

TRAJETÓRIAS DE BAIXO EMPUXO PARA ESCAPE DA SUPERFÍCIE DA TERRA

Relatório final PIBIC

Bolsista: Victor Bitencourt Vaz
e-mail: victorbvaz@gmail.com

Orientador: Antonio Fernando Bertachini de Almeida Prado
e-mail: prado@dem.inpe.br

Coorientador: Othon Cabo Winter
e-mail: ocwinter@gmail.com

SUMÁRIO

	<u>Pág.</u>
1 INTRODUÇÃO.....	3
2 OBJETIVO DO TRABALHO	4
3 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA.....	6
3.1 Introdução à Dinâmica Orbital	6
3.2 Programação C++	9
3.3 Geopotencial.....	9
3.4 Trajetórias de Baixo Empuxo Utilizando LT	10
4 CONCLUSÃO	11
5 Referências e material de pesquisa	12

1 INTRODUÇÃO

A exploração espacial tem sido desde a década de 60, um tópico de extremo interesse da comunidade científica. Com mais de aproximadamente cinco mil lançamentos em busca de conhecimentos do vasto universo que nos cerca. Porém essa busca por respostas fora do nosso planeta requer que usemos os recursos presentes na Terra para construir e lançar espaçonaves. Tendo em vista que tais recursos são limitados e possuem um custo elevado de uso, é necessário buscar todas as maneiras possíveis para diminuir o gasto desses materiais.

Para uma espaçonave viajar pelo espaço é necessário um reservatório de combustível, que constitui grande parte de sua massa. Esse combustível pode ser utilizado de diversas maneiras para gerar a locomoção da nave. Um método comum para mover a espaçonave é a chamada propulsão impulsiva, que consiste basicamente, em gerar empuxo através da queima de combustível (processo químico). Essa técnica se mostrou útil no que diz respeito a ser capaz de retirar uma espaçonave da área de atração gravitacional terrestre.

Porém como foi dito anteriormente, no desenvolvimento espacial é essencial que haja o maior aproveitamento dos recursos utilizados, e isso inclui o combustível utilizado no processo de propulsão.

Com base nesse problema de consumo excessivo de combustível, foram desenvolvidos diferentes tipos de propulsão, entre elas, a propulsão de baixo empuxo, que visa obter uma relação entre o tempo da missão e a quantidade de combustível da nave que resulte em um melhor uso do combustível, tendo assim, uma grande economia no custo da missão.

Este projeto, iniciado em julho de 2017, foi desenvolvido com o intuito de estudar o modelo de propulsão de baixo empuxo no Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE).

2 OBJETIVO DO TRABALHO

O desenvolvimento do trabalho consistiu em duas etapas, sendo a primeira delas referente à preparação por parte do bolsista no que se refere ao conhecimento necessário para atuar na área de dinâmica orbital.

Durante essa etapa o aluno estudou o problema clássico de dois corpos e suas principais características, tais como suas equações de movimento, os elementos orbitais, entre outros. Em seguida foi desenvolvido um algoritmo em linguagem C++, responsável por transformar os elementos orbitais em coordenadas espaciais, e em seguida outro código que, por sua vez, era responsável por realizar o processo inverso, transformando as coordenadas espaciais em elementos orbitais.

Terminado o desenvolvimento do programa foi dado início ao estudo do potencial gravitacional terrestre, parte vital para o entendimento de como a presença dos harmônicos esféricos influenciam na trajetória real de um corpo orbitando a Terra. Essa etapa é de extrema importância, tendo em vista que qualquer erro de planejamento para a órbita real pode causar uma imprecisão na casa de dezenas de quilômetros.

Já a segunda etapa da pesquisa se refere à comparação entre dois modelos de propulsão. O modelo de propulsão instantânea, o qual tem seu empuxo causado a partir de uma explosão que dura poucos segundos, porém causa um consumo elevado de combustível. O segundo modelo é o modelo de propulsão contínua de baixo empuxo que, ao contrário do primeiro, atua de modo a liberar os gases do motor continuamente a uma determinada magnitude fixa.

Enquanto o primeiro modelo tem gastos muito elevados, o modelo de baixo empuxo é capaz de obter um resultado muito melhor no que diz respeito à economia de combustível, cabe aqui, porém, algumas observações em relação ao método de propulsão de baixo empuxo.

Ao contrário do método de propulsão instantânea, que gerava empuxo suficiente para ser capaz de mover a espaçonave através de órbitas que seriam ideais no que diz respeito à velocidade de conclusão do trajeto, o

segundo método produz um empuxo que, apesar de ser maior com o mesmo consumo de combustível, é menor em um curto período de tempo, sendo necessário alterar a órbita da espaçonave para que ela seja capaz de cumprir o trajeto, tais órbitas demandam uma quantidade menor de empuxo, ao custo de aumentar significativamente o tempo de viagem.

3 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Nesse capítulo será detalhada cada uma das etapas mencionadas anteriormente. Tal como o intuito por trás de cada uma delas e os métodos utilizados.

3.1 Introdução à Dinâmica Orbital

O primeiro passo envolveu estudar as equações do movimento de dois corpos no espaço, em ambos os sistemas de coordenadas retangulares e polares, a característica cônica das órbitas dos corpos celestes, os elementos orbitais, a análise das anomalias presentes em uma órbita e o comportamento dos dois corpos em relação ao CM do sistema .

Após estudar as equações do movimento dos corpos no espaço, analisamos a relação entre suas forças gravitacionais e chegamos à importante conclusão de que o centro de massa do sistema de dois corpos se move em linha reta com relação à origem do sistema. Ao analisar o movimento do corpo de massa m_1 em relação ao corpo de massa m_2 , foi possível transferir o problema das coordenadas cartesianas para as polares (já que o movimento ocorre em um único plano). Seguindo com esse processo, surge naturalmente a segunda Lei de Kepler. Para essa lei é importante perceber que ela não é dependente de forças do tipo quadrado inverso, a força apenas precisa estar direcionada ao longo da linha que une duas massas. A seguir foi resolvida a equação escalar para o movimento relativo, com o raio em função do ângulo.

A seguir foi analisado o caráter cônico das órbitas. O tipo de cônica formado é determinado pelo ângulo que o plano orbital faz com a horizontal. As órbitas podem ser de quatro tipos; Circular, caso o plano esteja na horizontal, ou seja, perpendicular ao eixo de simetria do cone; Elíptica se o ângulo for menor do que o ângulo de inclinação do cone; Parabólica, se o plano for paralelo à inclinação do cone; Hiperbólica, se o ângulo formado entre o plano e a horizontal se encontra entre a vertical e o ângulo de inclinação. Como mostra a figura abaixo.

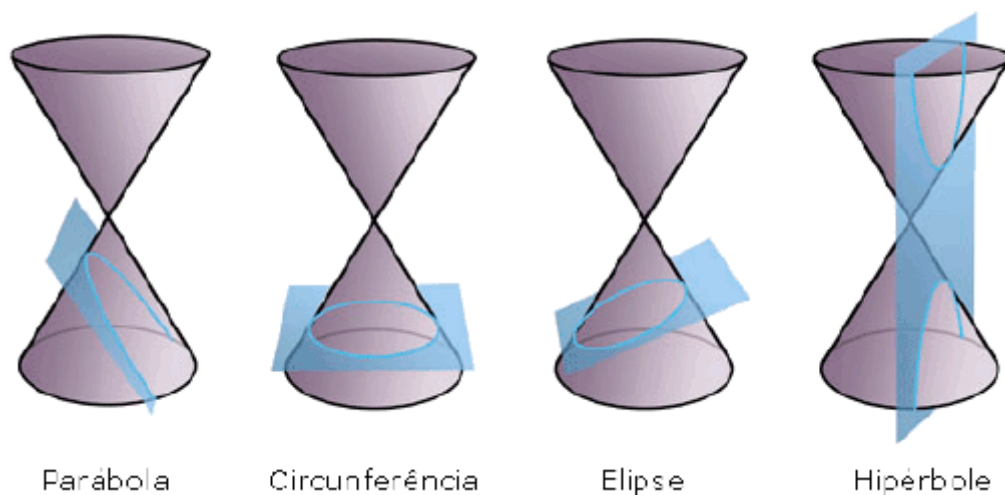


Figura 3.1 – Características cônicas das órbitas.

No tocante às trajetórias dos planetas do sistema solar, temos movimentos elípticos e fechados no espaço inercial, onde uma das massas (Sol) preenche um dos focos da elipse, enquanto o outro está vazio (primeira Lei de Kepler).

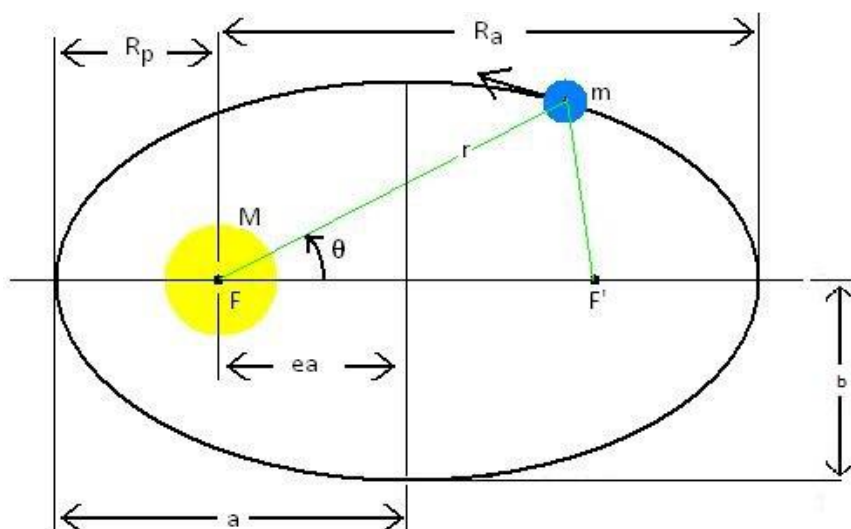


Figura 3.2 – Elementos orbitais.

Na figura acima estão alguns dos elementos orbitais que também estão presentes em uma situação de órbita elíptica. A excentricidade, que define a forma da elipse (quanto mais próxima de zero, mais perto estará de se tornar

um círculo). Já os semieixos maior e menor representam a distância do centro da elipse até as extremidades horizontais e verticais respectivamente.

Para a resolução do problema de dois corpos, é necessário utilizar um método que o torna independente do tempo de maneira direta, fazemos isso utilizando a anomalia média, que é uma função do tempo. Após esse passo, escrevemos a anomalia média em função da anomalia excêntrica.

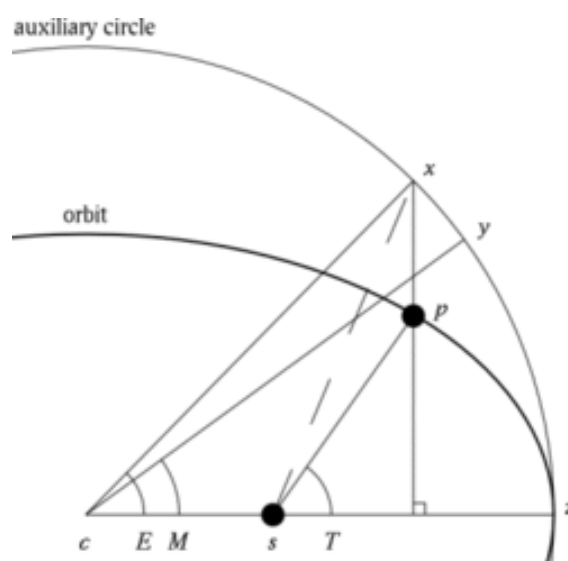


Figura 3.1 – Anomalias.

Após a verificação das anomalias, temos o estudo do comportamento dos corpos em relação ao centro de massa do sistema. Utilizando de cálculos semelhantes aos da equação do movimento, pudemos observar que na verdade um corpo não orbita o outro em um sistema de dois corpos. Na realidade, os dois corpos orbitam o centro de massa do sistema. Como na maioria desses sistemas um corpo possui dimensões muito maiores em relação ao outro, temos a impressão de um orbitar o outro, mas na verdade o que ocorre é que o centro de massa do sistema, nesses casos, está muito próximo ao centro do corpo de dimensões maiores.

3.2 Programação C++

Nessa etapa, o objetivo era desenvolver um programa em C++ que realiza a conversão dos elementos orbitais em coordenadas do sistema cartesiano. O desenvolvimento do programa seguiu sem maiores adversidades. Em seguida foi realizado um segundo programa que, ao contrário do primeiro, transformasse as coordenadas cartesianas e velocidades em elementos orbitais. Para o desenvolvimento dessa etapa, foram utilizadas como auxílio, as equações do capítulo 2.8 do livro Solar System Dynamic.

3.3 Geopotencial

Neste Capítulo é feito um estudo sobre o campo gravitacional terrestre e sua força de atração associada, exercida sobre uma massa pontual de prova, colocado nele. A Terra não é uma esfera perfeita com distribuição de massa. Muito menos pode ser considerada como sendo um ponto material devido ao achatamento dos polos e a forma irregular de sua composição, o que influencia diretamente em sua densidade. Essas irregularidades produzem uma perturbação na órbita de um satélite artificial, onde os elementos keplerianos que descrevem tal órbita não permanecem constantes.

Partindo da formulação newtoniana da atração gravitacional de um corpo de massa pontual até o caso em que consideramos uma partícula com uma distribuição de massa. Devemos considerar cada elemento de massa da distribuição, assim podemos ter uma contribuição total da massa do corpo. A partir da integral dessa somatória infinitesimal de massa podemos encontrar o potencial do corpo.

A partir desse momento começamos a considerar a existência dos harmônicos esféricos, os quais são responsáveis por modificar a órbita dos satélites em torno dos planetas.

3.4 Trajetórias de Baixo Empuxo Utilizando LT

Esse tópico trata sobre como podemos obter melhor aproveitamento do combustível da espaçonave através da escolha de determinadas órbitas. Assim diminuindo o custo de se realizar o escape de uma espaçonave do campo gravitacional terrestre.

A seguir faremos uma breve análise sobre uma transferência de órbitas entre a Terra e a Lua. O sistema de baixo empuxo, como dito anteriormente, pode ser utilizado para fazer com que haja uma economia no gasto de combustível, portanto devemos determinar como podemos utilizar esse método durante essa transferência entre as duas órbitas.

A viagem pode ser dividida em duas etapas, a etapa de transferência entre as órbitas terrestre e lunar, e a etapa de inserção da espaçonave na lua. O método de LT poderia ser utilizado nas duas fases, ocorre porém, um problema que impossibilita o uso desse método, enquanto que na etapa de transferência entre órbitas não há restrição de tempo, a fase de inserção deve ser realizada o mais breve possível, por conta desse motivo, o método LT, que demanda mais tempo, não pode ser utilizado. Isso é devido ao fato de a espaçonave estar em uma velocidade muito alta em relação à velocidade da lua, se a manobra não for realizada rapidamente a espaçonave sairá de controle.

A seguir temos uma tabela com os resultados encontrados para duas simulações feitas alterando os valores do empuxo para uma mesma massa. A tabela possui dois casos:

1. A massa da espaçonave é de 130kg, utilizando um motor de baixo empuxo de 10 N.
2. A massa da espaçonave continua sendo 130Kg, utilizando um motor de baixo empuxo de 200N.

Missão	Terra-Lua (Kg)	Inserção (Kg)	Massa Total (kg)	Tempo (h)
L.T. 1	19.47	29.80	49,27	9,82
L.T. 2	12.27	29.80	42,07	0,60

4 CONCLUSÃO

Durante o desenvolvimento desse projeto foi possível entender as diferenças, tanto positivas quanto negativas, de cada um dos métodos, assim como suas aplicações na viagem de uma espaçonave da órbita terrestre até a órbita. Notamos que sua implementação no planejamento da viagem é benéfica devido a economia de combustível que gera no primeiro trajeto, porém vimos também que o uso da propulsão impulsiva é essencial na segunda etapa, devido ao fato da nave ter pouco tempo para realizar as manobras.

5 REFERÊNCIAS E MATERIAL DE PESQUISA

ANTÔNIO F. B. A. PRADO **Minimum Fuel Trajectories for the Lunar Polar Orbiter**

BARBOSA, G.; SUKHANOV, A.; ANTÔNIO F. B. A. PRADO, OTHON C. WINTER, MARTINS J., ELBERT M.; **Estimation of the Radiation Hazard to a Spacecraft Passing the Van Allen Belts in a Low Thrust Transferer**

ANTÔNIO D. C. J.; **CURSO DE DINÂMICA ORBITAL E CONTROLE – TEORIA DO POTENCIAL**

APOSTILA CAPÍTULO 5.; **GRAVITATIONAL FIELDS AND POTENTIAL**

CARL D. MURRAY, STANLEY F. DERMOTT; **SOLAR SYSTEM DYNAMICS**