

# Influencia de la excentricidad orbital y coeficiente balístico en la predicción de la fecha de reingreso de chatarra espacial

Guillermo M. Cid<sup>1,2</sup> y Walkiria Schulz<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Departamento de Aeronáutica, Facultad de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales, Universidad Nacional de Córdoba, Argentina

<sup>2</sup>Fábrica Argentina de Aviones "Brig. San Martín" S.A. - FAdESA, Córdoba, Argentina

Fecha de recepción del manuscrito: 18/09/2015

Fecha de aceptación del manuscrito: 11/11/2015

Fecha de publicación: 15/03/2016

**Resumen**—Los datos orbitales de los más de 40 mil objetos con dimensiones superiores a 10 cm que orbitan u orbitaron la Tierra en algún momento pueden ser obtenidos de un catalogo con formato *Two Line Elements* (TLE), disponible bajo solicitud a la Fuerza Aérea de los Estados Unidos, en el sitio web: [www.space-track.org](http://www.space-track.org). A partir de estos datos se realiza en el Departamento de Aeronáutica de la FCEFYN-UNC una propagación orbital utilizando el código MonitOR que considera la acción de la fricción atmosférica sobre estos objetos. Como resultado de estas simulaciones se publican semanalmente pronósticos de fecha de reingreso de chatarra espacial en la página del departamento. Todos los TLE son generados por el Departamento de Defensa de los Estados Unidos (DoD), pero no siempre son suficientemente actualizados. De hecho, mucha de la incertidumbre encontrada en ese tipo de previsión es consecuencia de problemas en los datos orbitales. Este trabajo tiene como objetivo evaluar la influencia de parámetros como la excentricidad orbital y el coeficiente balístico que figuran en los TLE sobre la imprecisión de los pronósticos.

**Palabras clave**— Dinámica orbital, chatarra espacial, reingreso atmosférico.

**Abstract**—The orbital data of more than 40,000 objects with dimensions greater than 10 cm that orbit or orbited the Earth at some point can be obtained from a catalog with TLE (Two Line Elements) format, available under request to the US Air Force, on the website: [www.space-track.org](http://www.space-track.org). Starting with these data, orbital propagations are taken in the Department of Aeronautics (FCEFYN-UNC) using the MonitOR code that considers the action of the atmospheric drag over these objects. As a result of these simulations, reentry date of space debris forecasts are published at the department website weekly. All TLE are generated by the United States Department of Defense (DoD), but are not always those are sufficiently up to date. In fact, much of the uncertainty found in this type of forecast is a result of problems in the orbital data. This study aims to evaluate the influence of parameters such as orbital eccentricity and ballistic coefficient listed in the TLE about the inaccuracy of forecasts.

**Keywords**— Orbital dynamics, space debris, atmospheric reentry.

## INTRODUCCIÓN

El 4 de Octubre de 1957, la por entonces Unión Soviética, daba el puntapié inicial a la carrera espacial, colocando en órbita el primer satélite artificial de la Humanidad. El *Sputnik I*, así llamado por sus creadores, consistía básicamente en una esfera de aluminio de 58 cm de diámetro que sobrevolaba la Tierra en una órbita elíptica, con apogeo a una altitud de 938 km y perigeo de escasos 214 km. Esta órbita inicial, resultado de lo mejor que se podía obtener con los cohetes construidos en esos años pioneros, alcanzó para mantener al pequeño satélite girando en torno a la Tierra por 92 días antes de desintegrarse y quemarse totalmente por efecto de la fricción con el aire en las capas más densas de la atmósfera.

Para 1973, apenas 16 años más tarde, los Estados Unidos de América conseguían colocar en órbita el primer laboratorio espacial para realizar experimentos en un ambiente de microgravedad. Con un peso de 75 toneladas, el *Skylab* circunvolaba la Tierra en 93 minutos en una órbita casi circular, con altitudes de apogeo de 437 km y de perigeo de 422 km. Este ingenio pudo ser mantenido en órbita con ayuda de correcciones periódicas de altitud durante seis años hasta que finalmente terminó por caer y quemarse al final de su vida útil.

A diferencia de lo sucedido con el *Sputnik I*, pedazos de considerable tamaño de la estación espacial *Skylab* alcanzaron la superficie terrestre luego de atravesar la atmósfera inferior, impactando parte de sus restos sobre el Océano Pacífico y parte sobre territorio australiano en una zona afortunadamente deshabitada.

Si bien ya se sabía que objetos de gran tamaño y masa lanzados al espacio no alcanzaban a desintegrarse totalmente en su caída a gran velocidad a través de las capas inferiores de la atmósfera, nunca hasta entonces se había tenido real noción del peligro que implicaba el

Dirección de contacto:

G. Cid y/o W. Schulz, Avenida Vélez Sarsfield 1611 Ciudad Universitaria, X5016 CGA. Tel: 5353800 interno 29605, [wschulz@unc.edu.ar](mailto:wschulz@unc.edu.ar)

impacto de objetos de estas características en zonas densamente pobladas.

Teniendo en cuenta que aproximadamente el 75% de la superficie terrestre está cubierta por océanos, la probabilidad de que restos de “chatarra espacial” puedan precipitarse sobre centros urbanos provocando daños y pérdida de vidas humanas es remota, pero no imposible, particularmente cuando se trata de la caída no controlada de objetos de gran masa. Esta circunstancia justifica la necesidad de conocer y predecir la zona y fecha probable de impacto de un bólido que atraviesa las capas densas de la atmósfera a fin de prevenir sus posibles consecuencias.

La Asamblea General de las Naciones Unidas creó la Comisión sobre la Utilización del Espacio Ultraterrestre con Fines Pacíficos (*United Nations Committee on the Peaceful Uses of Outer Space - UNCOPUOS*) en el año 1959 (Schulz, 2009). Esta Comisión recomienda que los países responsables de satélites hagan acompañamiento y pronóstico de los reingresos, pues tiene, entre sus responsabilidades, garantizar que los países cuyos territorios puedan ser afectados por fragmentos de vehículos que reingresan a la atmósfera obtengan información completa al respecto. Se considera importante la confección de informes periódicos con estimaciones de ventanas de tiempo a lo largo de la aproximación del evento, así como del área geográfica de impacto de la lluvia de fragmentos. La evaluación del riesgo con indicación de la inclusión/exclusión de concentraciones poblacionales también debe estar disponible para las autoridades internacionales que regulan la navegación aérea y marítima.

Consciente de esta problemática, el Grupo de Dinámica Orbital (ODin) del Departamento de Aeronáutica desarrolló el código MonitOR (Monitoreo de Objetos en Reingreso) para determinar fechas probables de reingreso de cualquier tipo de objeto espacial no controlado. Las simulaciones son realizadas semanalmente y proveen predicciones para los siete días siguientes que son publicadas en la página web del departamento ([www.dep.aeronautica.efn.uncor.edu](http://www.dep.aeronautica.efn.uncor.edu)). El intervalo de validez de los pronósticos fue elegido considerándose que los efectos físicos dominantes deben presentarse en propagaciones de cuatro a ocho días. Expansiones más largas pueden introducir errores numéricos altos (Vallado y Finkleman, 2014). En el presente trabajo se buscó evaluar la precisión de los pronósticos en un periodo de aproximadamente un año (junio de 2013 a agosto de 2014) e investigar el efecto aislado (siempre que fuera posible) de determinados parámetros sobre los resultados.

## MATERIALES Y MÉTODOS

En el caso de reingresos naturales (no-controlados), la evolución orbital de un objeto puede solamente ser supervisada, con ninguna o con limitada posibilidad de controlar el riesgo. Basándose en datos orbitales solicitados a la Fuerza Aérea de los Estados Unidos, en el histórico de determinación orbital y en consideraciones para la dinámica de movimiento, la ventana de tiempo para el reingreso de un satélite suele ser prevista con un error típico de 20% del tiempo de vida orbital restante. De la misma forma, es necesario considerar las condiciones atmosféricas, las características del vehículo y de su órbita a lo largo de toda la propagación orbital.

La localización de un objeto espacial puede ser definida por un conjunto de elementos orbitales que contengan información para un momento y estado determinado y pueden ser utilizados para realizar previsiones de estados futuros. Un conjunto de elementos orbitales disponible y ampliamente utilizado es conocido como *Two-Line Elements* (TLE) y consiste en dos líneas, con 69 caracteres cada una, con los datos que se pueden utilizar junto a un modelo orbital, para determinar la posición y la velocidad del satélite asociado.

En aerodinámica, cada objeto tiene un coeficiente balístico,  $B$ , que es el producto de su coeficiente de resistencia aerodinámica,  $C_D$ , y su área seccionada transversalmente,  $A$ , dividido por su masa,  $m$  (Regan y Anandkrishnan, 1993). El coeficiente balístico representa cómo un objeto es susceptible a la fricción atmosférica. El parámetro que se puede encontrar en los TLE es un valor ajustado de  $B$  usando un valor de referencia de la densidad atmosférica definido por *Space-Track*.

El código MonitOR contiene un modelo matemático del decaimiento orbital que afecta los objetos espaciales cuando su trayectoria se ve influenciada por la resistencia aerodinámica que ofrece el aire en las distintas capas de la atmósfera terrestre. King-Hele (1987) expresa mediante las Ecuaciones Planetarias de Lagrange las variaciones que sufren parámetros orbitales como el semi-eje mayor,  $a$ , y la excentricidad,  $e$ , y las resuelve usando expansiones en series basadas en funciones de Bessel.

Las integrales contenidas en las Ecuaciones Planetarias de Lagrange son resueltas de acuerdo a diferentes rangos de excentricidad: i) órbitas casi-circulares  $0 < e < 0,02$ ; ii) excéntricas  $0,02 < e < 0,2$ ; iii) muy excéntricas  $e > 0,2$ . Además algunas simplificaciones son consideradas como hipótesis de estudio: la atmósfera es esférica, simétrica y rota con velocidad angular constante; la densidad del aire no varía con el tiempo (esta hipótesis es la debilidad práctica principal de la teoría, pero no afecta las ecuaciones que son independientes del tiempo); la densidad del aire varía exponencialmente con la altura; se considera solamente la componente tangencial a la órbita de la resistencia aerodinámica; una órbita que no presenta perturbaciones es una elipse perfecta; durante una revolución, la acción de la resistencia aerodinámica cambia la órbita pero solo en una pequeña cantidad cuyo cuadrado puede ser no tenido en cuenta; las perturbaciones debido al Sol y la Luna son también ignoradas.

## Aplicaciones de la Teoría

El modelo matemático utilizado en MonitOR se aplica a satélites, etapas de cohetes y componentes menores de objetos espaciales (definidos como chatarra espacial) que se encuentran en órbita de forma no controlada. En general esos objetos giran alrededor de un eje principal, y la mayoría de ellos tiene forma cilíndrica (en particular las etapas de cohetes) o casi-esférica. Así la idea de un coeficiente de resistencia aerodinámica constante similar al de una esfera puede ser ampliamente utilizada en la amplia mayoría de los casos. Sin embargo, se debe tener especial atención con los objetos que tienen forma de disco u otras más complejas que el área enfrentada al flujo no se asemeje a un círculo, pues en esos casos la variabilidad del coeficiente de resistencia no los hacen buenos candidatos al tratamiento de esta teoría (King-Hele, 1987).

Satélites en operación corresponden a aproximadamente 2% de los objetos en órbita y están sujetos a control de actitud. Esos vehículos espaciales no se adecuan a la teoría presentada en este trabajo si las maniobras de actitud alteran la órbita o si la variación de la actitud promueve un cambio sistemático del área enfrentada al flujo atmosférico, como por ejemplo un satélite que debe siempre apuntar al Sol en una órbita circular. Las excepciones a la teoría son obvias y pueden ser fácilmente identificadas y filtradas.

Finalmente debe ser enfatizado que la teoría no requiere valores exactos de coeficiente de resistencia aerodinámica. La suposición más significativa que se hace aquí es que el producto entre el coeficiente de resistencia  $C_D$  y la sección del área del objeto  $A$  que se enfrenta al flujo se mantiene constante en la región orbital cercana al perigeo con el pasar del tiempo. Como la altitud del perigeo varía muy poco en la medida que se acerca el final de vida, esta suposición generalmente es válida para satélites sin control.

Esta teoría fue utilizada para la estimación de millares de “finales de vida” para generar *RAE Table of satellites* (Walker y King-Hele, 1986) y muy pocos se mostraron erróneos por este motivo.

**Resistencia Aerodinámica**

Existen dos operaciones fundamentales que están involucradas en el cálculo de la resistencia aerodinámica: la determinación de la densidad atmosférica y la iteración de la superficie del satélite con la atmósfera. La mayor parte de la bibliografía al respecto tiende a considerar la primera, sin embargo la segunda es igualmente importante en las consideraciones sobre los efectos de la densidad atmosférica en la dinámica orbital. No obstante su importancia fundamental, los datos disponibles para los miles de objetos fuera de servicio que orbitan a la Tierra (fragmentos de satélites, últimas etapas de cohetes, herramientas de astronautas, etc.) son extremadamente escasos. En el caso de los TLE el único parámetro que representa las características del objeto que influyen en su iteración con el medio es el coeficiente balístico y este es estimado por observaciones sucesivas hechas por observadores en la superficie de la Tierra. Por ende estas estimaciones responden a la visión parcial de los observatorios y conllevan un alta imprecisión.

La ecuación fundamental para el cálculo de la aceleración debida a la resistencia aerodinámica es (Vinh, 1981):

$$\vec{a}_{drag} = -\frac{1}{2} \rho \frac{C_D A}{m} v_{rel}^2 \frac{\vec{v}_{rel}}{|\vec{v}_{rel}|} \tag{1}$$

Donde  $\vec{a}_{drag}$  es el vector aceleración (en este caso desaceleración) promovido por el movimiento del objeto en la atmósfera que al ser un fluido impone resistencia,  $\rho$  es la densidad del aire,  $C_D$  es el coeficiente de resistencia aerodinámica que depende de la forma y de la actitud (orientación) del objeto en relación al flujo,  $A$  un área de referencia definida por un plano de simetría,  $m$  la masa del satélite y  $\vec{v}_{rel}$  el vector velocidad relativa entre el vehículo y el medio (la atmósfera).

La ec. (1) es válida solamente cuando la dimensión del objeto es mucho más grande que el camino libre medio entre colisiones entre partículas del gas o cuando la duración de la interacción entre atmósfera y satélite es

mucho más grande que el tiempo entre las colisiones entre partículas. Debe haber tiempo suficiente para la ocurrencia de colisiones entre las partículas del gas para equilibrar las consecuencias de la interacción. La relación de dependencia entre la fuerza de fricción y el área, velocidad y densidad no es necesariamente tan directa en la fase más rarefacta del régimen orbital. El coeficiente de resistencia  $C_D$  relaciona las fuerzas inerciales a la presión dinámica sobre el área enfrentada al flujo. Las densidad, velocidad y área transversal al movimiento son variables del problema que normalizan las fuerzas para que  $C_D$  sea no dimensional. Este razonamiento es suficiente siempre y cuando la densidad y la velocidad no varíen considerablemente a lo largo de la órbita. Si la resistencia aerodinámica se mide con la presión dinámica,  $C_D$  debe ser constante para una dada orientación del satélite. Las ecuaciones de movimiento pueden ser integradas como si la fuerza de fricción dependiera solamente del cuadrado de la velocidad instantánea y con una densidad que varía a lo largo de la trayectoria. Sin embargo esta consideración no necesariamente funciona en situaciones de desequilibrio inestacionario. Esta aproximación es válida para flujos continuos con hipervelocidad.

La masa del satélite  $m$  debería ser el parámetro más fácil de definir pero en el caso de la chatarra espacial, así como el coeficiente de resistencia aerodinámica y el área frontal, esta información no está disponible. En general se utiliza directamente el coeficiente balístico  $B = C_D A / m$  como parámetro libre. El coeficiente balístico va a variar a lo largo de la trayectoria y algunas veces asumirá valores muy altos. Existen estudios que tratan de investigar la variabilidad de este parámetro, pero no desde la variabilidad del área transversal al movimiento y su efecto como factor combinado. Probablemente sea mejor no modelar este parámetro, ya que este incluye varios otros parámetros que varían en el tiempo y que esos sí deberían ser modelados separadamente (Vallado y Finkleman, 2014).

La velocidad relativa  $v_{rel}$  depende de la exactitud de la estimación realizada *a-priori* para la determinación orbital de los TLE. Debido a su alto valor, que además es cuadrático, este parámetro es muy importante en el cálculo de la aceleración, aunque no reciba demasiada atención en la literatura. Una suposición común es que la baja atmósfera rota con la Tierra, lo que permite la suma vectorial de los vectores velocidades. Los vientos del alta atmósfera pueden representar variaciones del orden de varias centenas de m/s, lo que conlleva a un gran efecto sobre la aceleración de la resistencia aerodinámica. Sin embargo, las características de los vientos son particularmente desconocidas, no hay modelos y no se pueden predecir.

El otro parámetro que influencia directamente la trayectoria de los objetos espaciales es la densidad de la atmósfera. En este trabajo se utiliza un modelo atmosférico para determinar la densidad en función de la altitud.

$$\rho = \rho_{ISA} \exp\left[-\frac{1}{h_p} \left(\frac{r}{r_p} - 1\right)\right] \tag{2}$$

Donde  $\rho_{ISA}$  es una densidad de referencia dada por el modelo atmosférico (*International Standard Atmosphere 76*),  $h_p$  es la altitud del perigeo,  $r_p$  es el radio del perigeo, siendo el término entre paréntesis conocido como factor de escala del modelo atmosférico,  $a$  es el semi-eje mayor y  $e$  la

excentricidad orbital. Además los subíndices 0 corresponden a valores de la órbita inmediatamente anterior (Matar, 2011). No obstante en distintas escalas la densidad puede variar también con la latitud, época del año, actividad solar, hora del día, etc.

### Ecuaciones Planetarias de Lagrange

Los cambios en los elementos orbitales de un satélite provocados por la acción de fuerzas externas (además de la fuerza gravitatoria) están representados en las ecuaciones planetarias de Lagrange por medio de la función perturbadora (King-Hele, 1987). En la práctica, las fuerzas perturbadoras, son normalmente pequeñas comparadas con la fuerza gravitatoria.

$$\frac{da}{dt} = \frac{2a^2}{\sqrt{mp}} [f_r e \sin q + f_t (1 + e \cos q)] \quad (3)$$

$$\frac{de}{dt} = \sqrt{\frac{p}{m}} [f_r \sin q + f_t (\cos q + \cos E)] \quad (4)$$

$$\frac{di}{dt} = \sqrt{\frac{1}{mp}} [rf_n \cos(w + q)] \quad (5)$$

$$\frac{dW}{dt} = \sqrt{\frac{1}{mp}} \frac{rf_n \sin(w + q)}{\sin i} \quad (6)$$

$$\frac{d\omega}{dt} = -\frac{dW}{dt} \cos i + \frac{1}{e} \sqrt{\frac{p}{m}} \left[ -f_r \cos q + f_t \left( 1 + \frac{r}{p} \right) \sin q \right] \quad (7)$$

Las ecs. (3) a (7) constituyen las ecuaciones planetarias de Lagrange que muestran los cambios en los elementos orbitales: semi-eje mayor  $a$ , excentricidad  $e$ , inclinación  $i$ , argumento del perigeo  $\omega$  y nodo ascendente  $\Omega$  en función de las componentes de las fuerzas aplicadas por unidad de masa en las direcciones radial  $f_r$ , transversal  $f_t$  y normal  $f_n$  y de demás parámetros orbitales, tales como *semi-latus rectum*  $p$ , constante gravitatoria terrestre  $\mu$ , anomalía verdadera  $\theta$  y anomalía excéntrica  $E$ .

## RESULTADOS Y DISCUSIONES

La incertidumbre del estado inicial es crítica en la determinación de los resultados del pasaje de un objeto por la atmósfera. Por este motivo los pronósticos son realizados considerando un período máximo de siete días de la fecha de las simulaciones para evitar la rápida degradación orbital debida a las fuerzas perturbadoras.

Se analiza a continuación el efecto que la excentricidad de la órbita y el coeficiente balístico de distintos tipos de objetos tales como satélites, etapas de lanzadores y/o fragmentos menores tienen para el cálculo del decaimiento orbital que se realiza utilizando el código MonitOR.

Para establecer un patrón que permita determinar la precisión de los pronósticos realizados en función de los parámetros citados (excentricidad y coeficiente balístico) se relevaron en primera instancia las fechas previstas para la caída de objetos en órbita entre los meses de junio de 2013 y agosto de 2014 y se las comparó con las fechas reales en las cuales se produjo el evento. La Tabla 1 contiene el listado de todos los objetos pronosticados en el periodo considerado.

A los fines prácticos se considera que todo objeto que alcanza los 100 km de altitud en su perigeo se encuentra técnicamente reingresado para esa fecha.

TABLA 1. Listado de objetos que reingresaron y fueron pronosticados entre junio de 2013 y agosto de 2014.

Tipo de objeto (cantidad)	Número NORAD
Satélite (7)	33456, 9911, 11671, 39575, 63, 39579, 37362, 39732
	34960, 34534, 27581, 37953, 38900, 34249, 35277, 4112, 38965, 38925, 34597, 18912, 37304, 38942, 39931, 34385, 34653, 33902, 3393, 39496, 38950, 17649, 29193, 33810, 34654, 25505, 26230, 35981, 5186, 12375, 28233, 25448, 35648, 37333, 31818, 34817, 30865, 37489, 29636, 39687, 21328, 39686, 17663, 34537, 37458, 34731, 35649, 38931, 34703, 12232, 37987, 34994, 34862, 38875, 22431, 35209, 38936, 27686, 31590, 36373, 39050, 34628, 36666, 34523, 35074, 35828, 30186, 39581, 33802, 38943, 36547, 28263, 34152, 19991, 31689, 30643, 38896, 30034, 39048, 38005, 39277, 33923, 38903, 30626, 34506, 38924, 34461, 38892, 29984, 31762, 38920, 38876, 17324, 30188, 39196, 29028, 38676, 33840, 38913, 38912, 34138, 38952, 10634, 19995, 33937, 33317, 34900, 35597, 35053, 19998, 25450, 34929, 38935, 9617, 38835, 39273, 39276
NanoSat (2)	39681, 39131
Etapas de lanzador (22)	37239, 40085, 7794, 28253, 39580, 11933, 39493, 33245, 21695, 26415, 37942, 25881, 29487, 10861, 39248, 26353, 39259, 20406, 39187, 37819, 39137, 38862
CubeSat (30)	39276, 39273, 38082, 39577, 39573, 39529, 39571, 39530, 39532, 39563, 39527, 39519, 39526, 39562, 39515, 39518, 39559, 39566, 39558, 39520, 39513, 39555, 39578, 39531, 39568, 39570, 39521, 39514, 39683, 38852, 38853, 39565

La dispersión que presenta el método utilizado por el código MonitOR para la predicción de la caída de objetos en órbita se muestra en la Fig. 1. Para cada uno de los objetos que figuraban en los pronósticos realizados en el periodo de estudio, se buscó la fecha real del reingreso (información que se hace disponible algunos días después del evento) para calcular la dispersión como la diferencia en días entre el pronóstico y el reingreso.

En la Fig. 2 se aprecia que el 29% del total de los objetos considerados alcanzó la altitud de reingreso en la fecha prevista, el 63% dentro de las 24 horas, el 81% lo hizo en una ventana de más o menos 48 horas en relación al pronóstico, el 95% del total de la chatarra lo hizo dentro de la semana y el 100% antes de cumplirse el mes.

En la Fig. 3 se observa la relación entre el valor de la excentricidad de la órbita de los objetos próximos a caer respecto a la cantidad de días registrados entre la fecha prevista inicialmente y la fecha real de ocurrido el evento. Puede notarse que el valor de la excentricidad no altera la precisión de las predicciones ya que la misma se cumple tanto para valores elevados como para órbitas prácticamente circulares. Lo que se evidencia del gráfico es que los pocos casos de órbitas excéntricas ( $e > 0,02$ ) presentaron muy buenos pronósticos. Además no hubo casos de órbitas muy excéntricas en el periodo, así que no

fue posible comprobar el método para el rango de excentricidades mayores a 0,2.

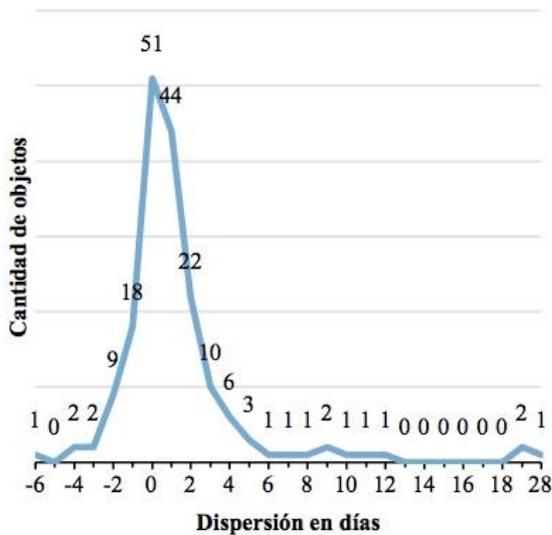


Fig. 1. Dispersión de los errores entre la fecha de reingreso pronosticada por MonitOR y la fecha real del evento. Eje de las abscisas: diferencia en días entre el pronostico y el reingreso. Eje de las ordenadas: cantidad de objetos que reingresaron con esta diferencia.

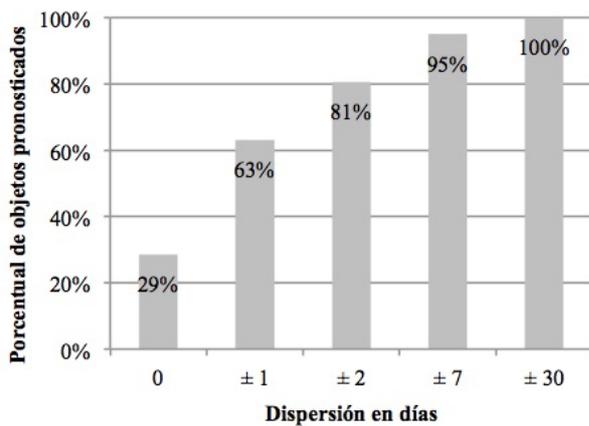


Fig. 2. Porcentaje de pronósticos cumplidos. Eje de las abscisas: diferencia en días entre el pronostico y el reingreso. Eje de las ordenadas: percentil de objetos que reingresaron con esta diferencia en relación a la totalidad de casos estudiados.

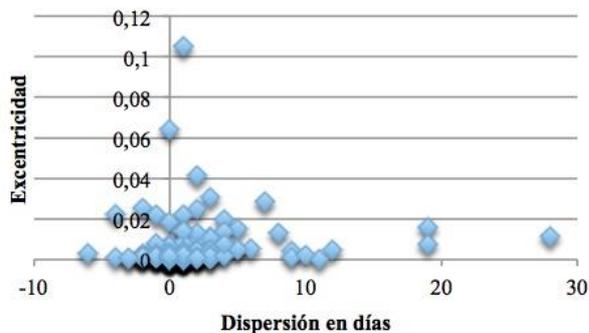


Fig. 3. Excentricidad orbital de los objetos de estudio en función de la dispersión entre las fechas de reingreso.

Finalmente la Fig. 4 muestra la relación entre el coeficiente balístico y la misma diferencia de días considerada en las figuras anteriores.

Resulta difícil establecer un patrón común que relacione ambos parámetros. Esto es debido a la variación de la resistencia aerodinámica, que se modifica en la medida que el objeto va cambiando su posición y ofreciendo un área transversal diferente durante su trayectoria orbital.

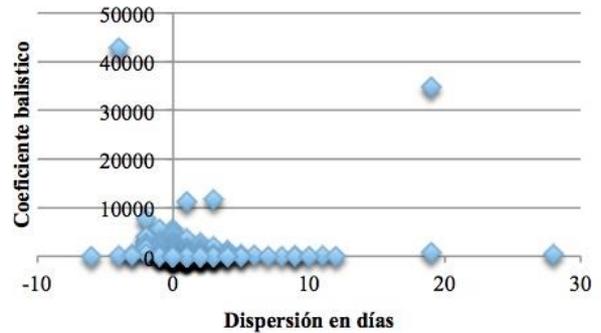


Fig. 4. Coeficiente balístico de los objetos de estudio en función de la dispersión entre las fechas de reingreso.

Un estudio más específico del 5% de los objetos que tuvieron una dispersión mayor a los 7 días fue realizado. De los nueve objetos, tres eran etapas de cohetes (números NORAD: 37819, 39248 y 39493), cinco eran pequeños fragmentos (27581, 31689, 35053, 36666, 39276) y había un satélite (37362).

Los casos más dispares fueron fragmentos de satélites: chino FENGYUN 1C (36666) con 28 días de error, y estadounidenses IRIDIUM 33 (35053) y FALCON 9 (39276) con 19 días de error cada uno. Los últimos TLE de los dos primeros casos fueron publicados más de un mes y medio antes del reingreso. La falta de actualización de los TLE aumenta la incertidumbre sobre la propagación orbital pues esta es directamente proporcional al periodo de tiempo simulado. El caso del fragmento 39276 es el único entre todos los estudiados que presentó un alto valor de coeficiente balístico (del orden de  $4 \times 10^4$ ) y una de las mayores excentricidades en el límite entre las órbitas casi-circulares y excéntricas ( $0,016 < e < 0,023$ ).

Geo-IK 2 (37362) era un satélite militar ruso, que fue lanzado desde Plesetsk el 1<sup>o</sup> de febrero de 2011 a las 14:00 TU. El satélite fue lanzado por un cohete Rokot/Breeze KM, sin embargo, el lanzamiento no tuvo éxito y el objeto fue colocado en una órbita más baja de lo previsto. Este satélite finalmente reingresó el 15 de julio de 2013, habiendo pasado más de tres años a la deriva en el espacio sujeto a los efectos aerodinámicos de la atmósfera. Por ser un vehículo espacial planeado para realizar maniobras de mantenimiento orbital es posible que cerca del reingreso la agencia espacial rusa haya realizado maniobras de forma a garantizar la desintegración del objeto en la atmósfera más densa. No hay información pública al respecto, pero maniobras orbitales podrían explicar la diferencia de nueve días entre la fecha del pronóstico y el reingreso.

Los fragmentos de satélites PSLV (27581) y FENGYUN 1C (31689), y la etapa de cohete MINOTAUR 4 (37819) presentaron dispersiones de 11, 9 y 8 días respectivamente. Evaluando el histórico de TLE de esos objetos se puede

observar que todos presentaron alta variabilidad del valor del coeficiente balístico, en algunos casos en el mismo día y por más de un orden de magnitud. La variabilidad del coeficiente balístico está relacionada a los métodos empíricos de estimación de este parámetro que es realizada por observaciones sucesivas del objeto por observatorios de la red mundial de monitoreo de chatarra espacial. Objetos que tienen baja rotación sobre un eje de inercia tienden a presentar distintas caras al flujo y a los observadores. Este efecto promueve una imprevisibilidad de la resistencia aerodinámica que actúa durante el pasaje por la atmósfera y consecuentemente errores en los pronósticos.

Las etapas de cohetes MINOTAUR 5 (39248) y SL-4 (39493), que presentaron errores en relación a las fechas de pronóstico de 12 y 10 días respectivamente, tienen la característica común de ser objetos de gran tamaño, por ende más propensos a efectos aerodinámicos tipo “rebote” (*skip glider*). Objetos de mayores dimensiones tienden a ser más afectados en su trayectoria de reingreso por las capas más altas de la atmósfera que promueven la influencia de otra fuerza aerodinámica: la sustentación. Generalmente esta fuerza está orientada en la dirección del vector posición y su efecto es el de alterar la trayectoria haciendo el objeto saltar como una piedra lanzada transversalmente en la superficie de un lago. Este efecto podría explicar la alta dispersión de esos objetos, que sin embargo solo sería posible confirmar si se obtuvieran los datos de actitud relacionados a la época de los TLE. A su vez MonitOR no considera la fuerza de sustentación, por ende no podría pronosticar su efecto.

## CONCLUSIONES

Del análisis efectuado se desprende que el algoritmo utilizado por el código MonitOR no se ve, en una primera instancia, afectado por los valores dispares de excentricidad de la órbita ni por el coeficiente balístico de los objetos al momento de precipitarse a tierra. Razón por la cual se le puede considerar como una herramienta confiable para la estimación de fechas de reingreso de chatarra espacial no obstante la imprecisión de los datos orbitales iniciales disponibles.

De forma resumida las mayores fuentes de errores presentes en el cálculo de la resistencia aerodinámica sobre objetos en trayectoria de reingreso atmosférico son: la dificultad para pronosticar parámetros solares para incluir en un modelo atmosférico que represente sus efectos sobre la densidad del aire; la inexistencia de datos sobre la actitud del objeto, por ende la imposibilidad de calcular la variación del área que se enfrenta al flujo durante la trayectoria; el uso de funciones “escalón” para los parámetros atmosféricos en lugar de interpolación; la no consideración de posibles efectos dinámicos sobre la actitud, iteración molecular con los materiales del satélite, etc.; limitaciones inherentes del modelo atmosférico; errores intrínsecos de los métodos de determinación orbital utilizados para generar los TLE. La sumatoria de todos esos factores conlleva a un error del orden del 20% en los pronósticos de reingresos atmosféricos. Este error es consistente con el orden de magnitud de los errores que encontramos en los resultados de las simulaciones con MonitOR.

## REFERENCIAS

1. King-Hele, D.G. (1987), *Satellite orbits in an atmosphere: theory and applications*, Bell & Bain.
2. Matar, J. P. (2011), “Decaimiento orbital de objetos en órbitas de gran excentricidad sometidos a la acción del frenado aerodinámico provocado por una atmósfera terrestre simétrica, esférica y rotando a una velocidad angular constante”, *Trabajo final de la carrera de Ingeniería Aeronáutica en la FCEFyN-UNC*.
3. Regan, F. J. y Anandakrishnan, S. M. (1993), *Dynamics of atmospheric re-entry*, Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
4. Schulz, W. (2009), “Dinámica de objetos artificiales alrededor de la Tierra”, en *Boletín de la Asociación Argentina de Astronomía (BAAA)*, 52: 347-356.
5. Vallado D. A. y Finkleman D. (2014), “A critical assessment of satellite drag and atmospheric density modeling”, *Acta Astronautica*, 95: 141-165.
6. Vinh, N. X. (1981), *Optimal trajectories in atmospheric flight*, Elsevier.
7. Walker, D.M.C. y King-Hele, D.G. (1986), Lifetime predictions for the RAE table of satellites”, *ESA SP-246*: 29-37.