

# Resum TFG

Àlex Fernández

Juny 2020

El disseny de missions espacials ha anat en augment en els darrers anys amb l'aportació de les eines dels sistemes dinàmics. Més concretament, les missions amb l'objectiu de situar satèl·lits amb telescopis i altres eines de mesura per a l'estudi de radiació, vent solar, mapeig del cel profund etc.

Majoritàriament aquests satèl·lits es col·loquen en els coneguts punts d'Euler-Lagrange o d'equilibri  $L_1$ ,  $L_2$  i  $L_3$  (anomenats col·lineals) i  $L_4$  i  $L_5$  (anomenats triangulars). Aquests punts apareixen en models restringits de tres cossos, en el qual considerem dues masses atractores (estrelles, planetes, llunes) i un petit cos de massa menyspreable (nau espacial si parlem de missions, o asteroides).

Una de les primeres missions realitzades en un dels punts d'equilibri és SOHO, un telescopi que orbita el punt  $L_1$  del sistema Sol-Terra des de fa més de 25 anys amb l'objectiu d'explorar l'heliòsfera i el vent solar. Un altre exemple és Gaia (ESA, 2013), que des del punt  $L_2$  (oposat al Sol des de la Terra) està fent un cens d'aproximadament 1000 milions d'estrelles.

Els punts triangulars del sistema Terra-Lluna poden resultar de gran interès per diverses aplicacions espacials. Actualment, ja s'està plantejant la possibilitat de situar bases permanents a la Lluna. La posició particular dels punts triangulars  $L_4$  i  $L_5$  permet la possibilitat de mantenir les comunicacions directes entre satèl·lits situats a la cara oculta de la Lluna i satèl·lits situats a la Terra. A més, els punts triangulars ofereixen una posició particular per situar telescopis com a font d'observació.

L'objectiu d'aquest treball d'investigació és l'estudi de transferències de baix consum des d'una òrbita d'aparcament al voltant de la Terra o la Lluna als punts d'equilibri triangulars  $L_4/L_5$  del sistema Terra-Lluna. Aquestes transferències fan ús de la dinàmica per tenir la mínima despesa energètica (combustible).

Els punts  $L_4/L_5$  apareixen en el model restringit de tres cossos. Aquest model no és prou acurat per

a l'objectiu per les seves pròpies característiques com veurem, i és per aquest motiu que ens basarem en un segon model anomenat problema bicircular, considerat com una primera ampliació del problema restringit on es té en compte la influència del Sol.

Moure's a través del sistema Solar requereix un consum d'energia. Aquest consum es tradueix amb una despesa de combustible. El que es pretén en el disseny de missions espacials és minimitzar aquest consum. Habitualment, la major despesa d'energia es produeix en el moment de l'enlairament i sortida de l'atmosfera. En algunes missions pot arribar a superar fins i tot el 50% del combustible total. Una vegada superat aquest primer pas necessitem algun mecanisme que ens propulsi i ens faci canviar de trajectòria. Aquest impuls es coneix coma  $\Delta v$  i requereix també un consum d'energia. Afortunadament, per a l'exploració espacial existeixen els camins de baix cost (low energy transfers) que permeten la navegació lliure (moure's d'un punt a un altre sense despesa de combustible).

Per dur a terme aquest tipus de missions, primer es col·loca el satèl·lit en una òrbita baixa (LEO), de l'anglès Low Earth Orbit, entre 200 i 2000 km d'altura sobre la superfície terrestre, i a continuació cal buscar la posició i velocitat adequades per tal d'inserir el satèl·lit en una òrbita que el porti directament a l'objectiu final sense més despesa que la maniobra inicial (mesurada com a increment de la velocitat,  $\Delta v$ ). En aquest treball ens centrarem a estudiar únicament la trajectòria del satèl·lit una vegada situat a una òrbita baixa (LEO) sense tenir en compte el moment de l'enlairament.

Per això cal prendre un model prou acurat que ens permeti calcular aquestes trajectòries. El model restringit de tres cossos no és adequat per dos motius: primer, en aquest model els punts triangular són estables, i cal una certa inestabilitat per poder-s'hi acostar sense requeriments energètics; segon, aquest model no té en compte la principal font de pertorbació, el Sol.

Per aquests motius, es prendrà com a model de referència un model Terra-Lluna-Sol. En aquest model, ens centrarem en una petita regió de l'espai al voltant de l'objectiu (el punt  $L_4$ ) que serà el nostre "target" (objectiu), el lloc al qual voldrem arribar sortint de la Terra o la Lluna. Intentar arribar a una zona tant concreta directament des d'un dels dos cossos sense més informacions és pràcticament impossible. Per això, farem el plantejament invers: sortirem del punt de destinació i buscarem òrbites que, temps enrere, arriben a la Terra o la Lluna a una distància adequada. Aprofitant el desenvolupament dels programes necessaris per aquesta exploració, buscarem també trajectòries que sortint del punt  $L_4$  i temps endavant arriben a un dels dos primaris.

El model depèn de la fase inicial en la que es trobi el Sol. Cal fer primer un estudi d'aquesta dependència. Per això, ens proposem com a objectius concrets estudiar en funció d'aquesta fase inicial com varien les zones d'estabilitat al voltant dels punts d'equilibri triangulars. Després buscarem quina ràtio de condicions inicials al voltant dels punts d'equilibri, i anant temps enrere i temps endavant, arriben

a la Terra o la Lluna; quin és el  $\Delta v$  mínim que es requereix per aquestes condicions inicials; i finalment, quin és el temps de transferència. Esperem, doncs, tenir un catàleg de condicions ordenades segons el temps de viatge i impuls inicial necessari per fer la transferència.