

TRAJETÓRIAS DE BAIXO EMPUXO PARA ESCAPE DA TERRA

Victor Bitencourt Vaz¹ (UNESP, Bolsista PIBIC/CNPq)
Antonio Fernando Bertachini de Almeida Prado² (DEM/INPE, Orientador)

RESUMO

A exploração espacial vem se tornando cada vez mais presente com o passar dos anos, e cada vez mais temos agências espaciais de diversos países e até mesmo empresas privadas buscando montar seus próprios projetos rumo ao espaço. Missões de pesquisa, mineração espacial, etc, são muitas são das motivações que geram esse fenômeno. Devido a esse interesse cada vez maior em deixar nosso planeta começamos a nos deparar com alguns problemas. Realizar uma missão espacial demanda tempo de planejamento, trabalho, pesquisa e, principalmente, muitos recursos, tanto materiais como financeiros. Estudar outros corpos celestes traz um grande ganho científico, além de desenvolvimentos tecnológicos que possuem aplicações em muitas outras áreas. Uma das principais tarefas é estudar o problema de manobras orbitais. Uma manobra orbital tem por objetivo alterar a órbita de um veículo espacial. Elas podem ser divididas em manobras de correção orbital, aonde as amplitudes são pequenas e visam apenas corrigir pequenos desvios devidos a forças não modeladas na dinâmica; e transferências orbitais, aonde se pretende fazer maiores deslocamentos do veículo espacial, como levar um veículo espacial de um corpo celeste para outro. Do ponto de vista do sistema de propulsão a ser utilizado, podemos dividir o problema em manobras impulsivas e contínuas. As manobras impulsivas assumem a existência de um motor de alto empuxo que aplica uma variação de velocidade no veículo espacial que pode ser assumida como instantânea. Sendo assim pode-se modelar o movimento como uma sucessão de órbitas Keplerianas. No caso de manobras contínuas, é assumido que um propulsor aplica essa força ao longo de um ou mais arcos da órbita do veículo espacial. Esse tipo de propulsor utiliza menos combustível, mas leva mais tempo para completar a tarefa. Existe também uma maior complexidade de modelagem, pois esses arcos de propulsão não podem ser representados por órbitas Keplerianas. Esse trabalho estuda justamente essa segunda opção, buscando órbitas de baixo empuxo entre a Terra e a Lua que possam gastar o mínimo de combustível possível. Uma segunda etapa será estudar órbitas em torno da Lua, adicionando ao termo Kepleriano da Lua os harmônicos do potencial gravitacional da Lua. Esse modelo gravitacional pode reduzir ou eliminar o Efeito Kozai, que age de forma a perturbar o movimento da espaçonave em determinadas regiões próximas das órbitas polares. Nosso objetivo será entender e analisar essas interações entre os harmônicos do potencial lunar com o efeito Kozai, buscando órbita que tenham maiores durações. Essas órbitas possuem um menor consumo de combustível para manutenção orbital, minimizando assim o custo total da missão.

¹ Aluno do Curso de Física Bacharelado – E-mail: victorbvaz@gmail.com

² Pesquisador do Depto. de Mecânica Espacial e Controle – E-mail: antonio.prado@inpe.br