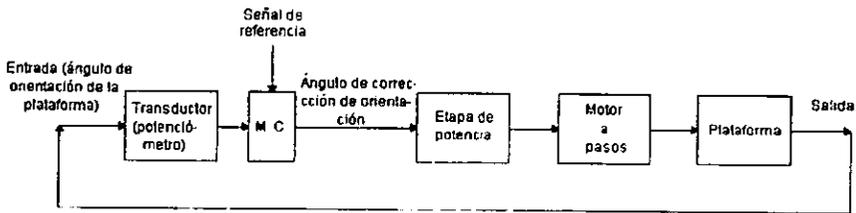


Figura 4.1.- Plataforma de prueba con un solo grado de libertad.

la plataforma en todo momento; se han podido realizar las pruebas iniciales donde ha sido posible lograr el control de un marco pivoteado con un grado de libertad (en un solo eje), véase la figura 4.1. Para sustituir los sensores inerciales y poder continuar con el desarrollo de este proyecto, se ha simulado su respuesta mediante potenciómetros de precisión.

Para la medición de los desplazamientos angulares se utilizó una escala circular graduada, acoplada al eje del marco, la cual proporciona una medición del ángulo u orientación de la plataforma sobre la propia flecha. Este mismo valor en grados es traducido a voltaje mediante el uso del potenciómetro de precisión y se envía a la entrada del convertidor A/D del microcontrolador, para su comparación con el voltaje de referencia y determinación del sentido del desplazamiento y consecuente señal de control. Un mecanismo proporciona la salida mecánica; está conformado por un motor a pasos y una etapa de potencia optoacoplada al microcontrolador. Esta plataforma servirá para llevar a cabo las pruebas en los ejes de cabeceo, rotación y guiñada, según sea el caso. En la siguiente figura se muestra un diagrama de bloques donde es posible apreciar los componentes principales del sistema de control.



*Figura 4.2.- Diagrama de bloques del sistema de control de orientación en un solo eje, utilizando un marco pivoteado.*

#### **4.1.1.-Tiempo de respuesta del sistema de control.**

Uno de los parámetros mas importantes en nuestro sistema, además de la estabilidad, es el tiempo de respuesta. El tiempo de respuesta es un parámetro que nos es particularmente interesante, debido a que en condiciones de turbulencia, es necesario que las correcciones sean lo suficientemente rápidas en la plataforma para contrarrestar las perturbaciones causadas por este fenómeno.

En la figura 4.3 se muestra un ensaye en uno de los ejes, donde es posible apreciar el comportamiento de este sistema. Los ciclos de control tienen una frecuencia de 20 Hz., para los ejes X, Y. Para el eje Z se tendrá una frecuencia de 40 Hz., debido a que en la práctica se ha determinado que durante el vuelo de las aeronaves, los vientos laterales afectan de manera mas significativa a este eje. En este caso se ha utilizado

un algoritmo de tipo proporcional-integral, el marco pivoteado se comporta como un sistema no amortiguado.

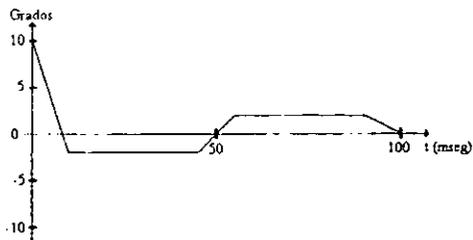


Figura 4.3. Prueba de control de orientación en un eje independiente.

#### *Precisión del motor a pasos.*

Para que la magnitud de la señal que el programa de control proporciona como salida o señal de control sea la correcta, es necesario establecer la precisión que se va a manejar tanto en el motor a pasos como en el microcontrolador. Como ya ha sido mencionado, un motor a pasos no es más que un motor de CD, pero su principal característica es que su acción de giro se realiza por medio de "pasos", esto es, que por medio de una secuencia específica de excitación en sus terminales de entrada, se puede hacer girar en un sentido u otro al motor. Su velocidad de giro depende de cuán rápido sea alimentada la secuencia de giro al motor, y cada paso equivale a un cierto ángulo de giro.

En el caso específico del motor a pasos usado en la realización de las pruebas del sistema, fue necesario determinar tanto su secuencia de giro como su precisión, ya que no se contaba con esta información. Para determinar la secuencia de giro, se procedió a la alimentación de diferentes secuencias hasta la obtención de una secuencia que permitiera el correcto giro del motor en ambos sentidos. Una vez obtenida la secuencia se procedió a la obtención de la precisión, alimentando el motor con un cierto número de pasos en un sentido y midiendo el desplazamiento del rotor por medio de una aguja y una escala numérica de grados, este desplazamiento era dividido entre el número de paso aplicado al motor, este procedimiento se llevó a cabo para diferentes cantidades de pasos hasta lograr un valor promedio de ángulo de giro por paso el cual es de aproximadamente  $1.6^\circ$  por paso. Una vez obtenido este dato, fue posible la correcta calibración del programa.

#### **4.2.- CURVAS DE RESPUESTA OBTENIDAS.**

Se ha planteado inicialmente, que la plataforma tenga una variación máxima de  $\pm 12.5$  grados en los ejes X,Y y de  $\pm 25$  grados en el eje Z. Con una entrada de 0 a 5 volts en el convertidor, tenemos 255 niveles o una resolución de 0.1 grados en el caso de los ejes X,Y y de 0.2 grados en el eje Z respectivamente. Vamos a analizar por el momento solo

el primer caso, para ello es necesario proporcionar a la entrada del convertidor A/D una señal como la mostrada en la figura 4.4, esto quiere decir que cuando la inclinación de la plataforma sea de cero grados, entonces a la entrada del convertidor tendremos 2.5 volts lo que equivale a la mitad de la escala hexadecimal del convertidor 7F, a cero volts tendremos  $-12.5^\circ$  con  $00_H$  y a 5 volts  $+12.5^\circ$  con  $FF_H$ .

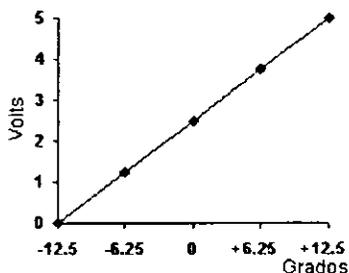


Figura 4.4.- Curva de entrada al convertidor, representando una variación de  $\pm 12.5^\circ$ .

En la siguiente gráfica se muestra la relación que existe entre la señal de voltaje de entrada contra grados de salida, donde se aprecia que la respuesta es bastante lineal y solamente en la parte final del intervalo de desviación negativa  $-12.5^\circ$  existe un corrimiento en la respuesta, error que se atribuye al acoplamiento entre los engranes del motor a pasos y la plataforma de prueba. Esta curva nos muestra una comparación entre la corrección o señal de control enviada por el microcontrolador y la señal medida directamente sobre la plataforma.

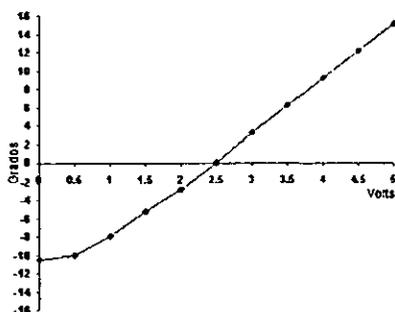


Figura 4.5. Volts de entrada vs. Grados de salida.

En la figura 4.6 observamos una gráfica donde es posible apreciar la respuesta del sistema ante perturbaciones externas, simulando de una manera muy burda lo que ocurriría durante la operación normal de la plataforma. La curva muestra la corrección en grados y su variación en el tiempo.

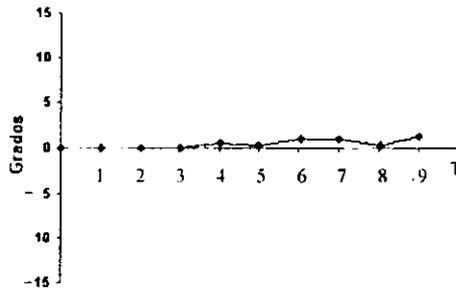


Figura 4.6.- respuesta del sistema ante perturbaciones y su variación en el tiempo.

Finalmente la figura 4.8 nos muestra un ciclo completo de corrección máxima positiva y negativa, en esta curva se puede apreciar la histéresis que presenta el sistema.

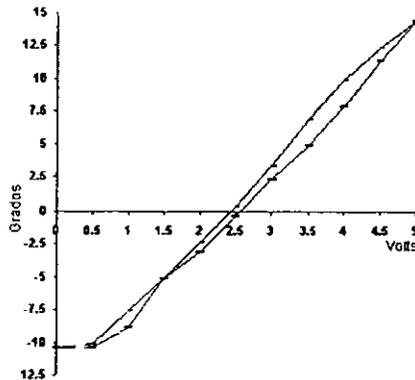


Figura 4.8. Curva de histéresis del sistema.

## CAPÍTULO 5

### CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

#### 5.1.- CONCLUSIONES.

Del desarrollo de esta tesis, es posible desprender las siguientes conclusiones:

- Se han estudiado los dos tipos principales de plataformas estabilizadas que se han usado en los últimos años: plataforma con anillos pivoteados y plataforma analítica o sujeta al vehículo. Después de un análisis de sus características de construcción y de operación, se ha llegado a la conclusión de que la plataforma sujeta al vehículo es la que mejor cumple con nuestras necesidades.
- Se ha establecido la factibilidad de llevar a cabo el desarrollo de una plataforma estabilizada del tipo sujeta al vehículo, para llevar a cabo diversos estudios de percepción remota, con una precisión de  $\pm 1$  grado en los ejes de cabeceo, rotación y guiñada, con un costo moderado; considerando el tipo de plataforma y el tipo de misiones que se llevarán a cabo
- Se ha determinado el esquema general de control mas adecuado a nuestras necesidades y se han considerado las modificaciones necesarias para adaptarlo a nuestras aplicaciones particulares, como es el caso de los datos de posición que serán tomados de un sistema de posicionamiento global.
- Se ha llevado a cabo la selección de los sensores inerciales, atendiendo principalmente a sus características de resolución, variación de respuesta con el tiempo (deriva) y costos. Todos ellos son de estado sólido por presentar ventajas adicionales en cuanto a tiempo medio de funcionamiento sin fallas. También se ha determinado que su mejor ubicación es cerca del centro de masa de la nave, aunque pueden ir en la plataforma o cerca de ella.

- La orientación en tres ejes de la plataforma, se determina conociendo los ángulos de desviación y las velocidades angulares de los ejes de referencia, utilizando las ecuaciones de Euler. Aunque no fue posible contar con los sensores (giróscopos y acelerómetros) durante la realización de esta tesis, el trabajo hecho hasta la fecha, establece las bases para el desarrollo del sistema completo de detección de orientación y se asume que, se requiere del desarrollo de algoritmos de detección y control de orientación basados en las señales de los sensores y las ecuaciones de Euler para determinar la orientación y ejecutar las acciones de control.
- Se ha determinado también el sistema de ejes de referencia mas adecuado para este tipo de aplicación.
- Se ha seleccionado como actuador para la plataforma, un motor a pasos que se encarga de realizar el apuntamiento de la misma. Aunque cuando se tenga la plataforma definitiva, se evaluará nuevamente este aspecto.
- Se desarrolló y probó una rutina de control que detecta y corrige variaciones de orientación en un eje determinado de una plataforma pivoteada en un eje, por medio de un sensor que detecta las variaciones en el ángulo de la misma y un MC, el cual evalúa este error y proporciona una señal de control que la corrige, para así mantener el apuntamiento constante, es decir, en posición horizontal.
- Para llevar a cabo el control de la plataforma pivoteada en un eje, se desarrolló una tarjeta basada en el microcontrolador M68HC11F1. Se utilizaron diversos programas para simular la ejecución de la rutina de control y para descargarla en la memoria interna del microcontrolador para su ejecución. Se llevaron a cabo diferentes pruebas cuyos resultados han sido mostrados en el capítulo 4.

## 5.2.- RECOMENDACIONES.

Para dar continuidad al presente trabajo se recomienda:

- Hasta este momento se han seleccionado sensores inerciales con características de rango dinámico de  $10^3$ - $10^4$  debido principalmente a limitaciones en el costo de estos dispositivos. Los giróscopos presentan el problema de la deriva, por lo que conforme avanza el tiempo es necesario recalibrarlos o proporcionarles una señal externa para que regresen a su precisión nominal. Se deben de usar sensores con mejores características de desempeño para poder lograr el objetivo inicialmente establecido de lograr una precisión de  $\pm 1$  grado en cada uno de los ejes por un período ininterrumpido de tres horas de vuelo, aquí caeríamos en navegación inercial de largo alcance y alta precisión. Es posible utilizar un método de filtrado complementario para corregir la orientación o deriva de los giroscopos.

- Se recomienda revisar el tipo de actuador una vez terminada la plataforma definitiva, ya que es necesario calcular los pares, velocidades y precisión, ya que con los motores a paso empleados en la realización de las pruebas estos solo proporcionan una par y velocidad de giro limitados, además de un ángulo de giro por paso relativamente grande.
- En las curvas de operación obtenidas durante la realización de las pruebas al sistema, se pudo observar una descompensación en los ángulos máximos de corrección tanto positivo como negativo, esto se debe a la holgura entre los engranes. Se recomienda tener cuidado con este tipo de detalles en el maquinado de las piezas de la plataforma definitiva.
- Se recomienda también, de considerarse necesario, el uso de un microcontrolador de 16 bits en lugar del de 8 bits usado, ya que estos proporcionan una mayor exactitud y resolución tanto a los cálculos como a la adquisición de datos. Además de que los componentes a usarse en la versión final del sistema, deben ser de tipo industrial por lo menos, sobretodo por las variaciones de temperatura posibles.
- Se recomienda el uso e implementación de un sistema de filtrado ya sea analógico o digital a las señales proporcionadas por los sensores ya que éstas pueden resultar susceptibles a variaciones causadas por ruidos inducidos en las señales, esto resulta especialmente necesario cuando el sistema se encuentre operando bajo condiciones ambientales reales de funcionamiento.
- En una segunda fase del proyecto deberá construirse una consola para monitorear desde el interior de la nave, tanto el comportamiento de la plataforma, como del equipo de adquisición de imágenes para poder aumentar el índice de imágenes útiles que en este momento va del 23 al 45%, debido a la vibración y otros elementos ambientales. Con esta plataforma se ha estimado que es posible llegar en primera instancia a un 70 % de efectividad.

## APÉNDICE A

### LISTADO DEL PROGRAMA PARA EL CONTROL DE LA ORIENTACIÓN DE UNA PLATAFORMA ESTABILIZADA EN UN EJE.

El siguiente listado contiene el código en el editor ensamblador, del programa que realiza: La adquisición del dato de orientación de la plataforma a través de un puerto del sistema de conversión A/D del microcontrolador M68HC11F1; la evaluación de este dato de entrada para la determinación de un posible error en la orientación sobre el eje medido y así proceder a enviar una señal de salida proporcional, tanto en sentido como en magnitud, para la corrección de este error.

El programa comienza desde la dirección \$FE00 de la memoria interna del microcontrolador, el cual inicia con el bloque de "CONFIGURACIÓN DE RECURSOS DEL SISTEMA Y DE DATOS EN MEMORIA ", esencial en cualquier programa ya que en este bloque se establecen los recursos del sistema que van a ser empleados como es el caso de un puerto paralelo en modo de salida (puerto G), el uso de un puerto para la conversión A/D de un dato de entrada, además de establecer el valor de ciertos valores iniciales necesarios al arranque o en los primeros ciclos del programa. También en este bloque se realiza una reconfiguración del mapa de memoria interna del microcontrolador, lo cual es una característica muy importante del M68HC11.

El segundo bloque lo conforma el grupo principal de rutinas, en las cuales se realizan las acciones de lectura de señal de ángulo de entrada, la determinación de la existencia de error, la de selección y determinación de la acción de corrección a partir del error, selección de la dirección de giro, la magnitud de este y en envío hacia el puerto de salida.

El último bloque lo conforman diferentes subrutinas necesarias en el programa, éstas realizan acciones cíclicas o repetitivas, como son la lectura del dato de entrada del convertidor, la evaluación de la banda de estabilidad, la evaluación de la salida para la corrección de la orientación, etc. Todas estas rutinas están implementadas de la manera mas sencilla posible.

Finalmente hay que mencionar algunos puntos interesantes que se pueden observar en el programa, como es el hecho de poder relocalizar el bloque de registros y también el hecho de que el programa se encuentra ubicado en la región de memoria EEPROM del MC, lo que hace posible su ejecución automática en modo "Single Chip" cada vez que arranca o reinicia el sistema. Esto se logra tan solo con modificar el vector de RESET del MC asignándole la dirección de origen del programa.

# ANÁLISIS NO SALI DE LA MEMORIA

\*\*\*\*\*  
 \*\*\*\*\*PROGRAMA DE CONTROL Y CORRECCIÓN DE ORIENTACIÓN\*\*\*\*\*  
 \*\*\*\*\*EN UN SOLO EJE PARA UNA PLATAFORMA AUTÓNOMA ESTABILIZADA\*\*\*\*\*  
 \*\*\*\*\*UTILIZANDO UN SISTEMA DE CONTROL DE LAZO ABIERTO PROPORCIONAL\*\*\*\*\*  
 \*\*\*\*\*

PORTG	EQU \$0002	=>ETIQUETADO DE DIRECCIONES DE
DDRG	EQU \$0003	MEMORIA Y REGISTROS
OPTION	EQU \$0039	
ADCTL	EQU \$0030	
ADRI	EQU \$0031	
CONIN	EQU \$0080	
ENT	EQU \$0081	
ERROR	EQU \$0082	
ULTPUL	EQU \$0083	
MASSIG	EQU \$0084	
CONT	EQU \$0085	
C1	EQU \$0086	
C2	EQU \$0087	
LIN	EQU \$0088	
LSP	EQU \$0089	

\*\*\*\*\*  
 \*\*\*\*\*BLOQUE DE CONFIGURACIÓN DE RECURSOS DEL SISTEMA Y DE DATOS\*\*\*\*\*  
 \*\*\*\*\*EN MEMORIA\*\*\*\*\*  
 \*\*\*\*\*

ORG	\$FE00	->DESIGNA DIRECCIÓN DE INICIO DEL PROG.
LDS	#\$03FF	->INDICA EL TAMA&O DE LA MEMORIA.
LDA	#\$00	->MUEVE EL BLOQUE DE REGS AL INICIO DE LA RAM
STAA	\$103D	
LDA	#\$FF	->CONFIGURA AL PUERTO G COMO DE SALIDA.
STAA	DDRG	
LDA	#\$80	->CONFIGURA RECURSOS INTERNOS DEL MC.
STAA	OPTION	
LDA	#\$7F	->ALMACENA LOS DATOS DE ARRANQUE DEL PROGRAMA.
STAA	CONIN	
LDA	#\$01	
STAA	ULTPUL	
CLR	PORTG	

\*\*\*\*\*  
 \*\*\*\*\*BLOQUE DE RUTINAS PRINCIPALES\*\*\*\*\*  
 \*\*\*\*\*

INICIO:	CLC	=>ESTA RUTINA ES LA ENCARGADA DE DETERMINAR SI
	JSR RET	EXISTE O NO UNA DESVIACIÓN EN ORIENTACIÓN Y EN
	JSR BYTE	TAL CASO. SELECCIONA EL SENTIDO DE GIRO PARA
	JSR LEI	LA CORRECCIÓN DE LA MISMA.
	JSR LES	
	CLC	
	LDA ENT	

```

SUBA LIN
BLO SENT1
LDAA LSP
SUBA ENT
BLO SENT2
BRA INICIO

```

```

SENT1:  CLC          ==>ESTA RUTINA REALIZA LA CORRECCIÓN DE LA
        LDAA CONIN  ORIENTA CIÓN CON UNA SEÑAL
        SUBA ENT    DE SALIDA DE GIRO CON SENTIDO
        STAA ERROR  A LA DERECHA DETERMIANDO LA MAGNITUD DEL
        LDAA ENT    ERROR Y ENVIANDO LA SEÑAL DE SALIDA A TRAVÉS
        STAA CONIN  DEL PUERTO G.
        JSR  REGLA3

```

```

SI:     LDAA ULTPUL
        STAA PORTG
        JSR  RET
        JSR  REG1
        ROL ULTPUL

```

```

DEC1:  DEC  CONT
        BEQ RET1
        BRA SI
RET1:  BRA  INICIO

```

```

SENT2:  CLC          ==>ESTA RUTINA REALIZA LO MISMO QUE LA ANTERIOR
        LDAA ENT    PERO CON LA DIFERENCIA QUE LA SALIDA TIENE UN
        SUBA CONIN  SENTIDO DE GIRO A LA IZQUIERDA
        STAA ERROR
        LDAA ENT
        STAA CONIN
        JSR  REGLA3

```

```

S2:     LDAA ULTPUL
        STAA PORTG
        JSR  RET
        JSR  REG8
        LSR ULTPUL

```

```

DEC2:  DEC  CONT
        BEQ RET2
        BRA S2
RET2:  BRA  INICIO

```

```

*****
*****BLOQUE DE SUBRUTINAS*****
*****

```

```

LEI:   LDAA CONIN ==>ESTA SUBRUTINA ESTABLECE EL LÍMITE INFERIOR DE
        SUBA #$11  ESTABILIDAD SIN QUE ESTE SEA MENOR A 00 Hex
        BLO LEI1
        STAA LIN
        BRA RET1

```

```

LEI1:  CLC
        LDAA #$00
        STAA LIN

```

```

RETI:  RTS

```

LES:	LDAA CONIN	=>ESTA SUBRUTINA ESTABLECE EL LÍMITE SUPERIOR DE ESTABILIDAD SIN QUE ÉSTE SOBREPASE EL VALOR DE FF Hex.
	ADDA #\$11	
	BLO LES1	
	STAA LSP	
	BRA RETS	
LES1	CLC	
	LDAA #\$FF	
	STAA LSP	
RETS:	RTS	
REG1:	LDAA ULTPUL	=>ESTA SUBRUTINA MONITOREA LA SECUENCIA DE SALIDA HACIA LA DERECHA.
	ANDA #\$08	
	BGT R1	
	RTS	
R1	LDAA #\$00	
	STAA ULTPUL	
	SEC	
	RTS	
REG8:	LDAA ULTPUL	=>ESTA SUBRUTINA MONITOREA LA SECUENCIA DE SALIDA HACIA LA IZQUIERDA.
	ANDA #\$01	
	BGT R8	
	RTS	
R8	LDAA #\$10	
	STAA ULTPUL	
	RTS	
BYTE:	LDAA #\$30	=>ESTA SUBRUTINA ES LA ENCARGADA DE LEER Y ALMACENAR LOS DATOS DE ENTRADA A TRAVÉS DEL PUERTO DE CONVERSIÓN A/D.
LEC	STAA ADCTL	
	LDAA ADCTL	
	ANDA #\$B0	
	BEQ LEC	
	LDAA ADR1	
	STAA ENT	
	RTS	
RET	LDAA #\$1D	=>ESTA SUBRUTINA ES LA ENCARGADA DE PROPORCIONAR UN TIEMPO DE RETARDO PARA LA ADQUISICIÓN Y SALIDA DE DATOS.
RE1	STAA C1	
	LDAA #\$40	
	STAA C2	
RE2	DEC C2	
	BNE RE2	
	DEC C1	
	BNE RE1	
	RTS	
REGLA3:	LDX #\$00FF	=>ESTA SUBRUTINA ES LA ENCARGADA DE OBTENER LA MAGNITUD Y DE ADECUAR EL VALOR DE LA SE&AL DE SALIDA PARA CORRECCIÓN DE LA ORIENTACIÓN (ESTA VERSIÓN SE ENCUENTRA CALIBRADA PARA ERRORES DE ORIENTACIÓN DE HASTA 25° ES DECIR 1.6° POR PASO DE GIRO DEL MOTOR).
	LDAA ERROR	
	LDAB #\$0F	
	MUL	
	IDIV	
	STX MASSIG	
	RTS	

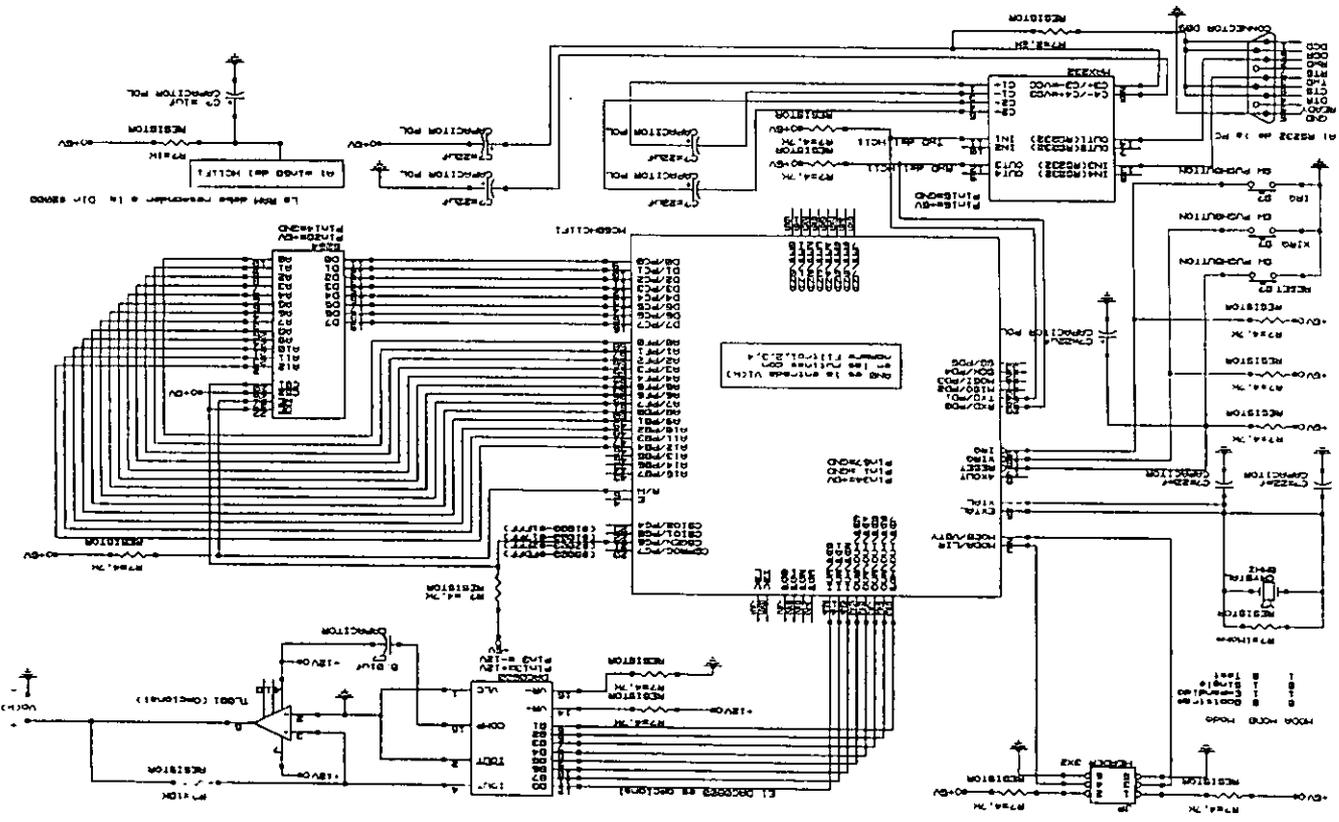
## APÉNDICE B

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

El siguiente diagrama corresponde a la tarjeta microcontroladora desarrollada para esta aplicación, sirve para llevar a cabo el control en un eje de la orientación de una plataforma autónoma autoestable usando un MC 68HC11F1. Es de notarse que algunos de los recursos periféricos del microcontrolador se encuentran sin usarse, esto permitirá que pudiera ser utilizada para recibir otras señales.

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

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



63

## REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS.

1. S. Merhav, "Aerospace Sensor Systems and Applications". Springer, New York, 1993.
2. P.G. Savage, "Strapdown Inertial Navigation Integration Algorithm Design Part 1: Attitude Algorithms". Journal of Guidance, Control and Dynamics. Vol. 21 No. 1, January-February 1998. pp 19-28.
3. P.G. Savage, "Strapdown Inertial Navigation Integration Algorithm Design Part 2: Velocity and position Algorithms". Journal of Guidance, Control and Dynamics. Vol. 21 No. 2 March-April 1998 pp
4. J.R Nottingham. "An Intelligent, Sun-Tracking Satellite Controller Using Neural Networks". MSc. tesis. Utah State University. Logan Utah 1992
5. J.R. Scull. Space Technology. "Spacecraft guidance and control". Vol IV. Jet Propulsion Laboratory, NASA SP-68, 1966.
6. J. H. Blakelock. "Automatic Control of Aircraft and Missiles". Wiley and Sons, New York, 1991.
7. Katsuhiko Ogata. "Ingeniería de Control Moderna". Ed. Prentice Hall. México, 1984.
8. M68HC11, Reference Manual. Motorola. U.S.A., 1991.
9. MC68HC11F1, Technical Data. Motorola. U.S.A., 1993.
10. SLO-SYN DC. "Step Motors and Encoder Motors". Warner Electric
11. G.R. Pitman (editor), "Inertial Guidance". Ed. Jhon Wiley & Sons, Inc. U.S.A., 1962.
12. Scott D. Orlosky and Harold D. Morris "A QUARTZ ROTATIONAL RATE SENSOR". Systron Donner Co. pps. 1-2. U.S.A., Febrero 1995.
13. Miranda V.M., "Diseño y construcción de un sistema de adquisición de datos para detección de orientación y control de estabilización de satélites". Tesis de Licenciatura. Facultad de Estudios Superiores Cuautitlán. México D.F., 1998.69 pp.
14. James A. Cadzow, Franklin F. Kuo (editor). Discrete-Time and Computer Control Systems. Ed. Prentice-Hall, U.S.A., 1970.
15. Kevin Warwick. "An Introduction to Control Systems", 2<sup>nd</sup> Edition. Ed. World Scientific Publishing Co. Pte. Ltd., U.S.A., 1996.
16. Benjamin C. Kuo. Sistemas de Control Digital, 1<sup>a</sup> Edición en español. Ed. CECSA, México, 1997.

17. Prado J., Sadovnichil S., Bisiacchi G., Franco M. J. "Control de orientación de una plataforma para adquisición de imágenes aéreas". SOMI XIII Congreso Nacional de Instrumentación. Ensenada, BCN. México. Octubre 5–9 de 1998. Memorias del congreso. pp 418–422.
18. Bermúdez R. y Martínez A. "Despliegue y almacenamiento de datos para un sistema de adquisición de imágenes aéreas". Tesis de Licenciatura, Facultad de Ingeniería, UNAM. Año 2000 (en preparación).
19. Becemil y Rodríguez. "Sistema de Navegación Inercial Basado en giróscopos y acelerómetros". Facultad de Ingeniería, UNAM. Año 2000 (en preparación).