

Introducción a las limitaciones actuales en la predicción de propagación de órbitas de satélites

DOI: 10.29236/sistemas.n174a7

Resumen

Con la constante expansión de constelaciones de satélites en órbita y la facilidad de adquisición de nanosatélites para empresas privadas, hay un constante incremento en la seguridad espacial. Habiendo miles de satélites, y otros objetos en órbita, sería de esperar que se haya establecido cierto proceso para predecir la posición y velocidad. No obstante, este proceso carece de la precisión debida. La predicción de la posición y velocidad de los satélites en órbita no es tan precisa como uno esperaría, lo que conlleva un gran riesgo para la operación y el éxito de las misiones. Esto es debido a que es clave tener un conocimiento certero de donde estará el satélite en un futuro para poder predecir posibles colisiones y crear maniobras de mitigación de riesgo de colisión. Este artículo explora brevemente las limitaciones de los modelos aerodinámicos que se usan actualmente para propagar y predecir la evolución de la órbita de un satélite.

Desde las limitaciones de los conocimientos en la forma de modelar la atmósfera hasta la incertidumbre inicial del estado del satélite para la simulación. El objetivo principal del artículo es ilustrar al lector de todo el rango de limitaciones actuales y posibles mejoras en los modelos para reducir el riesgo de colisiones entre satélites.

Palabras claves

Satélites, Modelo Aerodinámico, Atmósfera, Errores, Predicción

Luis Miguel Peña Arambarri

Introducción

Antes de profundizar en los aspectos técnicos del artículo, es fundamental introducir ciertos conceptos básicos para una comprensión más fácil. Se asume que el lector tiene conocimientos básicos de física. Uno de los aspectos esenciales es la descripción de la órbita de un sa-

télite, la cual puede representarse mediante las ecuaciones de movimiento derivadas de la segunda ley de Newton. En estas ecuaciones, se incluyen múltiples perturbaciones que contribuyen a la pérdida de altitud del satélite. La forma más limitada de expresar susodicha órbita es con la siguiente ecuación:

$$\frac{dr}{dt} = v$$

$$\frac{dv}{dt} = a = - \left(\frac{\mu}{r^3} \right) * r + a_{pert}$$

- r = Vector de posición del satélite (m).
- v = Vector de velocidad del satélite (m/s).
- a = Vector de aceleración total (m/s²).
- μ = Parámetro gravitacional del cuerpo central de la Tierra (km³/s²).
- a_{pert} = Aceleraciones perturbadoras

Como se ha explicado previamente, existe un término que tiene en cuenta las perturbaciones orbitales afuera de la fuerza gravitacional de la Tierra. Estas perturbaciones orbitales son un fenómeno complejo afectado por distintos factores, co-

mo fuerzas gravitacionales de otros cuerpos celestes, presión de radiación solar, condiciones atmosféricas y fuerzas aerodinámicas. La magnitud de estas perturbaciones depende de la altitud y los parámetros orbitales del satélite. Este artí-

culo se centra específicamente en las fuerzas aerodinámicas ya que en las órbitas llamadas LEO, debido a su nombre en inglés de Low Earth Orbits, las mayores perturbaciones en altitudes de hasta 1000 kilómetros son aerodinámicas. En parti-

cular, la resistencia aerodinámica es la principal causa de perturbaciones en la órbita, aumentando conforme el satélite desciende a regiones más densas de la atmósfera.

$$\mathbf{a}_{aero} = - \left(\frac{1}{2} \right) \frac{(A * \rho * v_{rel}^2)}{m} \mathbf{C}_{aero}$$

- \mathbf{a}_{aero} = Aceleración aerodinámica (m/s²).
- ρ = Densidad atmosférica (kg/m³).
- v_{rel} = Velocidad relativa del satélite respecto al flujo (m/s).
- A = Área de referencia del satélite (m²).
- m = Masa del satélite (kg).
- \mathbf{C}_{aero} = Coeficientes aerodinámicos en el sistema de referencia del satélite

Como se puede observar, hay una variedad de parámetros que afectan como se calculan las perturbaciones aerodinámicas. Sobre algunos de ellos no tenemos mucho control, como por ejemplo la masa del satélite la cual suele ser constante, sobre todo en las etapas finales de la vida útil de los satélites debido a la total consumición de todo el combustible que había en los tanques. No obstante, todos los demás parámetros se pueden modelar de diferentes maneras lo que conlleva a tener un amplio rango de posibles resultados.

Los coeficientes aerodinámicos también se mantienen constantes. Esto introduce un gran número de problemas debido a que los coeficientes están altamente relacionados a la densidad, el área de referencia y la velocidad del satélite. Añadiendo a lo anterior, la velocidad del flujo se basa solamente en la velocidad del satélite en ese punto de la órbita. Finalmente, la densidad se calcula usando modelos atmosféricos simplificados que no toman en cuenta un sinnúmero de parámetros que afectan la composición de la atmósfera.

La mayoría de los modelos de propagación orbital actuales simplifican excesivamente estos parámetros para reducir los costos computacionales. Por ejemplo, el área de referencia se mantiene cons-

Ahora que todos los posibles parámetros están tomados en cuenta, procederemos a brevemente analizarlos en más detalle en las siguientes secciones. Se procederá de uno en uno empezando por la

velocidad del satélite relativa al flujo. Una vez se haya explicado este componente procederemos a explicar las limitaciones de los modelos atmosféricos que se usan hoy en día. Cuando los parámetros básicos estén explicados, se podrá indagar en la generación de los coeficientes aerodinámicos. Finalmente intentaremos resumir las limitaciones actuales y las posibles mejoras que se pueden hacer para mejorar las propagaciones de órbita.

Velocidad del flujo

Como se ha introducido anteriormente, la velocidad relativa del satélite con respecto al flujo es clave para poder calcular no solo las perturbaciones aerodinámicas, pero también los coeficientes. Hoy en día se suele calcular la velocidad relativa con respecto al flujo simplemente asumiendo que es la velocidad orbital del satélite en un punto preciso de la órbita. Debido a que la velocidad del satélite se puede calcular desde las ecuaciones de movimiento esto simplifica de una manera significativa los cálculos necesarios. No obstante, hay ciertos parámetros que se pueden tener en cuenta lo cual incrementarían la precisión de los cálculos.

Para mantener el artículo breve, nos enfocaremos en dos aspectos. El primero es la rotación de la atmósfera. La atmósfera rota acorde con la Tierra. No obstante, el satélite no. Esto causa la primera discrepancia entre la velocidad que el

satélite tiene en la órbita y la velocidad relativa al flujo, en este caso las partículas de la atmósfera. El valor de la rotación de la atmósfera está muy bien estudiado y es posible modelarlo de manera muy precisa. Es posible añadir este parámetro a las ecuaciones como una corrección al valor de la velocidad. El efecto de este parámetro puede ser de un 5% en la velocidad relativa al flujo cuando el satélite tiene una altitud de unos 1000 kilómetros.

El siguiente tema para cubrir son los vientos de la termosfera. Los vientos termosféricos afectan los cálculos orbitales de los satélites al modificar su velocidad relativa respecto a la atmósfera y sus propiedades aerodinámicas. Estos vientos fluyen de regiones de alta a baja presión y están influenciados por la actividad solar, con variaciones dominadas por diferencias de temperatura entre el día y la noche, las estaciones y la actividad geomagnética en los polos (Forbes, 2007). Debido a su dependencia de múltiples factores, los modelos de vientos termosféricos son esenciales para mejorar la precisión en las predicciones orbitales.

La medición de estos efectos requiere acelerómetros de alta precisión o técnicas avanzadas de determinación orbital (March, 2020). Misiones como CHAMP y Swarm, junto con instrumentos terrestres como el interferómetro Fabry-Pérot, han proporcionado datos clave

para modelos como el HWM14 (Drob et al., 2015). Este modelo estima vientos horizontales de hasta 500 m/s a 300 km de altitud, lo que puede generar un ángulo de deslizamiento de 3.8° y aumentar el coeficiente de arrastre (C_d) en más de un 5% (Toonen, 2021). Además, estos vientos pueden alterar la fuerza de arrastre en hasta un 10%, lo que refuerza la necesidad de incluir su influencia en los análisis orbitales para garantizar predicciones precisas.

Densidad atmosférica

Una vez exploradas las velocidades satelitales, vamos a explorar las densidades atmosféricas y cómo modelarlas. Los modelos atmosféricos, como el NRLMSISE-00, son fundamentales para predecir con precisión el comportamiento de los satélites a diferentes altitudes, pero presentan varias limitaciones. Para empezar, la actividad geomagnética afecta la disponibilidad de datos, lo que limita aún más la precisión del modelo en momentos de alta actividad geomagnética (Emmert et al., 2021). Otro problema es la dependencia del índice F10.7 como un proxy para el flujo UV solar, lo que puede introducir errores en las estimaciones de densidad. Dado que la densidad atmosférica depende en gran medida de la actividad solar, cualquier inexactitud en este proxy puede afectar los cálculos de arrastre, impactando la predicción de órbitas (Litvin et al., 2000).

Además, aunque los modelos semi-empíricos utilizan técnicas estadísticas para completar vacíos en los datos, estas interpolaciones y extrapolaciones introducen incertidumbre en los cálculos. Por lo tanto, aunque los modelos atmosféricos han evolucionado para volverse más sofisticados, aún requieren validación cuidadosa y una comprensión de sus limitaciones al aplicarlos al análisis de la trayectoria de los satélites. Afortunadamente, estos modelos ya están siendo implementados en casi todos los sistemas hoy en día. No obstante, lo que no está implementado es el análisis de sensibilidad de la densidad. Los modelos semi-empíricos cuentan con la posibilidad de añadir este parámetro en las simulaciones y sería de gran interés debido a que los coeficientes aerodinámicos, según veremos en la siguiente sección, también dependen de la densidad. Por lo tanto, hay dos componentes en la ecuación de las perturbaciones aerodinámicas dependientes de este parámetro, lo que probablemente causaría grandes cambios en las predicciones, especialmente en altitudes más bajas.

Coefficientes aerodinámicos

El último aspecto que cubriremos es el de los coeficientes aerodinámicos. Actualmente, los coeficientes aerodinámicos son generados de una manera muy genérica en la mayoría de los casos. No solo eso,

sino que además se mantienen constantes durante la propagación de los satélites. La generación de coeficientes es un tema muy amplio así que lo reduciremos para poder cubrirlo. Empezaremos por hablar del régimen del fluido en el cual se generan los coeficientes y la importancia de que se utilice el método correcto. También cubriremos el por qué un valor fijo de los coeficientes no es apropiado para ciertos casos.

En los regímenes de fluido existen tres, el régimen de flujo continuo, el de flujo libre y el de transición. Nos enfocaremos en el de flujo libre que es el que experimentan los satélites. En el régimen de flujo molecular libre, las interacciones de los gases están dominadas por colisiones con superficies en lugar de colisiones intermoleculares, lo que lo hace relevante para satélites por encima de los 150 km. Los dos factores clave en las interacciones gas-superficie son el coeficiente de acomodación de energía (αE) y el modelo de reflexión de partículas. Estudios indican que αE varía entre 0.80 y 1.00, predominando la reflexión difusa debido a la adsorción de oxígeno atómico en las superficies (Moe et al., 1998; Pilinski et al., 2010; March, 2020).

Para calcular los coeficientes aerodinámicos, se utilizan tanto simulaciones estocásticas como métodos analíticos. Si bien los modelos analíticos funcionan bien para formas simples, presentan discrepan-

cias de entre 2% y 32% en satélites complejos como CHAMP y GOCE (Hart et al., 2014; March, 2020). A pesar de ciertas limitaciones, en muchos casos se siguen usando modelos analíticos. Es verdad que el modelo analítico reduce el costo computacional debido a que no se usa un programa que genere simulaciones estocásticas pero el incremento en la discrepancia de valores es significativo. Además, se puede alcanzar un punto intermedio. No es necesario generar coeficientes de forma estocástica para todos los valores, se puede generar una base de datos limitada y extrapolar según sea necesario.

El segundo error que se suele cometer a menudo es usar un valor constante para los coeficientes aerodinámicos. En casos en los que el satélite está siendo operado de forma activa, el uso de un valor constante de los coeficientes aerodinámicos es entendible debido a que es probable que el satélite tenga una orientación que se mantenga de forma activa. No obstante, para objetos que están “a la deriva”, el uso de un valor constante no refleja la realidad. En muchos casos, estos satélites, u objetos en órbita, tendrán un estado no estable en el cual estarán rotando. En estos casos el área con respecto al flujo cambia constantemente, por lo que los valores de los coeficientes cambiarán constantemente también.

Es verdad que si la rotación que experimenta el satélite es alta se pue-

de hacer un promedio de los valores en ciertas orientaciones y generar unos coeficientes promedios para usar. No obstante, hoy en día aún se usan valores constantes que, en su mayoría, no representan la realidad.

Reflexiones

Los modelos actuales de propagación orbital presentan simplificaciones excesivas que reducen su precisión, especialmente en la estimación de las fuerzas aerodinámicas en órbitas con altitudes bajas.

Factores como la velocidad relativa del satélite, la densidad atmosférica y los coeficientes aerodinámicos se modelan de manera estática, ignorando efectos clave como la rotación atmosférica, los vientos termosféricos y la variabilidad del arrastre en función de la actitud del satélite. Sin embargo, pequeñas mejoras como la implementación de correcciones a la velocidad del flujo, el uso de modelos de densidad más detallados y la generación de coeficientes aerodinámicos dinámicos pueden hacer que las simulaciones sean mucho más representativas de la realidad sin un gran costo computacional.

Aplicando estas estrategias, se puede obtener una propagación orbital más precisa y confiable, acercándose mejor a las observaciones y optimizando la predicción de trayectorias en el espacio cercano a la Tierra.

Referencias

- Drob, D. P., Emmert, J. T., Meriwether, J. W., Makela, J. J., Doornbos, E., Conde, M., ... & Shepherd, G. G. (2015). *An overview of the Horizontal Wind Model (HWM): Theoretical and observational underpinnings*. *Journal of Geophysical Research: Space Physics*, 120(12), 7857-7877.
<https://doi.org/10.1002/2015JA021680>
- Forbes, J. M. (2007). *Dynamics of the upper atmosphere*. *Reviews of Geophysics*, 45(4), Rg4001.
<https://doi.org/10.1029/2006RG000250>
- March, G. (2020). *Satellite drag and its influence on precise orbit determination: A review*. *Advances in Space Research*, 65(1), 351-364.
<https://doi.org/10.1016/j.asr.2019.09.029>
- Toonen, B. (2021). *Thermospheric winds and their effects on satellite drag in free molecular flow*. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 58(3), 723-734.
<https://doi.org/10.2514/1.A34869>
- Emmert, J. T., Drob, D. P., Picone, J. M., Lean, J. L., & Knowles, S. H. (2021). *NRLMSIS 2.0: A whole-atmosphere empirical model of temperature and neutral species densities*. *Earth and Space Science*, 8(3), e2020EA001321.
<https://doi.org/10.1029/2020EA001321>
- Litvin, A. A., Manson, A. H., Meek, C. E., Hall, C., Nozawa, S., Duboin, M. L., & Haldoupis, C. (2000). *Global empirical model of the neutral temperature and density in the lower thermosphere*. *Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics*, 62(1), 37-55.
[https://doi.org/10.1016/S1364-6826\(99\)00107-1](https://doi.org/10.1016/S1364-6826(99)00107-1)

Pilinski, M. D., Argrow, B. M., & Palo, S. E. (2010). *Satellite aerodynamic modeling using the energy accommodation coefficient*. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 47(5), 951-957.

cient calculations from orbital measurements of energy accommodation". In: *Journal of spacecraft and rockets* 35.3, pages 266–272. DOI: <https://doi.org/10.2514/2.3350> 

Moe, K., M. M. Moe, and S. D. Wallace (1998). "Improved satellite drag coeffi-

Luis Miguel Peña Arambarri. Graduado de la universidad técnica de Delft (TUD) con un Máster en Ingeniería Aeroespacial con enfoque en "Space flight". Actualmente trabaja como operador de satélites y analista de datos adquiridos en órbita para en Endurosat SA.