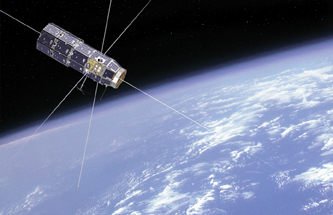
**SISTEMA DE DETERMINACIÓN Y CONTROL DE ORIENTACIÓN PARA SATÉLITES LEO (Low Earth Orbit)\***

***Autor: Ing. Luis Alberto Arriola***

***luis\_albertousa@hotmail.com***

******

**RESUMEN**

Un sistema de control de orientación y determinación (ACDS) para un satélite LEO\* fue diseñado con un margen de error de orientación menor a 10 grados. El satélite lleva un instrumento llamado MAPS\*\* para medir monóxido de carbono (CO), desde la parte baja de la atmósfera. La misión dura dos años. Para esta misión no hay necesidad de maniobras de órbita, excepto para la entrada inicial a la órbita y mantenimiento de órbita.

El sistema para determinar y controlar la orientación de este satélite fue diseñado a ser el de estabilización Gravedad-Gradiente con el eje Pitch del disco-momento y torques magnéticos.

**PALABRAS CLAVE:** orientación, control, satélite, órbita, estabilización, gravedad, disco, momento, torque, Nadir, sensores, magnetómetro.

**ORIENTATION CONTROL AND DETERMINATION SYSTEM FOR LEO\* SATELLITES**

**ABSTRACT**

A control system of orientation and determination (ACDS) for a LEO\* satellite was designed with a margin of error of less than 10 degrees. The satellite carries an instrument called MAPS\*\* of the NASA Langley Research Center to measure carbon monoxide (CO) from the lower part of the atmosphere. For this mission are considered two years. Furthermore, there is no need to orbit manoeuvres, except for the initial entry orbit and orbit maintenance.

**KEY WORDS:** orientation, control, satellite, orbit, stabilization, gravity, disc, momentum, wheel, torque, Nadir, sensors, magnetometer.

1. **INTRODUCCIÓN**

El análisis y diseño de misiones aeroespaciales empieza con uno o más objetivos y amplias restricciones y de allí procede a definir un sistema espacial con el costo más bajo posible. Para lograr este objetivo, el diseño de un satélite que consta de varios subsistemas, entre ellos, el de attitude determination and control (ADCS), debe realizarse con el propósito para que cumpla su mayor performance. Específicamente, el subsistema ADCS logrará este objetivo si mantiene al satélite correctamente orientado para que realice su misión espacial específica y exitosamente.

1. **REALIDAD PROBLEMÁTICA**

El satélite está limitado en el peso y la energía; aproximadamente 150 Kg y 170 watts, respectivamente. El satélite está diseñado para una altura de 500 Km, en una órbita circular, Sun-synchronous. Podría permitírsele una caída desde 500 a 400 Km durante los dos años, tiempo que dura la misión. El satélite será colocado dentro de una órbita por un misil MINUTEMAN II (provisto por la USAF) a una altitud de 500 Km.

El subsistema de control debe estar diseñado para soportar algunos torques, en este caso su función será rotar al satélite al estado de posición inicial. Una vez que el satélite esté en el modo “on-station”, el subsistema de control de orientación debe asegurar no más de 10 grados de margen de error para su orientación hacia Nadir.

1. **RESULTADOS**

Fueron considerados tres sistemas diferentes para determinar y controlar la orientación:

1. Estabilización Gravedad-Gradiente, con torques magnéticos (2) y sin disco-momento (2);
2. Estabilización Gravedad-Gradiente con propulsores RCS y sin disco-momento;
3. Estabilización Gravedad-Gradiente con el eje Pitch del disco-momento y torques magnéticos.

De las posibilidades anteriores, la mejor es la tercera. Este diseño usa los torques magnéticos y el disco-momento para contrarrestar la velocidad angular inicial tipoff de 0.1 grados/segundo, causado por la separación del cohete Minuteman II (misil intercontinental modificado que sirve como vehículo aeroespacial para transporte del satélite). Si fuera necesario, los electro-magnetos serian usados para invertir el satélite y asegurar que el lado correcto está orientado hacia Nadir. Un boom (2) de dos metros con una masa de 2 Kg será entonces desplegado. Una vez en órbita, el sistema de estabilización Gravedad-Gradiente proveerá por lo menos 10 grados en exactitud de orientación en los ejes Roll y Pitch (ver Figuras 1 y 2). El disco-momento proveerá control y estabilidad con respecto al eje Yaw. Más ampliamente los torques serán usados en forma continua para proveer una de-saturación del disco-momento.

C:\Users\Luis\Pictures\MP Navigator EX\2012_03_21\IMG_0001.tif

C:\Users\Luis\Pictures\MP Navigator EX\2012_03_21\IMG.tif

Es importante señalar que algún tipo de combinación de combustible y torques podrían ser usados para de-saturar el disco momento, y así podrían ser usados para agregar redundancia al hardware ACDS. Los torques magnéticos compuestos de tres barras ortogonales con un momento-dipolo de 5 Am2 pesaran un total de 5 Kg y consumirá 5 watts. El disco-momento proveerá rigidez giroscópica, tendrá un almacenamiento de momento de 4 Nms, pesará 2 Kg y consumirá 5 watts de energía. Acoplado con los torques estará un magnetómetro, el cual pesa 3 Kg y consume 5 watts. Para determinar la orientación, serán usados cuatro sensores de sol y dos sensores de horizonte. En conclusión, el sistema ACDS pesará 20 Kg y consumirá 25 watts de energía.

1. **CONCLUSIONES**

El mejor diseño se vislumbra a ser el sistema gravedad-gradiente con un disco-momento y torques magnéticos. Una combinación de 4 sensores de Sol y 2 sensores de horizonte serán usados para proveer determinación de orientación. También, un magnetómetro será acoplado con los torques magnéticos para invertir la polaridad de las barras, una vez que se aproxime a los polos. Además, un boom de 2 metros con una masa final de 2 Kg proveerá un momento de inercia que es 10 veces mayor con respecto al eje X y eje Y que con respecto al eje Z. El sistema ACDS pesa como 20 Kg en su totalidad, y consume como 25 watts. El ACDS rotará al satélite en el momento de la separación inicial del misil Minuteman II. Una vez que esté en órbita, el satélite proveerá una orientación con un margen de error de no más de 10 grados.

1. **BIBLIOGRAFÍA**

* Wiley J. Larson and James R. Wertz. 1992. Space Mission Analysis and Design. Microcosm, Torrance, CA, USA
* John S. Eterno, Ball Aerospace System Group, CO, USA
* Zermuehlen and Harold F. Zimbelman, Martin Marietta, Astronautics Group. USA

\* LOW EARTH ORBIT

(1) Aerospace Engineer, B.S, M.S., North Carolina State University, Raleigh, NC, USA

* Diseñó el subsistema de energía de un satélite de baja órbita (LEO) para transportar el instrumento MAPS de NASA Langley Research Center, a bordo del Rocket-Misile Minuteman II de la Fuerza Aérea de los Estados Unidos (USAF).

(2) Components del ACDS

\*\* Measurement of Air Pollution from Satellites