

Propagació numèrica dels errors dels satèl·lits en òrbita terrestre

Autor:

Víctor Ballester

Supervisor:

Josep Maria Mondelo

Des de l'inici de l'exploració de l'espai fins ara, l'entorn orbital de la Terra ha experimentat un augment significatiu de satèl·lits, brossa espacial i altres elements relacionats amb l'exploració espacial. Aquesta contaminació a l'espai és motiu d'una preocupació creixent de la comunitat científica. A mitjans de l'any 2023 hi havia aproximadament 27.500 artefactes en òrbita terrestre [Spa]. D'aquests, uns 11.000 eren satèl·lits actius; 2.300 eren peces de coets (és a dir, unitats de propulsió utilitzades per posar els satèl·lits en òrbita); 13.700 eren satèl·lits inactius (brossa espacial), i la resta eren objectes no classificats. Amb el pas dels anys, la probabilitat de col·lisió entre dues naus espacials augmenta de manera contínua. Ja s'han produït col·lisions greus en el passat, com ara el xoc a alta velocitat entre els satèl·lits Iridium 33 i Kosmos-2251 el 2009 [Wik].

La dinàmica orbital al voltant de la Terra és molt complexa. L'aproximació kepleriana proporciona resultats precisos només durant poques hores. És per això que cal afegir millores en aquest model. Les perturbacions importants de l'aproximació kepleriana són: el camp gravitatori real de la Terra (que no és kepleriana perquè la Terra no és ni una massa puntual ni una esfera amb densitat constant); la resistència atmosfèrica; els efectes de tercers cossos (principalment el Sol i la Lluna), i la pressió de radiació solar. Els models més precisos (vegeu [VC08]) inclouen totes aquestes perturbacions i, fins i tot, algunes més, i són capaços de fer prediccions raonablement precises per a uns quants dies. Això fa possible mantenir un catàleg de naus espacials (tant actives com inactives) detectades a través d'una xarxa global heterogènia d'estacions d'observació, que poden ser òptiques (telescopis) o basades en radar [Spa; Cel]. Mantenir aquest catàleg actualitzat requereix observacions constants.

L'objectiu d'aquest treball és proporcionar una visió quantitativa de l'efecte que aquestes perturbacions tenen de manera individual. Per això, s'han desenvolupat matemàticament els models necessaris [MG05; Val13]. Primer de tot, s'ha pres com a referència un sistema on les lleis de Newton són vàlides. Ara bé, com que s'ha utilitzat un model de la Terra amb densitat no constant, en cada pas de la integració numèrica ha calgut situar els satèl·lits als seus llocs exactes un cop projectats sobre la superfície terrestre. Com a conseqüència, s'ha hagut de considerar un altre sistema de referència no inercial lligat a la rotació de la Terra. Per tal de convertir les posicions dels satèl·lits d'un dels sistemes a l'altre, ha calgut tenir present tots els moviments que experimenta l'eix de rotació terrestre: la precessió, la nutació i el moviment polar.

Durant la simulació, no només s'ha considerat la força de la gravetat com a condicionant a l'acceleració del satèl·lit, sinó que també s'han tingut present les quatre petites perturbacions mencionades anteriorment. Cal esmentar que no s'ha afegit la interacció gravitatòria d'altres planetes, com ara Venus, Mart o Júpiter, amb els satèl·lits en les nostres simulacions. Això és perquè, per als nostres propòsits, la seva influència és menyspreable en comparació amb l'ordre de magnitud de les perturbacions del Sol i la Lluna.

Després de considerar exhaustivament tots els fenòmens significatius, s'ha dissenyat un model que els inclou i s'ha procedit a realitzar la simulació. Per integrar el sistema d'equacions diferencials s'ha utilitzat el mètode de Runge-Kutta 7(8), amb una tolerància relativa de 10^{-12} . A més, s'han escollit tres zones orbitals molt diferents entre si per ser estudiades: els satèl·lits d'òrbita baixa (LEO), que orbiten a altituds menors a 1.000 km; els satèl·lits d'òrbita mitjana (MEO), que orbiten a altituds situades entre 1.000 i 35.780 km, i els satèl·lits d'òrbita geoestacionària, que orbiten a distàncies al voltant dels 35.780 km per sobre del nivell del mar.

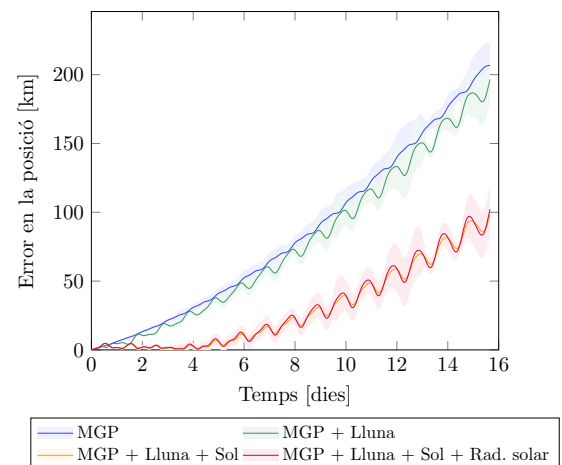


Figura 1: Propagació del satèl·lit TDRS-3 usant el model geopotencial i considerant les perturbacions de la Lluna, el Sol i la pressió de radiació solar.

Referències

- [Cel] Celestrak. *Celestrak*. URL: [\[Cel\]](#). Accedit: 28 de novembre de 2023.
- [MG05] Oliver Montenbruck i Eberhard Gill. *Satellite Orbits: Models, Methods, and Applications*. Springer, 2005. ISBN: 978-3-540-67280-7.
- [Spa] Space-track. *Space-track*. URL: [\[Spa\]](#). Accedit: 28 de novembre de 2023.
- [Val13] David A. Vallado. *Fundamentals of Astrodynamics and Applications*. Ed. de Wayne D. McClain. The Space Technology Library, 2013. ISBN: 978-1-881-88318-0.
- [VC08] David A. Vallado i Paul Crawford. "SGP4 Orbit Determination". A: *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit*. 2008. DOI: [\[VC08\]](#). URL: [\[VC08\]](#). Accedit: 28 de novembre de 2023.
- [Wik] The Free Encyclopedia Wikipedia. *Satellite collision*. URL: [\[Wik\]](#). Accedit: 28 de novembre de 2023.