

EVOLUCION ORBITAL DE OBJETOS CON ALTA RELACION AREA/MASA EN ORBITAS ALTAS

BAUER ESPITIA, ELOY – SCHULZ, WALKIRIA

eloybauer@gmail.com

Facultad de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales – Universidad Nacional de Córdoba
Grupo de Dinámica Orbital – ODin, Departamento de Aeronáutica
Av. Vélez Sarsfield 1611
Córdoba – Argentina.

RESUMEN

El descubrimiento de una nueva población de objetos con altas relaciones de área/masa en órbitas cercanas al anillo geostacionario ha motivado recientes investigaciones que buscan comprender el comportamiento de los mismos frente a cierto tipo de perturbaciones, tales como la presión de radiación solar y el frenado aerodinámico. En base a una serie de criterios de selección, se confeccionó a partir del catálogo NORAD una lista de posibles candidatos de estudio. Posteriormente, haciendo uso de un propagador desarrollado en el Grupo de Dinámica Orbital de la FCEfyN-UNC que lleva en consideración las principales perturbaciones, fue posible estudiar el comportamiento y variación de los parámetros orbitales hasta el decaimiento y reingreso de esos objetos espaciales. Los resultados obtenidos exhiben el comportamiento dinámico de todos los parámetros orbitales y fueron corroborados con casos reales de tiempos de reingreso conocidos.

1.- INTRODUCCIÓN

Investigaciones recientes sobre la población de objetos artificiales que orbitan la Tierra revelaron una cantidad considerable de desechos espaciales en altitudes elevadas en el rango de dimensiones de 10 cm a 1 m [1]. El descubrimiento de estos objetos presentes entre la zona de órbitas intermedias y geostacionaria fue inesperado en una población donde, en principio, no hay progenitores potenciales. Los periodos orbitales de estos objetos son aproximadamente una revolución por día y sus excentricidades se distribuyen entre 0 y 0,6 (siendo en algunos casos superiores a esos valores). La característica más importante de esta nueva clase de desechos es que disponen de una relación área/masa tan alta que son varios órdenes de magnitud mayores que las

de la chatarra espacial "normal" previamente catalogada. A su vez esto apoya la hipótesis de que la nueva población corresponde a los restos generados en la zona de altitudes alrededor de los 20.000 km o cerca del anillo geostacionario y se encuentran en órbitas con excentricidades variables debidas a la perturbación de la presión de la radiación solar.

Este trabajo tiene como objetivo estudiar la dinámica de esos objetos con alta relación área-masa (*High Area-Mass Ratio* - HAMR) que no sólo están sujetos a la presión de la radiación solar (PRS), como también a la resistencia del aire en su posible paso a través de la atmósfera. En un primer paso, vamos a utilizar el modelo de la bola de cañón para la PRS y la Atmósfera Estándar Internacional 1976 para determinar la densidad de la atmósfera. Posteriormente estos resultados serán comparados con modelos más precisos como los de Scheeres [2, 3] y el efecto

del potencial gravitatorio terrestre no-homogéneo será incorporado.

2.- ECUACIONES DE MOVIMIENTO

Con base en un sistema de referencia centrado en la tierra, serán usadas las siguientes ecuaciones para describir el comportamiento dinámico de los objetos HAMR [4].

$$[a]_I = \frac{1}{m}[F]_I \quad (1)$$

$$[F]_I = [F]_G + [F]_{SRP} + [F]_D \quad (2)$$

En las cuales $[a]_I$ representa el vector aceleración, m la masa del objeto, $[F]_I$ el vector de fuerza resultante, $[F]_{GRAV}$ la fuerza gravitatoria principal, $[F]_{SRP}$ el vector de la fuerza resultante de presión de radiación solar y $[F]_{DRAG}$ el vector de resistencia aerodinámica. Véase la Figura 1.

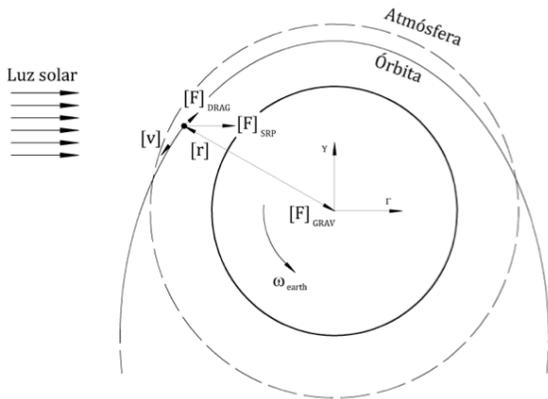


Figura 1 – Esquema vectorial de fuerzas sobre el objeto HAMR.

Adicionalmente:

$$[F]_G = m \nabla \frac{GM_\oplus}{r} \sum_{n=0}^{\infty} \sum_{m=0}^n \frac{R_\oplus^n}{r^n} P_{nm}(\sin \phi) \{C_{nm} \cos(m\lambda) + S_{nm} \sin(m\lambda)\} \quad (3)$$

Para describir el potencial gravitatorio terrestre usamos G para la constante de gravitación universal, M_\oplus para la masa terrestre y R_\oplus para el radio de la tierra. r es la magnitud de la

distancia entre el satélite y el centro de la tierra, P_{nm} son los Polinomios Asociados de Legendre de grado n y orden m , mientras que C_{nm} y S_{nm} conforman los coeficientes que describen la dependencia relacionada con la distribución de masa terrestre. La latitud geocéntrica es ϕ y la longitud es λ .

$$[F]_{SRP} = \frac{A(1 + \rho_s)P_\odot}{d^2} \hat{d} \quad (4)$$

El modelo de presión de radiación solar considera A al área transversal al flujo de luz solar, ρ_s la reflectividad, P_\odot el coeficiente de presión de radiación solar, el cual es constante y $[d]$ el vector Sol-satélite.

$$[F]_D = -\frac{1}{2} \rho C_D A v_r^2 \hat{e}_v \quad (5)$$

Mientras que para la Resistencia aerodinámica ρ es la densidad atmosférica, el coeficiente de resistencia, C_D , es una cantidad adimensional que describe la interacción entre la atmósfera y la forma del satélite, v_r es la velocidad del vehículo relativa al aire y \hat{e}_v define la dirección del vector velocidad relativa.

3.- OBJETOS CON HAMR

Con el objetivo de simular la evolución de los objetos con HAMR fueron seleccionados algunos casos especiales. Las condiciones iniciales para los casos de prueba, dadas en terminus de los elementos Keplerianos, son provistas en la Tabla 1.

Tabla 1 – Elementos orbitales Keplerianos iniciales para los objetos HAMR

Número NORAD	a [km]	e	i [°]	Ω [°]	ω [°]	θ [°]
29343	10899,69	0,38	66,19	29,83	291,47	68,53
29602	9417,10	0,31	39,88	159,33	96,16	263,81

Los elementos Keplerianos iniciales anteriores fueron obtenidos de los *Two Line Elements (TLE)* correspondientes, así como otros parámetros importantes para el cálculo como lo es el coeficiente balístico B^* . Este parámetro es obtenido directamente del *TLE* del objeto, siendo necesario realizar una serie de manipulaciones para su posterior uso dentro del programa.

Por definición, sabemos que el B^* se puede expresar como:

$$B^* = 12 \rho_0 C_D A/M R_E - 1 \quad (6)$$

Siendo ρ_0 la densidad atmosférica en el perigeo de la órbita, C_D el coeficiente de resistencia aerodinámica, A/M la relación área-masa del objeto y R_E el radio terrestre.

Para obtener el valor del parámetro A/M , necesario en la formulación de la PRS, se usó el valor de B^* y se adoptó un valor medio de C_D en función de la altitud [5].

4.- RESULTADOS

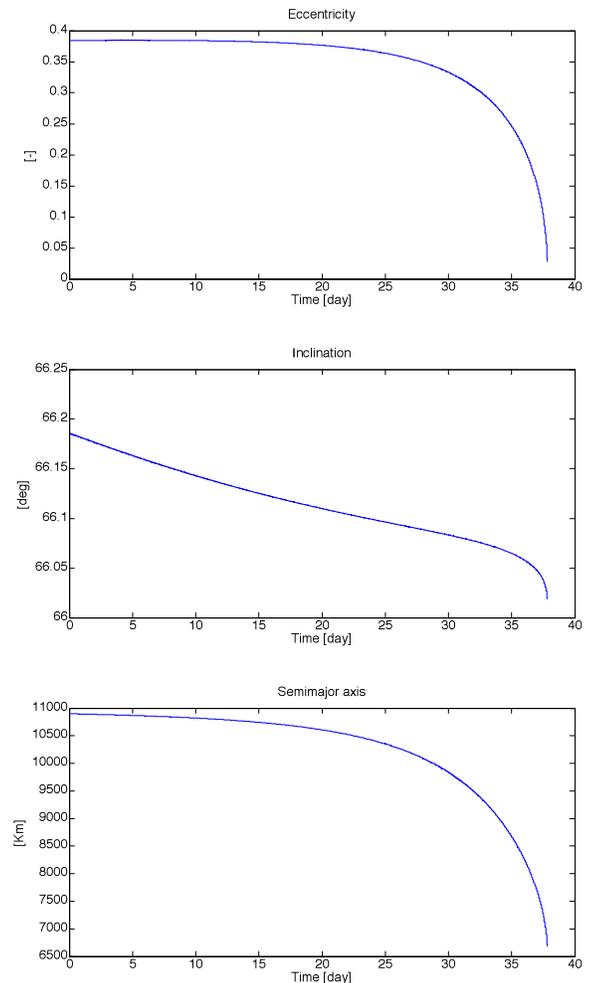
Fueron simuladas la evolución orbital de dos objetos espaciales identificados por los números NORAD 29343 y 29602.

Haciendo uso de las condiciones iniciales del objeto seleccionado de la Tabla 1 más el conjunto de parámetros adicionales como el coeficiente de reflectividad especular ($\rho_s = 0,88$) y el coeficiente de resistencia aerodinámica ($C_D = 1,8$), se realizó la propagación orbital del objeto 29343 a partir de 4 de Septiembre del 2010, a las 8:32:0.015 TU. El coeficiente de reflectividad especular y el coeficiente de resistencia media aerodinámica han sido adoptados luego de realizar una serie de simulaciones con distintos valores de prueba.

Los resultados obtenidos se encuentran en la Figura 2, en la cual se puede apreciar la variación de los elementos orbitales hasta el momento del reingreso. Puede observarse un comportamiento secular con pequeñas variaciones de largo periodo en las variables: argumento del perigeo ω , inclinación i y

ascensión recta del nodo ascendente Ω , mientras que el semi-eje mayor a y la excentricidad e se comportan de manera similar, viéndose afectadas con mayor intensidad a medida que el objeto va acercándose más a la superficie terrestre.

En la Figura 2 es posible observar que el nodo ascendente rota en sentido prógrado con una velocidad de variación $d\Omega/dt = 0,00016506$ [rev/día], mientras que el argumento del perigeo posee una variación casi-lineal en sentido retrógrado al movimiento del objeto con una velocidad $d\omega/dt \cong -0,00097683$ [rev/día], exceptuando los últimos 5 días, donde se puede apreciar la aparición de una componente perturbadora de corto periodo con carácter divergente. Se observa además que la inclinación orbital decrece con una velocidad $di/dt = 0,000054419$ [rev/día].



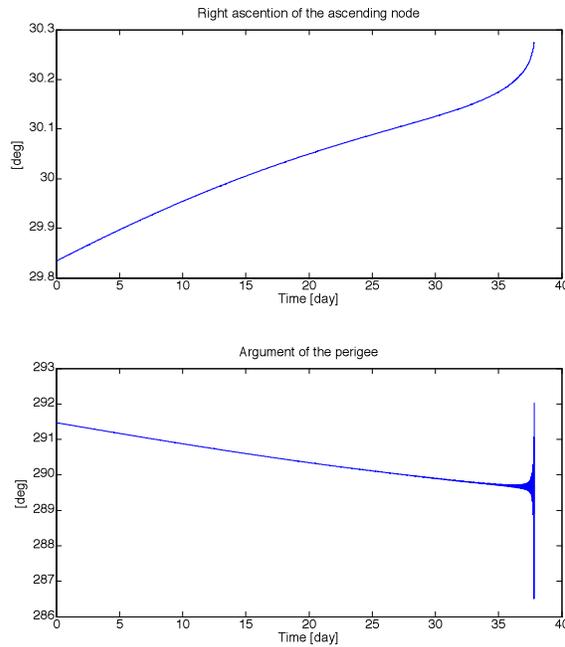


Figura 2 – Elementos orbitales del HAMR 29343 bajo PSR y frenado aerodinámico.

Otro resultado significativo que puede ser visto en la Figura 2 es que el objeto reingresa luego de 30,84 días a partir de la fecha inicial, lo cual significa que esto ocurre alrededor del 12 de Octubre del 2010.

Para el segundo objeto se realizó una propagación de su órbita en función de los parámetros iniciales de la Tabla 1 en conjunto con los valores de coeficiente de reflectividad especular y coeficiente medio de resistencia aerodinámica $\rho_s = 0,21$ y $C_D = 1,8$ respectivamente. La información provista por el TLE permite establecer la fecha de inicialización para el objeto 29602 el 26 de Septiembre del 2010 a las 23:03:0.495 TU.

Los resultados obtenidos para el objeto 29602 se encuentran en la Figura 3, en la cual se puede apreciar la variación de los elementos orbitales hasta el momento del reingreso. Puede observarse un comportamiento secular con componentes de largo periodo en las variables argumento del perigeo y ascensión recta del nodo ascendente, mientras que el semi-eje mayor, la excentricidad y la inclinación se comportan de manera monótonamente decreciente similares entre sí, viéndose afectadas con mayor

intensidad a medida que el objeto va acercándose más a la superficie terrestre.

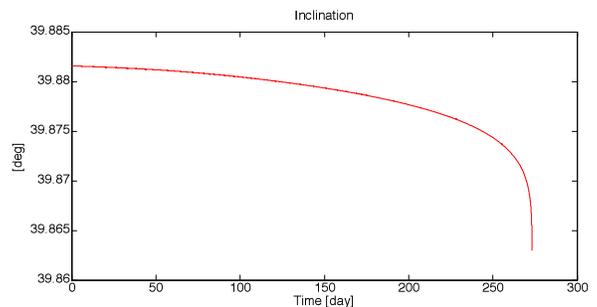
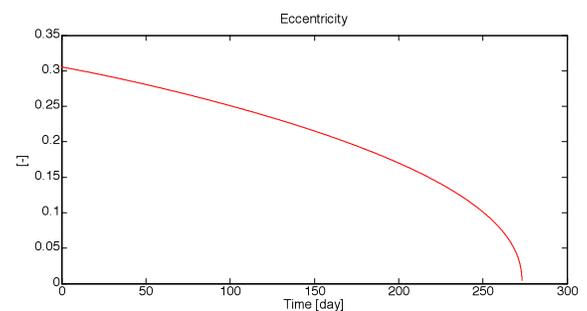
En la Figura 3 se puede observar que el nodo ascendente rota en sentido prógrado al movimiento del objeto con HAMR, mientras que el argumento del perigeo posee una variación suave, exceptuando los últimos 20 días, donde es posible apreciar la aparición de una componente perturbadora de corto periodo con carácter divergente. Se observa además que la inclinación orbital decrece con una tasa aproximadamente constante hasta días antes del reingreso en donde aumenta notablemente su velocidad de decaimiento.

En la Figura 3 es posible observar que el objeto reingresa luego de 273,2 días a partir de la fecha inicial, lo cual significa que esto ocurre alrededor del 27 de Junio del 2011.

La Tabla 2 suministra la información relativa a las fechas de reingreso.

Tabla 2 – Fecha de reingreso real y simulada para los objetos con HAMR estudiados.

Número NORAD	Fecha de reingreso real	Fecha de reingreso de la simulación
29343	10 de Octubre del 2010	12 de Octubre del 2010
29602	21 de Junio del 2011	27 de Junio del 2011



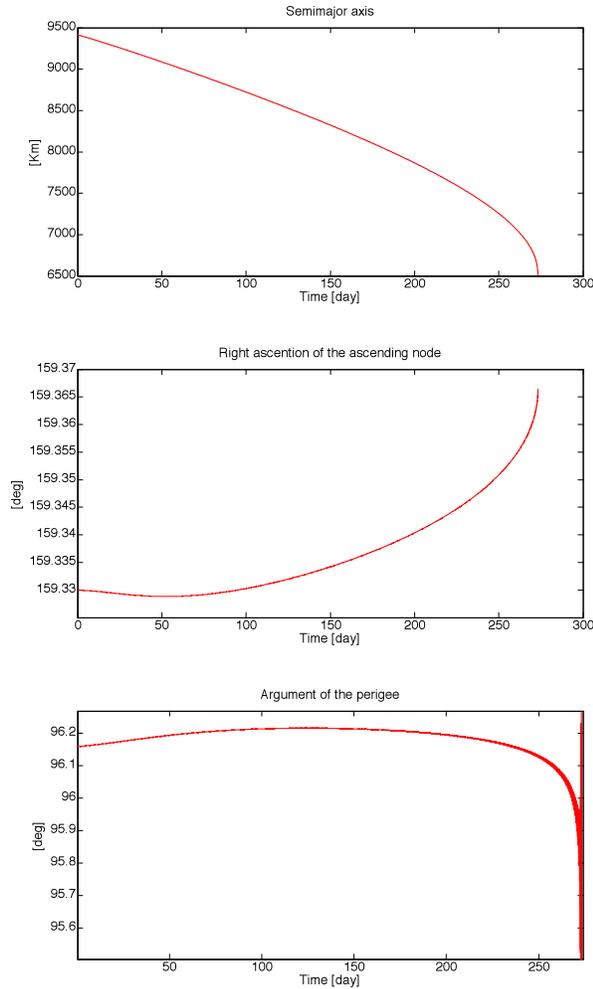


Figura 3 – Elementos orbitales del HAMR 29602 bajo PSR y frenado aerodinámico

CONCLUSIONES

De los resultados obtenidos para los dos casos anteriores es posible remarcar que todos los elementos Keplerianos se comportan a grandes rasgos en forma similar. En lo que respecta al nodo ascendente, se observó claramente un comportamiento prógrado en ambos casos con tasas de variación del orden de 10^{-4} – 10^{-6} [rev/día].

Respecto al argumento del perigeo es posible notar que tiene una variación retrógrada y que en los días previos al reingreso aparece una componente de carácter divergente, la cual se puede interpretar como un efecto originado por la interacción del objeto HAMR con la

atmósfera terrestre.

En lo referente al comportamiento de la excentricidad cabe destacar que el decaimiento que se observa en la misma es producto del efecto del frenado aerodinámico que sufre el objeto HAMR al atravesar la atmósfera terrestre, el cual se puede interpretar como una circularización de la órbita inicial. Por otro lado la variación que se observa en la inclinación orbital viene ocasionada por la fuerza de presión de radiación solar que experimenta el HAMR alrededor de toda su órbita, debido a que esta es la única fuerza que actúa sobre el objeto que posee componentes fuera del plano orbital.

Por último es importante destacar que para el objeto 29343 la fecha de reingreso real fue el 10 de Octubre del 2010, mientras que el objeto 29602 reingresó a la tierra el 21 de Junio del 2011. Comparando las fechas de reingreso obtenidas mediante la simulación con las fechas de reingreso reales se puede observar que las mismas solo se diferencian en 2 días y 6 días respectivamente, dentro de simulaciones de aproximadamente 30 días en el primer caso y alrededor de 9 meses en el segundo. Las diferencias entre las fechas obtenidas pueden deberse al hecho de considerar modelos de fuerzas simplificados para los efectos experimentados, a no considerar la totalidad de las perturbaciones a las cuales se ve sometido el HAMR, así como también al uso de valores promedios de las variables iniciales en cada caso.

Para futuras investigaciones se espera obtener mejores resultados teniendo en cuenta los efectos del potencial terrestre no homogéneo. También se espera que la realización de simulaciones de trayectorias de reingreso de una gran variedad de objetos HAMR nos puede llevar a una expresión analítica para la definición de parámetros aerodinámicos tales como el coeficiente de arrastre y el coeficiente de reflexión especular.

REFERENCIAS

- [1] SCHILDKNECHT T. *et al* (2008). **Properties of the high area-to-mass ratio space**

debris population at high altitudes. *Advances in Space Research Vol. 41.*

[2] SCHEERES D. (2007). **The dynamical evolution of uniformly rotating asteroids subject to YORP.** *Icarus Vol. 188.*

[3] SCHEERES D. *et al* (2011). **The dynamics of high area-to-mass ratio objects in Earth orbit: the effect of solar radiation pressure.** *AAS 11-178.*

[4] MONTENBRUCK O., GILL E. (2011). **Satellite Orbits. Models, Methods and applications.** Berlin: Springer.

[5] KING-HELE, D. (1987). **Satellite Orbits in an Atmosphere: Theory and Applications.** Glasgow: Blakie.