

INVESTIGACIÓN

Diseño y Construcción de una Unidad de Medida Inercial para el Sensado de la Actitud/Orientación de un Pico-SatéliteCorrea A. Karin¹, Velasco C. Fabian¹

Línea de Investigación en Ingeniería Aeroespacial, Universidad del Cauca, Popayán, Colombia

Recibido: 10 de Noviembre de 2007; Revisado: 6 de Diciembre de 2007; Aceptado: 23 de Marzo de 2008

Resumen—Este proyecto muestra el diseño y construcción de una unidad de Medida Inercial (IMU) con la cual se puede sensar la actitud/orientación de un vehículo espacial (para este caso un pico-satélite). El diseño y la implementación del dispositivo pasa por diversas etapas como lo son el diseño hardware en donde se hace referencia a los sensores utilizados para medición de los parámetros requeridos en la estimación de la actitud/orientación, la integración de los datos suministrados por los sensores se obtiene a través de modelos fisicomatemáticos, los cuales son ejecutados por un procesador.

Palabras Clave: Unidad de Medida Inercial, Actitud, Acelerómetro, Giróscopo, Filtro Kalman.

Abstract— In This project shows the design and construction of an Inertial Measurement Unit (IMU), which can be sensar attitude / orientation of a spacecraft (in this case a pico-satellite). The design and implementation of device passes through various stages, as are the hardware design which refers to the sensors used to measure the parameters required in the estimation of the attitude/orientation, the integration of data from the sensors is obtained through models physic-mathematics, which are executed by a processor.

I. INTRODUCCIÓN

Este documento esta referido al diseño y construcción de unidades de medida inercial, como uno de los elementos básicos para un sistema de navegación satelital.

La base de la navegación inercial reside en las leyes del movimiento postuladas por Isaac Newton, y su aplicación a la navegación data del año 1931, cuando Henri Busignies, en Paris, concibió la posibilidad de construir un navegador inercial, y finalmente en el año de 1938, el Alemán Boykow registro la patente de un instrumento indicador de factores de navegación.

Las unidades de medida inercial son dispositivos que integran giróscopos y acelerómetros junto con un reloj que permite asignar tiempo a los valores medidos por los sensores inerciales. La información suministrada por una IMU es la aceleración lineal y la velocidad angular correspondiente a cada uno de los ejes ortogonales del sistema, con base a estos datos se puede estimar la actitud del vehículo espacial.

Actualmente estamos desarrollando un proyecto que pretende fortalecer el estudio del sistema modular de actitud/orientación presente en un pico/micro satélite ya que

con este tipo de avances se posibilita el diseño y construcción de vehículos espaciales con un mejor desempeño y autonomía.

II. UNIDAD DE MEDIDA INERCIAL.

A. Generalidades.

La unidad de medida inercial (IMU) es el componente principal de un sistema de guía, utilizado en los vehículos, como aviones, submarinos y satélites. Una IMU trabaja detectando su propio movimiento y la dirección de dichos movimientos usando una combinación de giróscopos y acelerómetros, que permiten que un equipo de orientación realice un seguimiento de su posición mediante un proceso conocido como cálculos deductivos.

Los elementos principales de la navegación inercial son:

- Acelerómetro, miden la aceleración del vehículo.
- Giróscopo, mantienen la dirección de estas aceleraciones a largo el sistema de coordenadas elegido.
- Plataforma Inercial, sirve de soporte para los acelerómetros y giróscopos. En ella se materializa el triedro de referencia.
- Ordenador, integra los datos obtenidos mediante los sensores.

B. Acelerómetro.

Los acelerómetros son dispositivos capaces de medir aceleraciones y están basados en la medida de la fuerza hacia atrás de una masa conocida. Cuando experimentan una fuerza real hacia delante, el dispositivo no solo mide la aceleración a la que esta sometido, sino que también mide la aceleración gravitatoria debido a la atracción sometida por la superficie terrestre. En realidad son dispositivos transductores a los que se aplican aceleraciones y suministran desplazamientos como indica la Fig 1.

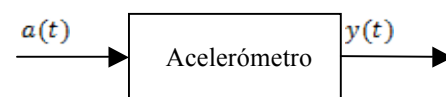


Fig. 1. Respuesta y de un acelerómetro ante una medida de aceleración.

La Fig 2. Representa un acelerómetro, que esencialmente consiste en un eje con una masa M dotada de un

amortiguamiento viscoso B y un muelle k , que sujeta a la masa M . Existe además dos escalas: una y , que marca el desplazamiento de la masa respecto a la caja, y otra x , que marca el desplazamiento de la caja respecto al origen.

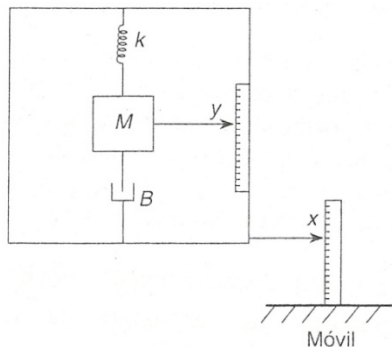


Fig. 2. Representación esquemática de un acelerómetro.

Aplicando las ecuaciones fundamentales se tiene:

$$M \frac{d^2}{dt^2} (y - x) + B \frac{dy}{dt} + ky = \quad (1)$$

Aplicando la trasformada de Laplace:

$$Ms^2(y - x) + Bsy + ky = \quad (2)$$

$$Y(s)[Ms^2 + Bs + k] = Ms^2x(s) = MA \quad (3)$$

$$\frac{Y(s)}{A(s)} = \frac{M}{Ms^2 + Bs + k} = \frac{1}{s^2 + \frac{B}{M}s + \frac{k}{M}} \quad (4)$$

Siguiendo los pasos de un sistema de segundo orden tendremos como frecuencia natural:

$$\omega_n^2 = \frac{k}{M}, \quad \omega_n = \sqrt{\frac{k}{M}} \quad (5)$$

El coeficiente de amortiguamiento z vendrá dado por:

$$\frac{\frac{B}{M}}{2\sqrt{\frac{k}{M}}} = \frac{B\sqrt{M}}{2M\sqrt{k}} = \frac{z}{2} \quad (6)$$

Y por pulsación propia amortiguada:

$$\omega_p = \omega_n \sqrt{1 - z^2} = \sqrt{\frac{k}{M}} \sqrt{1 - \frac{z^2}{4}} \quad (7)$$

C. Giróscopo.

El giróscopo es un dispositivo formado esencialmente por un cuerpo con simetría de rotación que gira alrededor de su eje de simetría. Cuando se somete el giróscopo a un torque que

tiende a cambiar la orientación del eje de rotación su comportamiento es aparentemente paradójico ya que el eje de rotación, en lugar de cambiar de dirección como lo haría un cuerpo que no girase, cambia de orientación en una dirección perpendicular a la dirección "intuitiva".

Para poder estudiar los fenómenos giroscópicos hay que dar al rotor una suspensión cardánica completa. Con este objeto se monta su eje (Fig 3.) de forma que se apoye sobre un marco (cuna), el cual a su vez puede girar sobre otro eje X perpendicular al anterior. Un giróscopo así dispuesto tiene dos grados de libertad.

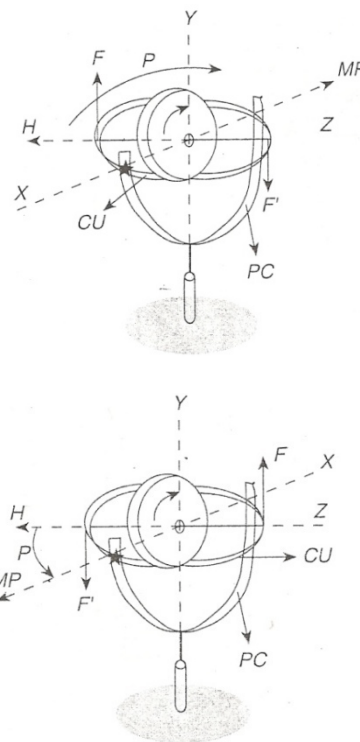


Fig. 3. Representación clásica de un giróscopo.

Si el eje X se apoya sobre otro marco (portacuna), el cual a su vez puede girar sobre un tercer eje Y , perpendicular al eje X , entonces el giróscopo tiene tres grados de libertad. En la Fig 3:

- \vec{H} Momento cinético.
- CU Cuna.
- PC Portacuna.
- $M\vec{P}$ Momento del par.

Las propiedades más importantes del giróscopo son:

- La inercia giroscópica (a veces llamada rigidez giroscópica).
- La precesión.

La primera es la propiedad que tiene el giróscopo de mantener su eje de rotación fija en el espacio inercial y su resistencia a cualquier cambio.

La precesión es la propiedad por virtud de la cual el plano de rotación cambia a una velocidad uniforme cuando un par es aplicado. La precesión es siempre en la dirección que hace coincidir el momento cinético (eje de rotación) con el momento del par (el momento cinético va a buscar siempre al momento del par, ver Fig. 3).

D. Plataforma inercial.

Como su nombre lo indica es la encargada de soportar los sensores inerciales, estos van dispuestos de la manera adecuada y correcta sobre la plataforma.

E. Ordenador, Procesador.

Es el encargado de procesar los datos entregados por los sensores a través de un juego de instrucciones, es basado en un hardware y un software optimizados para aplicaciones que requieran operaciones numéricas a muy alta velocidad.

F. Filtro de Kalman.

El filtro de Kalman es un conjunto de ecuaciones matemáticas que proveen una solución recursiva eficiente del método de mínimos cuadrados. Esta solución permite calcular un estimador lineal, insesgado y óptimo del estado de un proceso en cada momento del tiempo con base en la información disponible en el momento $t-1$, y actualizar, con la información adicional disponible en el momento t , dichas estimaciones. Este filtro es el principal algoritmo para estimar sistemas dinámicos especificados en la forma de estado-espacio (State - space).

La importancia de estudiar el algoritmo de Kalman radica en que se constituye en el principal procedimiento para estimar sistemas dinámicos representados en la forma de estado-espacio (State - Space).

El filtro tiene su origen en el documento de Kalman (1960) donde describe una solución recursiva para el problema del filtrado lineal de datos discretos. La derivación de Kalman fue dentro de un amplio contexto de modelos estado-espacio, en donde el núcleo es la estimación por medio de mínimos cuadrados recursivos. Desde ese momento, debido en gran parte al avance en el cálculo digital, el filtro de Kalman ha sido objeto de una extensiva investigación y aplicación, particularmente en el área de la navegación autónoma y asistida, en rastreo de misiles y en economía.

La representación estado-espacio es esencialmente una notación conveniente para la estimación de modelos estocásticos donde se asumen errores en la medición del sistema, lo que permite abordar el manejo de un amplio rango de modelos de series de tiempo. Entre los usos particulares se

encuentra la modelación de componentes no observables y parámetros que cambian en el tiempo, así como la representación de modelos arima y de algunos otros que requieren ser aproximados por máxima verosimilitud.

El filtro es un procedimiento matemático que opera por medio de un mecanismo de predicción y corrección. En esencia este algoritmo pronostica el nuevo estado a partir de su estimación previa añadiendo un término de corrección proporcional al error de predicción, de tal forma que este último es minimizado estadísticamente.

Dentro de la notación estado-espacio, la derivación del filtro de Kalman descansa en el supuesto de normalidad del vector de estado inicial y de las perturbaciones del sistema. De tal forma que es posible calcular la función de verosimilitud sobre el error de predicción con lo cual se lleva a cabo la estimación de los parámetros no conocidos del sistema.

El procedimiento de estimación completo es el siguiente: el modelo es formulado en espacio-estado y para un conjunto inicial de parámetros dados, los errores de predicción del modelo son generados por el filtro. Estos son utilizados para evaluar recursivamente la función de verosimilitud hasta maximizarla.

G. Estabilidad del Sistema Inercial.

La estabilidad de un sistema viene determinada por su respuesta a las perturbaciones. Intuitivamente entendemos por sistema estable aquel que permanece en reposo a no ser que sufra una perturbación, a en tal caso, volverá al estado de reposo cuando desaparezca la perturbación. Igualmente, la estabilidad en el sistema inercial viene definida por el requerimiento de que cuando el sistema sufre una perturbación, este debe ser capaz de recuperar el estado anterior a la misma.

El sistema inercial está sujeto a los errores en los acelerómetros, las vibraciones y la calibración en la plataforma; los errores numéricos cometidos por el ordenador, los errores en la posición y velocidad inicial y los errores cometidos por el campo gravitacional. Para que la navegación inercial sea una técnica fiable, sus errores tienen que ser pequeños o cuando menos oscilar en magnitud.

III. DISEÑO DE UNA IMU PARA UN VEHICULO ESPACIAL (PICO-SATELITE).

Este proyecto se esta llevando a cabo en Colombia, principalmente en las instalaciones de la Universidad del Cauca de la ciudad de Popayán, el lugar de trabajo será el laboratorio del grupo de Dinámica, Simulación y Control en la línea de investigación en ingeniería aeroespacial del departamento de Ingeniería Física. Principalmente se busca construir una unidad de Medida Inercial (IMU) con la cual se puede sensar la actitud/orientación de un vehículo espacial (para este caso se refiere a un satélite).

La primera parte del proyecto se fundamenta en un diseño preliminar hardware y software acerca de la unidad de medida

inercial, basado en la generalidad y actualidad de este tipo de instrumentos.

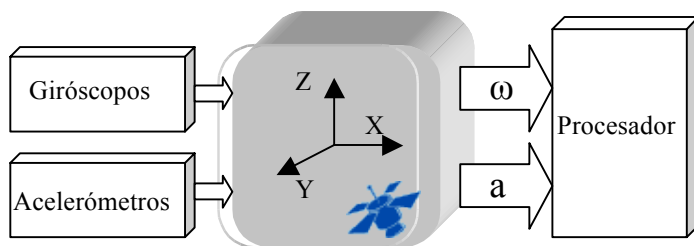


Fig. 4. Diseño esquemático preliminar para una IMU.

La escogencia de los transductores a utilizar en la IMU es esencial. La selección de estos dispositivos se basa en un estudio detallado del diseño hardware del instrumento, además se analizan las especificaciones de estos dispositivos para uso espacial.

La caracterización de los sensores elegidos muestra el comportamiento experimental de los dispositivos, en base a esto se realizan los ajustes necesarios de acuerdo a las curvas teóricas. Es importante definir el tipo de acondicionadores de señal analógica, los procesadores embebidos y los protocolos de comunicación que se utilizarán. Al igual se debe conocer la respuesta en frecuencia de los sensores o transductores, para ser coherente con las frecuencias de muestreo en el proceso de adquisición de datos.

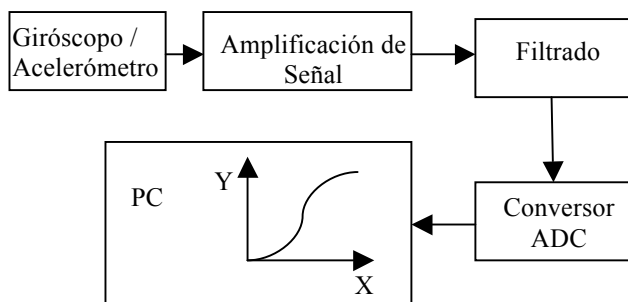


Fig. 5. Sistema para Adquisición de datos para la caracterización de Giróscopos y Acelerómetros.

Por consiguiente se realiza un análisis preciso de los algoritmos de determinación de la actitud/orientación del satélite, dicha operación se lleva a cabo con el fin de implementar los algoritmos en el PC utilizando el software

adecuado. Para el proceso de datos inerciales posiblemente (ya que existen otros métodos) se va a utilizar la integración y el filtro de Kalman.

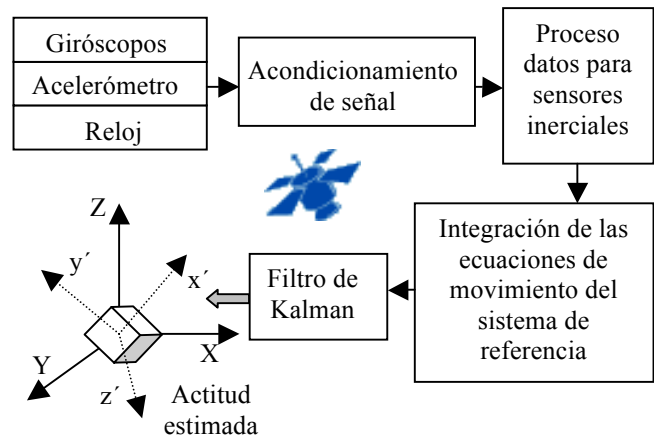


Fig. 6. Diseño general para la estimación de actitud de un pico-satélite.

Luego se requiere la simulación y evaluación de los algoritmos implementados para la IMU, entregando una aproximación real del comportamiento del sistema.

En este momento, donde se cuenta con el diseño hardware y el diseño software elegido y evaluado; y por ende han completado las etapas preliminares de desarrollo, se implementa la unidad de medida inercial donde se acoplan: giróscopos, acelerómetros, teniendo en cuenta la disposición recomendada para cada dispositivo sin olvidar las etapas a las que conlleva cada ensamblaje.

Para finalizar se debe realizar la calibración de la unidad de medida inercial, para esta calibración se usa un sistema un montaje de referencia en tierra que ayude a la conclusión directa de los valores medidos por el instrumento.

Este proyecto pretende fortalecer el estudio del sistema modular de actitud/orientación presente en un pico/micro satélite ya que con este tipo de avances se posibilita el diseño y construcción de vehículos espaciales con un mejor desempeño y autonomía.

Actualmente en Colombia se ha puesto en órbita solo un pico-satélite, esta situación refleja la falta de experiencia en el tema de ingeniería espacial presente en nuestro país; el proyecto posibilita el trabajo en equipo con otras universidades del país, enriqueciendo la comunidad Colombiana en general y fomentando la posible formación de escuela aeroespacial en nuestro territorio, en pro del desarrollo nacional.

REFERENCIAS

- [1] WILLIAM E. WIESEL. Spaceflight Dynamics. Singapore: McGraw-Hill.
- [2] MYRL H. AHRENDT. The Mathematics of Space Exploration: New York: Holt, Rinehart and Winston, Inc.
- [3] MOHINDER S. GREWAL, LAWRENCE R. WEILL, ANGUS P. ANDREWS. Positioning Systems, Inertial Navigation, and Integration: A John Wiley & Sons, Inc.

- [4] <http://www.jplnasa.org>.
- [5] <http://spaceflight.nasa.gov>.

Aeroespacial, Técnico en Mecánica Industrial del Instituto Técnico Industrial Humberto Raffo Rivera (Palmira-Valle).

Karin Correa Arana: Estudiante de decimo semestre de Ingeniería Física de la Universidad del Cauca, Miembro del grupo de Investigación en Ingeniería

Fabian Hernando Velasco: Estudiante de decimo semestre de Ingeniería Física de la Universidad del Cauca, Miembro del grupo de Investigación en Ingeniería Aeroespacial, Técnico Industrial en Electricidad y Electrónica Básica del Instituto Técnico Industrial Don Bosco (Popayán-Cauca).