

Perturbaciones, Sensores y Actuadores de Satélites de Órbita Baja

Johann Rodríguez*, Aldo Lostracco, Eliecer Hernández

División de Propulsión

Centro de Investigación, Desarrollo e Innovación Espacial

Agencia Bolivariana para Actividades Espaciales

Borburata, Edo. Carabobo, Venezuela

aldo.lost.rod@gmail.com, rjohannr@gmail.com & ehernandez@abae.gov.ve

RESUMEN

El presente trabajo consiste en la descripción y análisis de los principales fenómenos físicos espaciales, cuales son y cómo afectan el control de actitud y órbita de un satélite de percepción remota. Dichos fenómenos producen perturbaciones que interfieren con el normal funcionamiento del satélite, por ello se hace imperativa la utilización de dispositivos que permitan cuantificar éstas perturbaciones y contrarrestar sus efectos, de tal manera que éste se pueda mantener dentro de sus parámetros orbitales. Entre las principales perturbaciones se encuentran: gradientes gravitacionales, presión solar, arrastre aerodinámico y campo geomagnético. Cada una de ellas cuenta con características particulares que deben ser medidas por los sensores del satélite para poder calcular las correcciones necesarias y mediante los actuadores ejecutarlas, todo esto en una plataforma de control de tres ejes. Entre los principales actuadores se encuentran los thrusters, pertenecientes al sistema de propulsión, que representan el último recurso para estados en los cuales los otros actuadores no son capaces de realizar la corrección necesaria.

Palabras claves: *satélite, órbita, perturbación, sensor, actuador, control.*

1. INTRODUCCIÓN

Desde el inicio de la era espacial con el lanzamiento del Sputnik 1 efectuado por la Unión Soviética, el cual fue el primer satélite artificial que orbitaba la Tierra, la carrera espacial se ha caracterizado por un incremento constante de estas tecnologías que convergen en el aumento de la eficiencia y capacidad de los satélites, además del control de las maniobras que se realizan para mantenerlos en órbita, de ahí se deriva la importancia de entender mejor las diferentes perturbaciones que están presentes en el espacio, como se pueden medir y contrarrestar en pro de mantenerlo en la órbita deseada, es por ello que en el presente trabajo primero se desglosan conocimientos básicos en función del entendimiento de los diferentes tipos de perturbaciones, tales como presión solar o arrastre aerodinámico, que serán sensadas, ya sea para posicionar el satélite en una órbita o corregir la posición del su posición en la misma.

2. PERTURBACIONES

Durante la vida útil de un satélite éste se ve expuesto a distintos tipos de fenómenos que afectan principalmente su condición de operación en el espacio, concretamente su posición y orientación, ambas críticas para el cumplimiento de la misión. Dichos fenómenos, bajo este esquema, se denominan perturbaciones puesto que, tal como su nombre lo indica, entorpecen el correcto funcionamiento del satélite. Previo a la solución de cualquier error inducido por éstas se hace imperativo especificar el tipo de perturbación de tal manera que pueda ser sensada y corregida, a continuación se definen.

2.1 INTERNAS

Perturbación: Movimiento de Partes	
Fuente: Dinámica del movimiento de las partes (traslación de masa).	Características: Los torques resultantes están relacionados a la frecuencia.
Perturbación: Desalineación de los Propulsores	
Fuente: Errores inducidos durante la instalación	Características: Producen perturbaciones adicionales
Perturbación: Variaciones geométricas	
Fuente: Elevados gradientes de temperatura.	Características: Enfriamiento o calentamiento abrupto.
Perturbación Outgassing	
Fuente: Acumulación humedad en cavidades.	Características: Se produce por el calentamiento de la pieza ocasionando la emisión de gases. Puede producir esfuerzos de gran magnitud.
Perturbación: Radiación electromagnética	
Fuente: Interferencia entre el campo magnético terrestre y los equipos del satélite.	Características: Pequeña magnitud
Perturbación Fuga de propelente	
Fuente: Mal procedimiento de sellado del sistema.	Características: Disminución de la masa, desplazamiento del centro de gravedad. Crítico para la continuación de la misión.

Perturbación: Agitamiento (Sloshing)	
Fuente: Movimiento súbito de líquidos dentro del satélite (combustible).	Características: La magnitud de la perturbación es directamente proporcional a la distancia del tanque con respecto al centro de gravedad del satélite (crítico).
Perturbación: Desbalance dinámico	
Fuente: Componentes desalineados del eje inercial.	Características: Periódica con respecto a la frecuencia de rotación del satélite.
Perturbación: Desbalance rotativo	
Fuente: Componentes rotativos que se encuentren desalineados con respecto al centro de masas del satélite.	Características: Periódica con respecto a la frecuencia de rotación del componente.
Perturbación: Fricción	
Fuente: Partes rotativas o deslizantes.	Características: Está compuesta principalmente por tres tipos: fricción de inicio (starting friction – stiction); fricción de Coulumb, fricción por viscosidad.
Perturbación: Partes rotativas	
Fuente: Fricción entre las superficies.	
Perturbación: Torques y fuerzas del motor	
Fuente: Motores.	Características: Relacionado con componentes articulados, i.e. paneles solares.
Perturbación: Despliegue	
Fuente: Paneles solares, antenas y otros apéndices.	Características: Torques de control requerido (todos los thrusters simultáneamente).
Perturbación: Rotores	
Fuente: Momentos producidos los rotores.	Características: Referido a los dispositivos cuyo funcionamiento se basa en principios giroscópicos.
Perturbación: Plumitas de los thrusters	
Fuente: Interacción entre la pluma y la estructura del satélite	

2.2 EXTERNAS

Perturbación: Arrastre aerodinámico	
Fuente: Atmósfera	Características: Es la mayor fuente de perturbaciones externas. Función de la altitud

Perturbación: Gradiente gravitacional	
Fuente: Inercia y distancia del planeta hacia el satélite.	Características: Si la matriz de inercia del satélite posee términos adicionales a la diagonal principal éstos pueden significar torques inducidos.
Perturbación: Fuerzas magnéticas	
Fuente: Movimiento a través del campo magnético de la Tierra.	Características: Produce atracción o repulsión dependiendo de la orientación del satélite en la distribución del campo magnético.
Perturbación Presión solar	
Fuente: Radiación solar.	Características: El sol irradia energía en unos espectros bien delimitados, algunos son absorbidos por partes del satélite produciendo los torques.
Perturbación: Presión por albedo	
Fuente: Reflexión de la luz solar desde Tierra.	Características: Varía de acuerdo a la latitud y longitud, así como de las estaciones y características particulares las zonas sobre las cuales se encuentra el satélite.

2.2.1 ARRASTRÉ AERODINÁMICO

Las perturbaciones aerodinámicas se producen en LEO (*Low Earth Orbit* - Órbita Baja) a causa de la interacción entre la atmósfera y el satélite. Ésta se puede determinar a través de la relación clásica:

$$\vec{D} = \frac{1}{2} \rho V^2 C_d A_p$$

Donde:

D = arrastre (colineal al vector velocidad y en sentido opuesto);

ρ = densidad atmosférica;

V = velocidad del satélite;

C_d = coeficiente de resistencia (depende de la forma del objeto);

A_p = área proyectada (perpendicular al vector velocidad);

En consecuencia, el torque aerodinámico se representa:

$$\vec{T}_a = \frac{1}{2} \rho V^2 C_d A_p l$$

l = distancia desde el centro de masa hasta la componente perpendicular de la fuerza aerodinámica (centro de presiones aerodinámicas).

En LEO el arrastre aerodinámico es la perturbación con mayor influencia, a pesar de tener una densidad atmosférica muy baja (ρ) la velocidad de traslación del satélite es elevada (V) lo que

ocasiona la reentrada de cualquier objeto inactivo que se encuentre por debajo de los 1000 km de altitud.

Altitud (km)	Densidad (Kg/m3)
200	4×10^{-10}
300	5×10^{-11}
400	1.5×10^{-11}
500	5×10^{-12}
600	2×10^{-12}
700	8×10^{-13}

Para el control de orientación es importante determinar cómo influye el arrastre aerodinámico en distintas superficies. El torque se produce por una diferencia de distancias entre el centro de masas y el centro de presiones aerodinámico del satélite, si dicha diferencia es cero entonces el torque es nulo para los tres ejes, esto es un caso ideal, en la realidad existe una pequeña diferencia de localización entre ambos. Para reducir el efecto del torque se diseña el satélite de forma simétrica, esto garantiza que el centro de presiones se encuentre cerca del centro de masas.

2.2.2 GRADIENTE GRAVITACIONAL

La extensión del campo de gravedad de la Tierra va más allá de la estratosfera, influyendo en la órbita y la orientación de cualquier satélite, siendo más críticos sus efectos en LEO. De forma general todos los elementos que estén por encima del centro de masas de un satélite se encuentran bajo los efectos de fuerzas inerciales mientras que aquellos que se encuentren por debajo de éste estarán sometidos de forma exponencial a los efectos de la gravedad. Este efecto se hace más notorio en satélites con formas alargadas y tiende a alinear el eje de menor inercia con el radio-vector de la Tierra (nadir). Tal como se muestra en la figura 5, la masa de un cuerpo fue dividida en dos esferas de forma equitativa, obteniendo que su centro de gravedad y centro de masas son coincidentes, es decir, está en equilibrio.

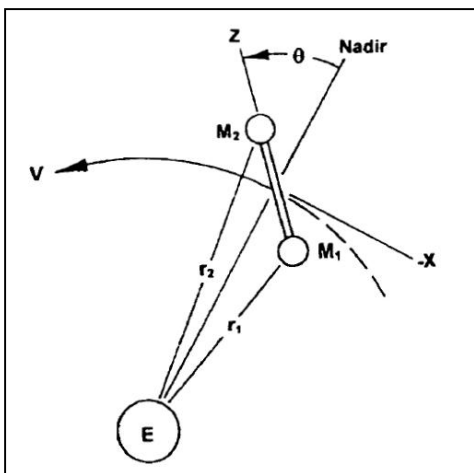


Figura 5. Torque producto de gradiente gravitacional.

No obstante es necesario considerar la distancia entre las esferas y la Tierra, puesto que la aceleración gravitacional es directamente afectada por ésta, lo cual se hace evidente en la siguiente expresión:

$$g = \frac{GM}{r}$$

M1 y M2 son iguales, teniendo en cuenta lo expuesto en líneas precedentes obtenemos:

$$g_1 = \frac{GM_1}{r_1^2} \quad ; \quad g_2 = \frac{GM_2}{r_2^2}$$

Debido a que r2 es mayor que r1 la atracción gravitacional es mayor en la masa inferior que en la masa superior, por lo tanto la perturbación tiende a rotar el satélite en sentido de las agujas del reloj. Se hace conveniente designar un parámetro gravitacional μ para simplificar los cálculos, éste es producto de la masa del cuerpo central (la Tierra) MT y la constante gravitacional G. El torque resultante se representa vectorialmente de la siguiente forma:

$$\vec{T}_g = \frac{3\mu}{r^3} |I_z - I_y| \theta$$

Donde:

- Tg = torque de gradiente gravitacional;
- μ = parámetro gravitacional (398600 km³/s² para la Tierra) = G·MT;
- r = radio desde el centro de masas del cuerpo central hasta el centro de masas del satélite;
- Iz = momento de inercia alrededor del eje z.;
- Iy = momento de inercia alrededor del eje y.;
- θ = ángulo en radianes entre el eje z del satélite y el vector nadir.

Cabe resaltar que los gradientes gravitacionales inducen torques principalmente en dos ejes y que adicionalmente se requiere un error angular para poder producirlos. Aprovechando este fenómeno como mecanismo de control pasivo se desea que el eje z se encuentre colineal con el radio-vector nadir, todos los cuerpos asimétricos inmersos en un campo gravitacional experimentarán torques que trataran de alinear su eje de menor inercia con dicho campo.

2.2.3 FUERZAS MAGNÉTICAS

Los planetas, incluyendo la Tierra, poseen un campo magnético que induce perturbaciones en los satélites, éste proviene de tres fuentes principales:

- Corrientes eléctricas generadas en el núcleo fundido de la Tierra.
- Metales y minerales ferromagnéticos en la superficie terrestre.
- El movimiento de partículas cargadas en la alta atmósfera próxima al espacio ultraterrestre.

De acuerdo a lo expuesto en líneas precedentes el vector correspondiente al campo magnético se puede expresar de la siguiente forma:

$$\vec{B} = \vec{B}_0 + \vec{B}_r + \vec{B}_a + \vec{B}_c + \delta\vec{B}$$

Donde:

B = vector de campo magnético;

B₀ = vector de campo homogéneo (compone el 90% de B);

B_r = vector de campo continental;

B_a = vector de campo anómalo (5 km sobre la superficie);

B_c = vector de campo de partículas cargadas;

δB = vector de campo variable de los vientos solares y rayos cósmicos.

Sin embargo, adicionalmente, se deben considerar todos los componentes dentro de un satélite artificial que utilicen energía eléctrica puesto que también producen campos magnéticos lo que a su vez induce magnetismo residual y puede representarse mediante:

$$M = NIA$$

Donde:

M = campo magnético residual del satélite;

N = número de vueltas del arrollado;

I = corriente del arrollado;

A = área del arrollado

Entonces se obtiene el torque:

$$\vec{T}_m = MB\text{sen}\beta$$

β = ángulo entre las líneas del campo magnético y la perpendicular del arrollado.

Mediante pruebas es posible obtener un valor más preciso del magnetismo residual del satélite de tal manera que se pueda compensar en caso de requerirlo. Asimismo se hace imperativo considerar: la inclinación de 11° del eje de rotación de la Tierra con respecto al campo magnético, la intensidad del campo con respecto a la altitud del satélite y al posicionamiento (latitud).

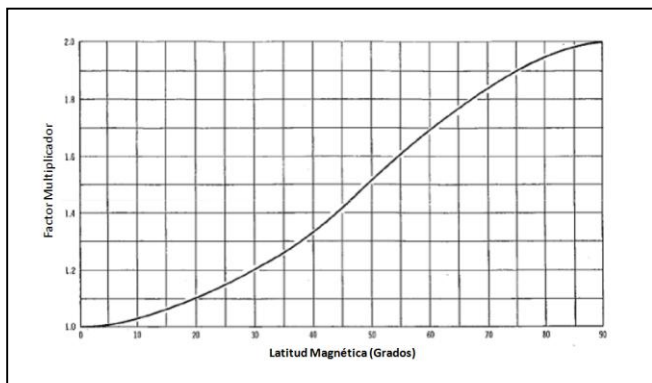


Figura 6. Factor multiplicador para la intensidad del campo magnético como función de la latitud magnética.

2.2.4 PRESIÓN SOLAR

Cuando los fotones solares golpean la superficie del satélite se produce un intercambio de momento muy pequeño en el cual la magnitud de la fuerza aplicada variará según si los fotones fueron absorbidos o reflejados bien sea de forma difusa o especular.

2.2.4.1 ABSORCIÓN

Si la radiación solar que está impactando una superficie es totalmente absorbida el área a considerar debe ser normal al vector de luz solar y la fuerza resultante colineal a éste.

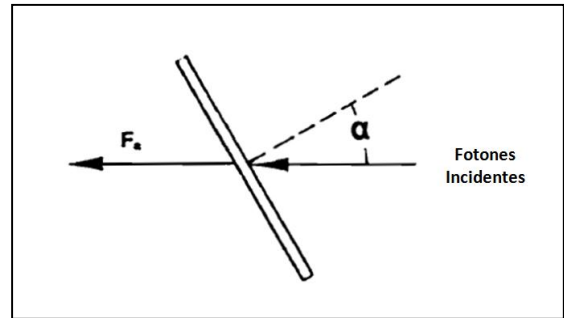


Figura 7. Absorción

$$F = P_s A \cos\alpha$$

Donde:

F = fuerza;

P_s = presión solar;

A = área impactada por la luz solar;

α = ángulo formado entre la superficie impactada y el vector de luz solar

$$P_s = \frac{I_s}{c}$$

I_s = radiación solar incidente;

c = velocidad de la luz

2.2.4.2 REFLEXIÓN ESPECULAR

Sin importar la dirección de incidencia de la luz solar la fuerza resultante será siempre perpendicular a la superficie impactada y debido a que se produce un choque elástico la magnitud de la fuerza se duplica.

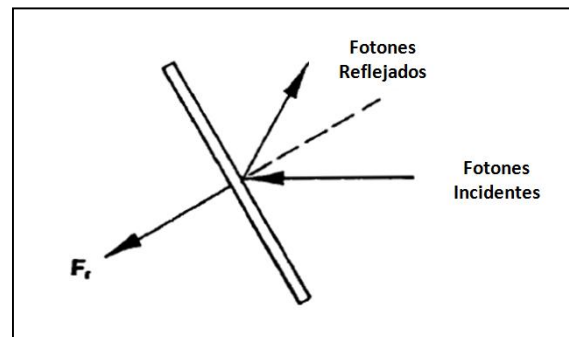


Figura 8. Reflexión especular

3. SENSORES

$$F = 2P_s A \cos \alpha$$

2.2.4.3 REFLEXIÓN DIFUSA

Es posible considerar este tipo de superficies como elementos absorbentes y reemisores de radiación uniformemente distribuida sobre un hemisferio. La componente de absorción se encuentra alienada con el vector de luz solar mientras que la componente de reflexión es normal a la superficie, las componentes tangenciales se anulan. La magnitud de las superficies difusas es dos tercios la de una superficie absorbente.

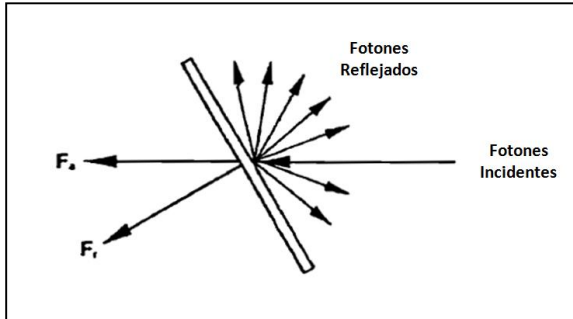


Figura 9. Reflexión difusa

Se debe considerar que cada caso está estrictamente ligado a las propiedades de los materiales sobre los cuales inciden los rayos de luz, ello se deben las variaciones de fuerza. Si la suma de éstas no coincide en el centro de masas del satélite entonces se produce un torque, entonces para efectos de diseño se asume un centro de presiones en el cual convergen todas las fuerzas debidas a la presión solar, la distancia entre ambos representa el brazo a través del cual actúan las fuerzas resultantes.

Adicionalmente se debe tomar en cuenta la reflectividad de las superficies (q), que se representa en la ecuación con un valor adimensional comprendido entre 0 (superficies netamente absorbentes) y 1 (superficies netamente reflectivas), el cual siempre es conocido (previamente cuantificado), entonces:

$$\vec{T}_s = P_s A_N L (1 + q)$$

Donde:

T_s = torque solar;

A_N = área normal al vector de luz solar;

L = distancia entre el centro de presiones y el centro de masas del satélite;

q = factor de reflectividad

2.2.4.4 PRESIÓN POR ALBEDO

Las fuerzas y torques incidentes en los satélites se deben al albedo proveniente de la superficie terrestre y las nubes. Las perturbaciones que producen los mayores torques son aquellas que provienen de fuentes externas.

El satélite es un complejo sistema compuesto por diferentes elementos que permiten llevar a cabo de manera exitosa su misión, de forma análoga al cuerpo humano, cuenta con “órganos” denominados sensores que le permiten “sentir” su entorno de tal manera que pueda corregir cualquier parámetro si así lo requiere. En las líneas próximas se describen los sensores característicos de una plataforma satelital.

3.1 SENSOR ANALÓGICO DE SOL

Es un dispositivo diseñado para proveer información relacionada con la orientación del satélite respecto al sol. El principio de funcionamiento consiste en una fotocelda estimulada por los rayos de luz solar, donde varía el área de cobertura dependiendo de posición del satélite.

3.2 SENSOR DIGITAL DE SOL

Cumple la misma función que el sensor analógico de sol, varía en el principio de funcionamiento del dispositivo, el cual consiste en una placa con arreglos de fotoceldas donde se convierten los el estímulo en un pulso.

3.3 SENSOR INFRARROJO DE TIERRA

Este sensor es crítico, se utiliza para cuantificar la posición del satélite respecto a la Tierra. Se basa en la percepción de la energía infrarroja emanada por la Tierra y solo provee información sobre dos de los tres ejes del satélite.

3.4 SENSOR DE ESTRELLAS

Es el sensor de orientación con mayor precisión de la actualidad, funciona bajo principios ópticos.

3.5 GIROSCOPIO

A diferencia de otros sensores éste sólo puede cuantificar tasas de giros, es decir, configuración de orientación pero sólo para un instante determinado, es por ello que debe utilizarse con otro sensor, adicionalmente provee información de los tres ejes.

4. ACTUADORES

4.1 ACTUADORES POR EXPULSIÓN DE MASA

El actuador de expulsión de masa en el satélite es el sistema de propulsión, el cual tiene por función aplicar fuerza y torque actuando sobre el cuerpo del satélite, esto se traduce en cambios de traslación y velocidad angular.

Independientemente del tipo de misión, siempre se comprometerá la nave espacial al sistema de propulsión, ya sea puesta en órbita, o necesitando maniobras para estar en el lugar correcto u órbita correcta, para ello es necesario un sistema de propulsión pequeño, y en muchos casos más de uno inclusive, a nuestros días existen una gran cantidad de desarrollos en esta área sin embargo el más utilizado es el sistema de propulsión por expulsión de propelentes químicos a través de una tobera. Las primeras relaciones básicas, llamadas ecuaciones de cohete fueron establecidas por primera vez en 1903 por Konstantin

Tsiolkovsky y describen los principios básicos del cohete a propulsión.

$$F = \dot{m} \cdot V_e + A_e \cdot (P_e - P_\infty)$$

Donde:

A_e = área de salida de la tobera

P_e = presión del gas en la salida de la boquilla

P_∞ = presión del ambiente

V_e = velocidad de escape del propelente

\dot{m} = tasa de flujo de masa propelente

Por tanto esta ecuación a nivel del mar (nm) sería:

$$F_{nm} = \dot{m} \cdot V_e + A_e \cdot (P_e - P_{nm})$$

A una altitud h puede ser expresada como:

$$F_h = F_{nm} + A_e \cdot (P_{nm} - P_h)$$

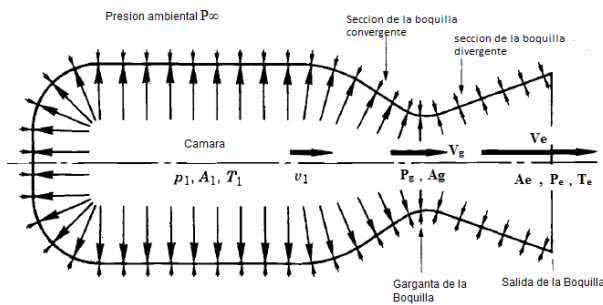


Figura 10. Visualización los parámetros en la ecuación de Tsiolkovsky

4.2 DISPOSITIVOS DE INTERCAMBIO DE MOMENTO

Los dispositivos de intercambio de momento permiten controlar, el cambio de distribución del momento dentro del satélite, sin alterar el momento total inercial del sistema, incluyendo el del dispositivo mismo. Los 2 tipos básicos de intercambiadores de momento son las ruedas de momento y las ruedas de reacción que se distinguen por el modo de operación.



Figura 10. Visualización de las ruedas de momento.

4.3 MAGNETO TORQUE

Los magneto torque también conocidos como barras de torque, son comúnmente utilizados en el sistema de control de orientación del satélite, ellos son manejados para generar un momento por un dipolo magnético controlable para diferentes aplicaciones, en general los magneto torque son utilizados pues son sustitutos de consumibles (como el propelente para los thrusters), pero con la desventaja de que entregan un torque bajo.

Por ejemplo con un dipolo de 100 Am^2 perpendicular al campo magnético de la Tierra a una altitud de 400 Km obtendremos un torque de $T_{mag} = 2.6 \times 10^{-3} \text{ Nm}$ ahora el mismo dipolo pero para una órbita geostacionaria obtendremos $T_{mag} = 1 \times 10^{-5} \text{ Nm}$.

5. CONCLUSIONES

Los satélites están constantemente sometidos a diversos tipos de perturbaciones que pueden interferir con el cumplimiento de su misión, es función de los sensores percibir el entorno de tal manera que mediante referencias los actuadores puedan realizar las correcciones respectivas. En este sentido es imperativo conocer las condiciones bajo las cuales se llevará a cabo la misión, principalmente altitud y tipo de órbita, de tal manera que se puedan seleccionar los sensores y actuadores adecuados.

Las perturbaciones poseen características particulares que inciden en el control de orientación satelital, ejemplo de ello los efectos del campo gravitacional de la Tierra, el cual disminuye a medida que incrementa la altitud de la órbita. Entonces, de acuerdo a la magnitud de la perturbación existen diversos tipos de actuadores, se deben seleccionar los más idóneos tomando en consideración su rango operacional.

REFERENCIAS

- [1] Brown, Charles, D (2002). "Elements of Spacecraft Design".
- [2] Peter F, John S, Graham S (2003) (3ra ed). "Spacecraft Systems Engineering".
- [3] Bruce A, Campbell and Samuel W (1996) "Spacecraft Systems Engineering". S.-F. Wu, C.J.H. Engelen, Q.-P. Chu. "Fuzzy logic based attitude control of the spacecraft X-38 along a nominal re-entry trajectory". Control Engineering Practice, vol. 9, no. 7, pp. 699-707, 2001