

# Cálculo de la Órbita del Satélite Miranda: Un ejemplo didáctico de diseño de una órbita heliosincrónica

## Calculation of the Miranda Satellite Orbit: Didactic example of sun-synchronous orbit design

Edgar A. Pérez y Jorge Guerrero, *Ingenieros de diseño satelital*

<sup>1</sup>*Resumen* - El satélite Miranda o Venezuelan Remote Sensing Satellite (VRSS-1) es un satélite de observación terrestre que emplea un conjunto de cámaras multispectrales, las cuales requieren que el objetivo esté iluminado bajo condiciones constantes de luz para la toma de imágenes sobre las áreas de interés; a partir de este requerimiento se tiene que elegir una serie de parámetros orbitales que permitan al satélite permanecer en una órbita, cuyo plano orbital sostenga durante todo el año, un ángulo constante con respecto al vector que apunta al sol desde el eje de la tierra. Para lograr las condiciones anteriores y además de ello cumplir con los requerimientos de resolución espacial necesaria para la toma de imágenes de la superficie terrestre se hace uso de uno de los parámetros de diseño de las cámaras, es decir, la altura a la cual estas deben estar con respecto a la tierra (639,54 Km). Con dicho parámetro y el uso inteligente de las perturbaciones que afectan la órbita de un satélite se procede a realizar un proceso iterativo, que incluso podría llevar a una negociación, para diseñar la órbita y de esta manera obtener los elementos orbitales óptimos que se adecuen a cumplir con los requerimientos de la misión del satélite originalmente planteados durante la adquisición de dicho sistema satelital.

*Palabras clave* – *Mecánica Orbital, Diseño Orbital, Órbita, Heliosincrónica, Perturbaciones.*

*Abstract*- The Miranda satellite or Venezuelan Remote Sensing Satellite (VRSS-1) is a satellite of Earth observation that employ a set of multispectral cameras, which require that the objective is illuminated under constant light conditions for the images acquisition over the interest area; from this requirement is necessary to choose several orbital parameters that allow to the satellite to remain in orbit, whose orbital plane hold throughout the year, a constant angle with respect to the vector that points to the sun from the axis of the earth. To achieve the above conditions and meet the requirements of spatial resolution required for the images acquisition of the Earth's surface is used one of the design parameters of the cameras, i.e, the height at which these should be with respect to the ground (639.54 Km). With this parameter and the intelligent use of the disturbances affecting the orbit of a satellite one proceeds to an iterative process, which could even lead

to a tradeoff, to design the orbit and thus obtain optimal orbital elements that fits to meet with satellite mission requirements originally proposed for the acquisition of the satellite system.

*Index Terms* - *Orbital Mechanics, Orbital Design, Orbit, Sun Synchronous Orbit, Disturbances.*

### I. INTRODUCCIÓN

ESTA publicación presenta un enfoque del diseño preliminar de una órbita heliosincrónica sin el uso de software especializado en el área como lo es el STK, el cual es usado comúnmente para el diseño de la órbita de una misión. Las órbitas heliosincrónicas son ampliamente usadas para misiones de observación terrestre (VRSS-1), órbitas terrestres para misiones de ciencia espacial (telescopio espacial Hubble), entre otras. Dado el gran interés sobre las órbitas heliosincrónicas, es valioso revisar las características que hacen este tipo de órbitas útiles para aplicaciones aeroespaciales. Por lo anterior aquí se describirá el proceso para seleccionar los parámetros de la misión lo cual definirá el diseño de la órbita.

Presentaremos cuales son las perturbaciones que influyen sobre este tipo de órbita, la dinámica orbital donde se incluirá la determinación de alguno de los elementos orbitales clásicos los cuales están definidos por la mecánica orbital, el periodo de revisita de la misión y finalmente las conclusiones.

### II. PERTURBACIONES SOBRE LA ÓRBITA DEL SATÉLITE

Los satélites en órbita se ven afectados por todas las perturbaciones presentes en el ambiente espacial. Esas perturbaciones incluyen:

- Efectos gravitacionales adicionales creados por la forma no esférica y por la distribución desigual de la masa de la Tierra.
- Fuerzas aerodinámicas en la atmósfera superior.
- La atracción gravitacional del Sol y la Luna.

- Presión debida a la radiación solar.
- El campo magnético terrestre.

Bajo la acción de esas perturbaciones los elementos orbitales de la órbita del satélite estarán cambiando constantemente. Aunque esas perturbaciones, en comparación, son alrededor de 1/100.000 la fuerza de atracción gravitacional de la Tierra [1], la acción a largo plazo sobre el satélite causará una desviación del cumplimiento de misión y requerimientos del sistema satelital. Por lo tanto, se debe realizar mantenimiento de la órbita lo cual consumirá el combustible del satélite.

Por otra parte, algunas perturbaciones pueden ser usadas para diseñar la órbita con características especiales para así cumplir con los requerimientos y misión del satélite. Con respecto a las órbitas terrestres bajas (LEO), el factor con mayor influencia por perturbaciones causadas por la Tierra es debido a la no esfericidad de la misma, en donde los armónicos zonales influyentes serían  $J_2$  y  $J_3$  (ver figura 1).

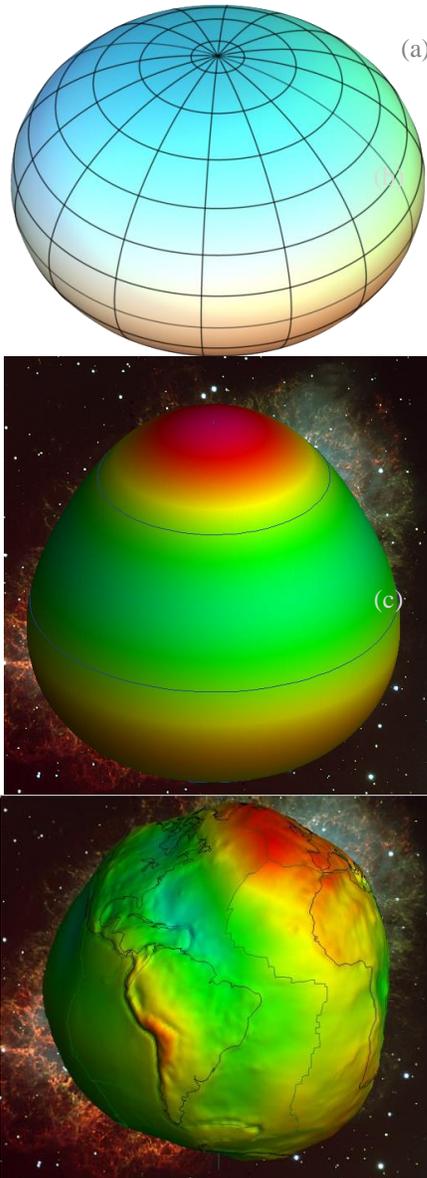


Fig. 1. (a) Representación visual del armónico zonal  $J_2$ , (b) representación visual del armónico zonal  $J_3$  y (c) Modelo Geopotencial tomando en cuenta los diferentes armónicos (zonales, sectoriales y teserales). [3]

### III. DINÁMICA ORBITAL

#### A. Condiciones de luminosidad solar

Las condiciones de luminosidad solar constantes son satisfechas por medio de configurar la razón de cambio de precesión nodal igual a la razón angular media que la Tierra realiza alrededor del Sol, resultando en un ángulo constante entre el plano orbital y el Sol, como se muestra en la figura 2.

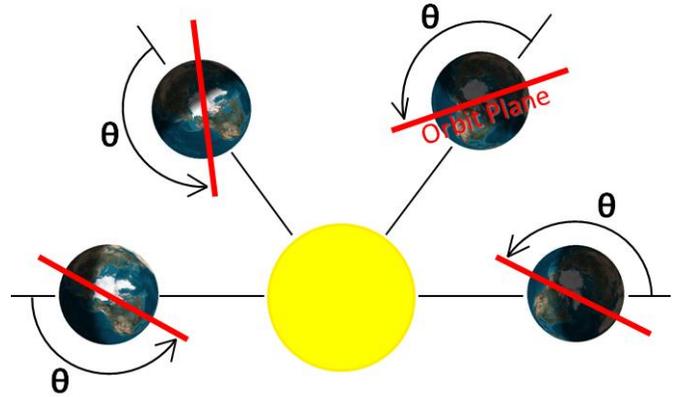


Fig. 2. Órbita heliosincrónica con condiciones de iluminación solar constante [2]

#### B. Selección de la razón de precesión, $\dot{\Omega}$

La razón de una revolución de la Tierra alrededor del sol vendrá dado por:  $360^\circ/365,242199 \text{ días} = 0,985647^\circ/\text{día}$ .

La razón de precesión es configurada igual a la razón rotacional media de la Tierra alrededor del Sol, lo cual causara las condiciones de iluminación constante:

$$\dot{\Omega} = 0,985647^\circ/\text{día}$$

#### C. Proceso de iteración para determinar los elementos orbitales

La siguiente ecuación muestra la precesión nodal en función de la forma, tamaño, inclinación de la órbita y efectos de los armónicos zonales  $J_2$ .

$$\dot{\Omega} = \frac{-3R_e^2 \eta J_2}{2(a(1-e^2))^2} \cos i \quad (1)$$

De lo anterior obtenemos la inclinación de la órbita:

$$i = 97,9486^\circ$$

Pero como en la práctica no es posible obtener una órbita perfectamente circular se deben usar las características de una órbita "congelada". Calculando la excentricidad real, característica de una órbita "congelada", tomando en cuenta los efectos de los armónicos zonales  $J_2$  y  $J_3$ , y que el argumento de perigeo en este caso es  $90^\circ$  o  $270^\circ$ , tenemos las siguientes ecuaciones:

$$e = \frac{\sin i}{\frac{\cos^2 i}{\sin i} - \frac{2J_2 a}{J_3 R_e}} \quad (2)$$

$$\omega = 90^\circ \quad (3)$$

Con la ecuación (2) obtenemos

$$e_1 = 0,00105318$$

Usando esta nueva excentricidad en la ecuación (1) se tendrá

$$i_1 = 97,931789^\circ$$

Luego sustituimos esta nueva inclinación en (2),

$$e_2 = 0.00105322$$

Con lo que se obtiene nuevamente de (1)

$$i_2 = 97,931788^\circ$$

Y se itera el proceso hasta que converja

$$|e_{n+1} - e_n| \rightarrow 0$$

#### D. LTDN (Local Time Descending Node)

El LTDN es un parámetro importante de la órbita. La selección de este parámetro es basada en el requerimiento del sensor remoto. Después de un análisis de luminosidad y sombra se seleccionó LTDN a las 10:30 a.m. Este parámetro depende de la ventana de lanzamiento.

#### E. MLT (Mean Local Time) y RAAN (Right Ascension of the Ascending Node)

El RAAN de una misión con órbita heliosincrónica puede ser determinado a partir del tiempo local medio (MLT, por sus siglas en inglés) de la órbita.

### IV. PERIODO DE REVISITA DEL SATÉLITE

Esto es conseguido por medio de la combinación de la tercera ley de Kepler y el periodo nodal  $P$

$$P = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (4)$$

$$P = \frac{86400}{R/D} [\text{s}] \quad (5)$$

Con (4) conseguimos que  $P=5850,44 \text{ s}$

Con (5) obtenemos  $R/D=14,768 \text{ rev/día}$

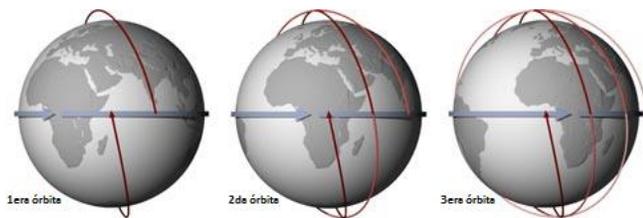


Fig. 3. Ilustración del periodo de revisita de una órbita heliosincrónica [4]

### V. CONCLUSIONES

El diseñador de la órbita puede ser capaz de realizar de manera sencilla y en poco tiempo los cálculos de una órbita heliosincrónica que cumpla con los requerimientos de la misión sin la necesidad de un software especializado o con la intención de validar los resultados de este si no se tiene certeza de la exactitud de los cálculos del mismo.

El algoritmo del proceso iterativo puede ser implementado

fácilmente en el diseño y programación de un software especializado en diseño orbital.

El diseñador de la órbita tiene parámetros muy importantes que seleccionar entre los que están la altitud y el LTDN, para que de esta manera se aseguren unas condiciones de iluminación solar adecuadas. A partir de los parámetros seleccionados y asumiendo las condiciones de una órbita heliosincrónica y de una órbita “congelada”, la órbita heliosincrónica es diseñada pasando por un proceso de iteración. El periodo de revisita es diseñado de acuerdo a los requerimientos exigidos y que se adapte a las especificaciones de las cámaras, como su campo de visión.

El ejemplo didáctico propuesto puede ser empleado como método de diseño orbital en cátedras relacionadas a la dinámica orbital y afines.

### REFERENCIAS

- [1] Ronald J. Boain, “A-B-Cs of Sun-Synchronous Orbit Mission Design” in *14th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Conference*. Hawaii, USA. AAS Publications Office, 2004.
- [2] Eric Watson, “Sun-synchronous orbit slot architecture analysis and development”, M.S. thesis. California Polytechnic State University San Luis Obispo, USA, 2012.
- [3] <http://icgem.gfz-potsdam.de/ICGEM/>
- [4] <http://earthobservatory.nasa.gov/Features/OrbitsCatalog/page2.php>