

Propuesta de Implementación del Sistema de Orientación para un Picosatélite en órbita

Proposal for Implementation of the Guidance System for a Picosatellite in orbit

Paola Andrea Ortiz García¹
Sergio Esteban Muñoz Carmona²
Miguel Antonio Ávila Angulo³

Resumen

El proyecto satelital de la Universidad Distrital Francisco José de Caldas, requiere un sistema de estabilización y orientación del vehículo espacial en órbita para obtener la orientación adecuada que permita la comunicación con la estación terrena. Este requerimiento se logra mediante la implementación de un sistema conjunto de actuador y sensor para una adquisición, readquisición y reorientación del satélite. Teniendo en cuenta que para el proyecto la propuesta es la utilización de un giroscopio triaxial como actuador, así como también la implementación de sensores solares ubicados en cada una de las caras del picosatélite permitiendo acciones rápidas y la utilización de poca memoria en el programa principal. Realizando un ajuste rápido de las acciones a realizar en cada uno de los pasos sobre la estación terrena. Para lograr los cálculos de simulación se realizaron sobre la base de SPG4 y el software de AGI. Permitiendo además la generación de datos sobre las perturbaciones y variaciones temporales de los elementos keplerianos de vehículo durante su vida útil.

Palabras clave

Actuador, Determinación de Actitud, Elementos Keplerianos, Orientación, Perturbaciones Orbitales, sensor.

Abstract

The Universidad Distrital Francisco José de Caldas satellite project has a requirement to orientation and stabilization of the special shuttle system in its orbit to obtain the right orientation that allows communication to the earth station. This requirement is obtained by means of the system implementation with actuators and sensors to data acquisition and satellite reorientation. Considering that to this project the proposal is to use a Magnetometer as actuator, as well as sun sensors implementation places them in each Pico satellite side. Allowing fast actions and using less memory in main program. Making an express actions adjustment of each observable steps over earth station. To get this objective the calculations of the simulation they were making over the SPG4 base and AGI software. Allowing disturbances and vehicle's keplerian elements temporary variations data generation during its useful life.

Key words

Actuator, Attitude determination, Keplerian Elements, Orientation, Orbital Disturbances, Sensor.

1 paortizg@correo.udistrital.edu.co
2 semunozc@correo.udistrital.edu.co
3 maavila@udistrital.edu.co

Introducción

El sistema de control y determinación de actitud (ADACS) de un satélite está formalizado para determinar la orientación espacial en su trayectoria orbital, para lo cual se requiere de las relaciones entre los diversos sistemas rectangulares de coordenadas ubicados tanto en el cuerpo primario así como también los sistemas coordinados en el vehículo espacial a saber, coordenadas sideral, perifocal, topocéntrico, spacecraft body, spacecraft principal, spacecraft orbit[1].

El proyecto debido a su tamaño y limitación en masa (1Kg) permite únicamente la implementación de un actuador pasivo, que para nuestro caso es un magnetómetro que hace las veces de actuador y la utilización de sensores solares para obtener una medida del ángulo de orientación, lo que permitirá tomar las decisiones adecuadas para enviarlas al satélite y que el actuador realice la acción de actitud pertinente, para tener una adecuada orientación que garantice la realización del enlace con la estación terrena y pase al estado de misión [1].

La propuesta de implementación del sistema de actitud es un giroscopio triaxial, el cual siempre estará en la disposición de alinearse con el campo magnético terrestre, para lo cual se dispondrá de una medida del sensor que debe ser igual a la actitud del satélite menos la actitud nominal de los cálculos de simulación.

Métodos

Actitud del Satélite

Un vehículo espacial en órbita está sujeto a las acciones gravitacionales de la Tierra y las perturbaciones debidas al entorno espacial, es así como este término de la ingeniería aeroespacial hace referencia a la orientación angular de un sistema de coordenadas fijo en el satélite respecto al sistema de coordenadas externo al mismo.

Esto quiere decir que el movimiento del satélite en el espacio se puede describir por un conjunto de ecuaciones que son del tipo diferencial ordinaria no lineal, cuya solución permite el conocimiento del torque externo, momento angular y por supuesto su actitud respecto a un sistema de coordenadas de referencia, lo que permite el uso de ecuaciones de traslación y rotaciones entre los sistemas.

La actitud de vehículo espacial, se puede entender como el proceso de medir la orientación angular del satélite por medio de sensores [3].

Entonces el término de adquisición de actitud se utiliza para una maniobra en que la actitud inicial es desconocida al momento de planeación de la acción.

- SEPARACIÓN DEL CUBESAT DEL COHETE QUE LO DEJA EN ORBITA.
- ALCANZAR UNA ACTITUD CERCANA A LA ACTITUD NOMINAL DE DISEÑO
- INICIO DE OPERACIÓN NORMAL DE LA MISIÓN

UNIVERSIDAD DISTRITAL "FJC"

27

Figura 1. Pasos para la obtención de la adquisición de la actitud de un satélite. Fuente: Autores

Así, el movimiento del satélite en su trayectoria su puede estudiar desde dos puntos de vista según las variables que estén presentes a saber; un estudio cinemático el cual relaciona la velocidad orbital, su orientación relativa que involucra el conocimiento de los ángulos de Euler, su localización respecto al cuerpo primario, aunque se manejan tres variables, realmente se necesitan cuatro que se trabajan con el cuaternión unitario q (combinación de tres componentes del vector unidad y el ángulo de rotación) [3].

Desde el punto de vista dinámico se estudian los pares de fuerzas externas actuantes sobre el sistema como son las perturbaciones del ambiente espacial (gravitacionales, rozamiento, radiación solar y pares magnéticos), y las del sistema de control.

Representación de la Orientación del Vehículo en Órbita

En un proyecto satelital se tiene un problema fundamental como es el de la representación de la actitud del vehículo espacial en órbita que representan los torques ejercidos sobre la nave artificial y la evolución temporal de su orientación, este se resuelve pensando en poder obtener la orientación del sistema de coordenadas amarradas al cuerpo del satélite respecto a un sistema coordinado fijo en el primario [2].

Las propuestas conocidas para hallar la solución a este problema son los ángulos de Euler, el cuaternión unitario y la matriz de rotación R_{313} .

- Los sistemas de coordenadas se pueden diferenciar en cuanto a la ubicación de su

origen, estos pueden ser localizados en el cuerpo del primario y en la nave espacial, la definición de estos sistemas de referencia deben tener en cuenta las condiciones geométricas (de carácter obligatoria y vinculadas a la forma geométrica del satélite) y físicas (son externos, no fijos al cuerpo en rotación y no necesariamente inercial) estos corresponden a [2]:

- ▶ Sistema sideral (ECI): tiene el origen localizado en el centro de masa de la Tierra, su eje Z es paralelo al eje de rotación terrestre.
- ▶ Sistema terrestre (ECEF): asume una longitud de cero en el meridiano de Greenwich, utilizado para introducir coordenadas fijas en la nave.
- ▶ Principal del vehículo (SCP): su origen se coloca en el centro de masa del satélite.
- ▶ Principal en órbita (SCO): sus ejes son paralelos al ECI, pero con origen en el centro de masa del vehículo espacial.
- ▶ Principal en el cuerpo (SCB): su eje geométrico es fijo, pero su origen se coloca en centro de masa del satélite.

Modelamiento Dinámico

Es la agrupación de las ecuaciones de cinemática y dinámica, para ello se pueden utilizar métodos de numéricos o modelos analíticos, partiendo de [6]:

$$\vec{\tau}_{ext} = \frac{\Delta}{\Delta t} \vec{L} \quad (1)$$

Se tiene que el vector de estados es definido a partir de los vectores de velocidad angular ω y el momento angular L parametrizados y seleccionados para el ADACS, al igual que los grados de libertad [8]. Si el torque interno es cero para la nave, la expresión para el torque neto externo corresponde con:

$$\vec{\tau} = \frac{d}{dt} \vec{L} + \vec{\omega} \times \vec{L} \quad (2)$$

$$\vec{\tau} = \frac{d}{dt} \vec{L} + (I^{-1} \vec{L}) \times \vec{L} \quad (3)$$

Pero si la suma de los torques, para el sistema de referencia en la nave se tiene:

$$\vec{\tau} = I \frac{d}{dt} \vec{L} + I^{-1} (\vec{L} - \vec{h}) \times \vec{L} \quad (4)$$

Expresión que contiene el torque interno ejercido sobre el vehículo espacial. De esta manera podemos representar la energía cinética del sistema en la forma:

$$T = \frac{1}{2} \omega^T I \omega \quad (5)$$

Estabilidad Giroscópica

Un giroscopio mantiene una dirección de referencia angular por medio de una masa con un spin adjunto. La utilización de este instrumento requiere tener en cuenta:

- ▶ Si la masa m es muy pequeña, el giróscopo se puede utilizar como sensor.
- ▶ Si la masa es muy grande, el giróscopo se puede emplear como un actuador.



El giro modelado consiste en utilizar sensores para sensar la velocidad angular ω para poder integrar las ecuaciones de la cinemática [7].

Cabe anotar que el ambiente espacial ejerce un torque τ sobre el vehículo espacial el cual tiene unas componentes que realizan las siguientes acciones:

- ▶ Componente normal: causa un desplazamiento de L en la dirección del torque τ aplicado.
- ▶ Componente paralela: causa una aceleración.

Las ecuaciones de Euler establecen:

$$\vec{\tau}_{ext} = \frac{\Delta}{\Delta t} \vec{L} \quad (6)$$

Si se tiene en cuenta el momento angular h de la nave, el torque externo sobre el vehículo tiene una componente normal a h. Se obtendrá entonces un desplazamiento diferencial que se puede calcular mediante [5]:

$$T = \frac{1}{2} \omega I \omega \quad (7)$$

Dejando ver que a mayor h menor $\Delta\theta$, condición que se conoce como estabilidad giroscópica.

Control Pasivo

Utiliza principios de fuerzas o torques ejercidos en el ambiente espacial. Este presenta unas ventajas como ahorro de recursos de abordo (ahorro de energía de las baterías) pero también presenta una desventaja como es la proveer un control pobre, poca precisión. Para el proyecto se propone la utilización de rotores fijos a la estructura de la nave transfiriendo un momento angular L al rotar.

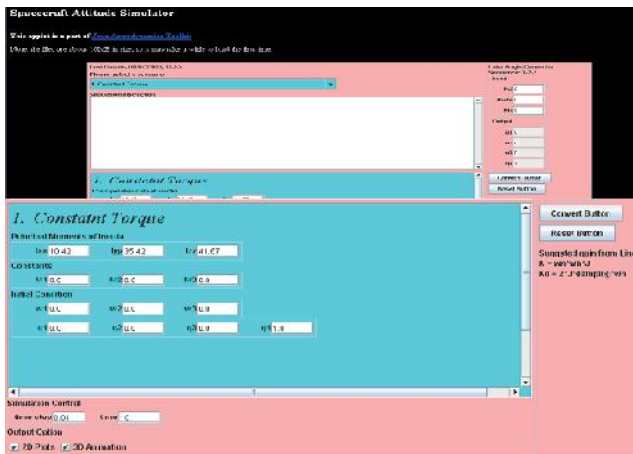


Figura 2. Datos de simulación en attitude space-craft Simulator Fuente: Autores

Resultados

A continuación se presentan algunas gráficas que se han obtenido en el proceso de simulación:

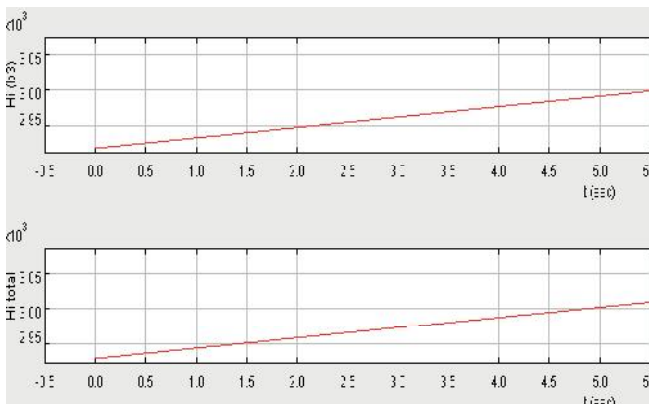


Figura 3. Estabilización del momento angular. Fuente: Autores

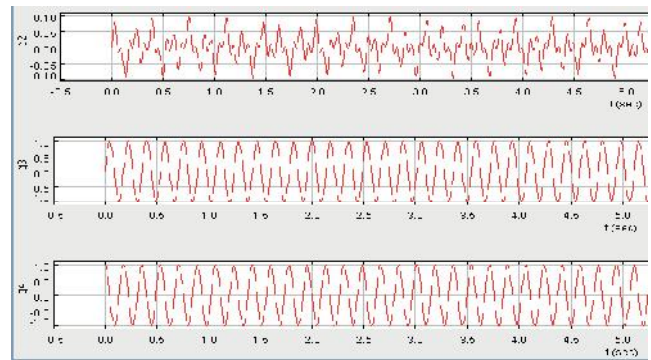


Figura 4. Datos simulados de los cuaterniones. Fuente: Autores

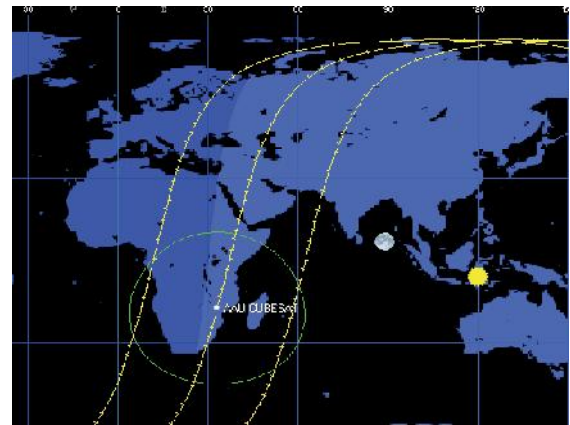


Figura 5. Software de seguimiento Orbitron. Fuente: Autores

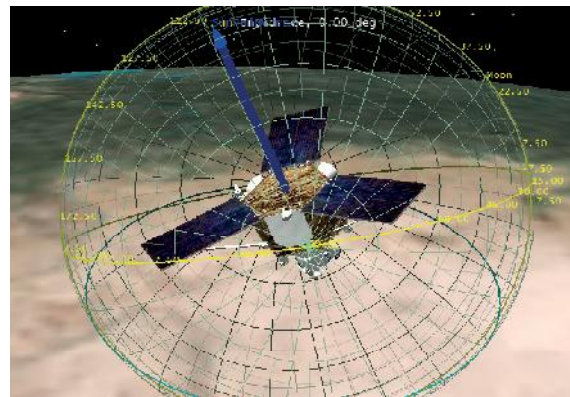


Figura 6. Actitud de la nave en órbita, simulado con software AGI. Fuente: Autores

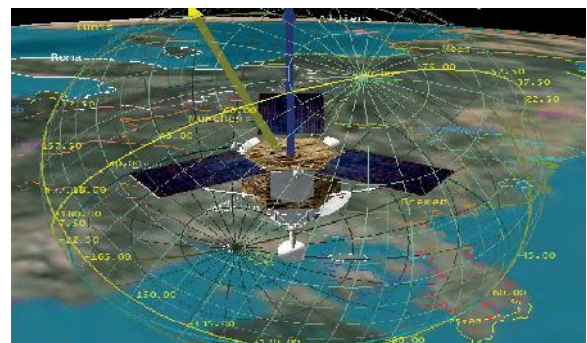


Figura 7. Relación de sistemas de coordenados en órbita, simulado con software AGI. Fuente: Autores

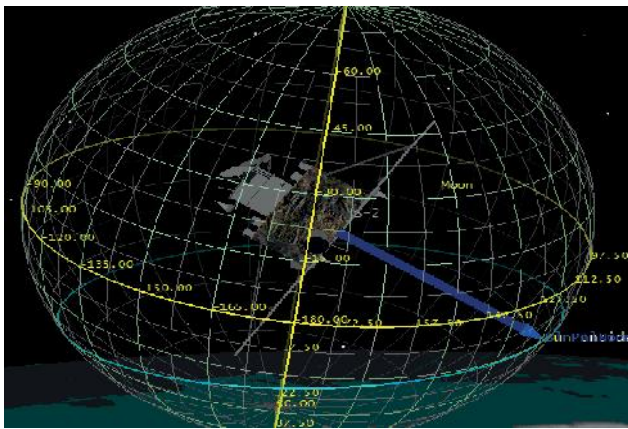


Figura 8. Movimiento de la nave para realizar enlace de comunicaciones con la estación terrena. Fuente: Autores

Discusión

Los resultados obtenidos para este trabajo establecen que la mejor forma de obtener los mejores resultados para orientación en órbita de un pico satélite es colocar giroscopios triaxiales, permitiendo tener una actitud de orientación en menor tiempo de respuesta, además su masa se ajusta al requerimiento de peso para este tipo de satélites. Las limitaciones que ofrecen estos giroscopios está en los diferentes tamaños, para ello se debe buscar aquellos que establezca el equipo de peso y balance. La propuesta de utilizar este tipo de equipo como actuadores es que con ellos, la curva de respuesta de estabilización se obtiene en menos tiempo a diferencia, de si se utilizan acelerómetros. La razón es que para un pico satélite cuyo peso es 1Kg la respuesta mecánica de estabilización se puede alcanzar sin contar con respuestas electrónicas como si la requieren los acelerómetros

Conclusiones

Para un proyecto académico satelital se propone en sistema ADACS basado en giroscopios triaxiales porque ofrecen una rápida estabilización del momento H, y mejores resultados para los datos de los cuaterniones.

Colocar estos giroscopios en un pico satélite, permite de acuerdo con las simulaciones una pronta respuesta de estabilización para establecer la orientación orbital del vehículo espacial en órbita. El ofrecimiento de mecanismos de control y de adquisición de actitud en el mercado se ajusta a los presupuestos del proyecto.

Se cumple con las limitaciones en peso y tamaño del proyecto, así como su baja memoria en datos en main pc de abordo.

Estos equipos se pueden conseguir en el mercado de acuerdo con el peso indicado por el grupo de trabajo de peso y balance.

Referencias

- [1] R.C. OLSEN, Introduction to the space environmental, Naval postgraduate School, 2003.
- [2] A. P. Marins, Determinação e manobras autônomas de órbitas de satélites artificiais em tempo real usando medidas PS de uma frequência. Instituto nacional de pesquisas espaciais, San José Dos Campos Brasil, pp 139_158, 2000.
- [3] L. Mendoza, Sistemas coordenados, Ecosat, Mexico, 2007.
- [4] L. Mendoza, órbitas keplerianas, Ecosat, Mexico, pp 53-69, 2007
- [5] J. Bao Yen Tsui, Fundamentals of global positioning system receivers second edition, Wiley editions, Canada, 2005, pp51-65.
- [6] A. Leick. GPS satellite surveying, Wiley interscience, 1995, pp 16-41, pp451-476.
- [7] D. Roddy, Satellite communications third edition, New York, 2001, pp21-62, pp67-86.
- [8] P.J.G. Teunissen., GPS for Geodesy second edition, Springer, Berlin, 1998, pp12-36, pp43-106
- [8] P.J.G. Teunissen., GPS for Geodesy second edition, Springer, Berlin, 1998, pp12-36, pp43-106

De los autores

Paola Andrea Ortiz García: Ingeniería Catastral y Geodesia – Universidad Distrital Francisco José de Caldas – Colombia. Estudiante-Universidad Distrital Francisco José de Caldas – Colombia – paortizg@correo.udistrital.edu.co

Sergio Esteban Muñoz Carmona: Ingeniería Catastral y Geodesia – Universidad Distrital Francisco José de Caldas – Colombia. Estudiante– Universidad Distrital Francisco José de Caldas- Colombia – semunozc@correo.udistrital.edu.

Miguel Antonio Ávila Angulo: Ingeniero Catastral y Geodesta – Universidad Distrital Francisco José de Caldas – Colombia - Licenciado en Física – Universidad Pedagógica Nacional – Colombia. Especialista en Sistemas de Información Geográfica – Universidad Distrital Francisco José de Caldas – Colombia – Magister en Ciencias de la Información Énfasis en Geomática – Universidad Distrital Francisco José de Caldas – Colombia. Profesor Facultad de Ingeniería – Universidad Distrital Francisco José de Caldas – Colombia – maavila@udistrital.edu.co