

CAPTURA GRAVITACIONAL - ENCONTROS PRÓXIMOS EM DINÂMICA ORBITAL

RELATÓRIO FINAL DE PROJETO DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA (PIBIC/CNPq/INPE)

Raíssa Santos Horta (ETEP, Bolsista PIBIC/CNPq)
E-mail: raissahrta@hotmail.com

Dr. Jorge K. S. Formiga (INPE, ETEP-SJC Orientador)
E-mail: jkennety@yahoo.com.br

Dr. Antonio F. B. de A. Prado (INPE, Orientador)
E-mail: antonio.prado@inpe.br

AGRADECIMENTOS

Primeiramente agradeço a Deus por tudo;

A minha família meu eterno agradecimento por todas as palavras de incentivo e confiança;

Ao Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) ao dispor de suas instalações;

Agradeço também aos meus orientadores, Dr. Jorge Kennety Silva Formiga e Dr. Antonio Fernando Bertachini de Almeida Prado, pela oportunidade oferecida e toda a paciência ao repassar seus conhecimentos;

E ao Conselho Nacional de Pesquisa e Desenvolvimento (CNPq) pelo apoio financeiro recebido por meio do programa de Iniciação Científica (PIBIC).

RESUMO

As técnicas adotadas para trajetórias de transferências orbitais para missões espaciais têm sido amplamente melhoradas nas últimas décadas, tentando explorar o fenômeno de captura gravitacional, onde os problemas de dois e de três corpos são extremamente abordados. Este fenômeno permite o desenvolvimento das chamadas transferências de baixa energia, que são possíveis encontrar regiões onde as atrações gravitacionais agem em conjunto, tendo como vantagem uma quantidade muito reduzida de combustível.

Neste estudo estamos interessados em analisar a captura de um veículo espacial fazendo comparações para missões envolvendo problema de dois e três corpos e analisar sua influência na missão. Através de um integrador numérico, iremos examinar da órbita de inserção que vai colocar a nave espacial em órbita em torno de um primário, a variação de velocidade do veículo e a excentricidade no início da manobra e no final.

Palavras-Chave: “Astrodinâmica; Mecânica Celeste; Captura Gravitacional”.

LISTA DE FIGURAS

| | |
|--|----|
| FIGURA 1 – SISTEMA DE COORDENADAS NO PROBLEMA DE DOIS CORPOS..... | 7 |
| FIGURA 2 – CONDIÇÕES INICIAIS DO VEÍCULO ESPACIAL..... | 8 |
| FIGURA 3 – TRAJETÓRIA DO VEÍCULO ESPACIAL PARA SISTEMA JÚPITER- EUROPA..... | 10 |
| FIGURA 4 – VARIAÇÃO DE ENERGIA DO VEÍCULO ESPACIAL NO SISTEMA JÚPITER-EUROPA..... | 11 |
| FIGURA 5 – POSIÇÃO DO SATÉLITE EM RELAÇÃO A GANYMEDE..... | 12 |
| FIGURA 6 – TRAJETÓRIA DO SATÉLITE PARA PROBLEMA DE DOIS CORPOS E NO SISTEMA JÚPITER-GANYMEDE..... | 13 |
| FIGURA 7 – SEMI-EIXO MAIOR E EXCENTRICIDADE A PARTIR DA VELOCIDADE INICIAL..... | 14 |
| FIGURA 8 – SEMI-EIXO MAIOR E EXCENTRICIDADE APÓS MUDANÇA DE VELOCIDADE..... | 15 |
| FIGURA 9 – ÓRBITA DO SATÉLITE NO PROBLEMA DE TRÊS CORPOS..... | 16 |

SUMÁRIO

| | |
|-----------------------------------|----|
| 1. INTRODUÇÃO | 6 |
| 2. MODELO MATEMÁTICO..... | 7 |
| 2.1 Problema de Dois Corpos | 7 |
| 2.3 Captura Gravitacional | 9 |
| 3. VALIDAÇÃO DOS RESULTADOS | 10 |
| 4. CONCLUSÃO | 16 |
| 5. REFERÊNCIAS | 17 |

1. INTRODUÇÃO

Este trabalho iniciado em Agosto de 2014 consiste em dar continuidade ao estudo o problema da captura gravitacional no problema restrito dos três corpos e no de dois corpos, suas diversas características e finalidades. Hohmann (1925), Belbruno e Miller (1990a,b) e Yamakawa(1992), foram um dos diversos pesquisadores a estudar transferência orbital incluindo o fenômeno de captura gravitacional temporária. Aproveitar do captura gravitacional proporcionada por planetas e luas em algumas missões, podem fazer com que um veículo espacial possa viajar através do sistema solar sem a necessidade de uma grande quantidade de combustível necessário no bordo da nave espacial. Além disso, alguns veículos durante sua trajetória podem não ter velocidade suficiente e precisa da assistência gravitacional para completar seu trajeto. É o caso de Voyager 2 e Apollo 11, que necessitaram de um novo impulso de velocidade com a ajuda gravitacional para seguir seu trajeto. Captura gravitacional ocorre, quando a excentricidade orbital de movimento em torno de um corpo celeste é alterada para um valor menor que 1, com apenas ajuda de forças gravitacionais e sem o uso de qualquer sistema de propulsão. É sabido que o fenômeno não é uma captura permanente, mas pode efetivamente reduzir o consumo de combustível.

Neste trabalho, questões importantes como o efeito da excentricidade planetária na captura tanto para o problema de dois e três corpos e suas variações de energias e variações de velocidades necessárias para impulsionar a nave ao seu destino. Para esse estudo, levamos em consideração o sistema Júpiter-Europa e Júpiter-Ganymede.

Justifica-se a continuação do estudo desse tema, visto sua importância para a área espacial e por possuir vários impactos positivos em uma missão espacial para se explorar.

1.1 Objetivo

O objetivo principal deste trabalho é dar continuidade ao estudo de fenômeno de captura gravitacional e procurar novas características orbitais em missões hipotéticas. Queremos também, utilizar a captura para comparar dois tópicos investigados em

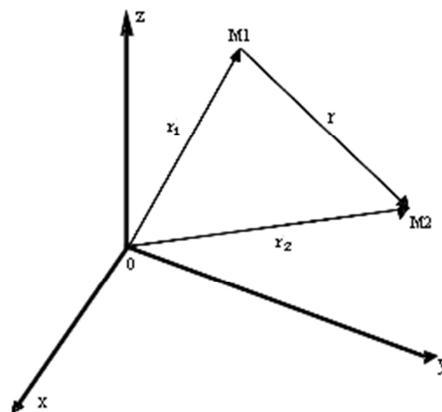
Mecânica Celeste, o problema de dois e três corpos. Podendo assim, definir qual deles é o melhor para uma missão espacial.

2. MODELO MATEMÁTICO

2.1 Problema de Dois Corpos

Podemos ver na figura 1.1 o movimento de duas partículas de massa M_1 e M_2 , em um sistema inercial. Temos por r_1 e r_2 seus respectivos vetores de posição.

Figura 1 – Sistema de coordenadas no problema de dois corpos



(Fonte: Koiti Kuga,H.; Rama Rao,K.; Carrara,V.; 2008)

Onde: $r_2 = r_1 + r$

A equação do movimento da partícula da massa M_2 em relação à M_1 é:

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\mu \frac{\mathbf{r}}{r^3} \quad (1)$$

Onde $\mu = G(M_1 + M_2)$

Para o cálculo da velocidade orbital, temos dentro da Mecânica Celeste a equação da energia viva ou “vis-viva”:

$$v^2 = \mu \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right) \quad (2)$$

Onde a é o semi-eixo maior.

Assumindo uma órbita circular, a velocidade resulta em:

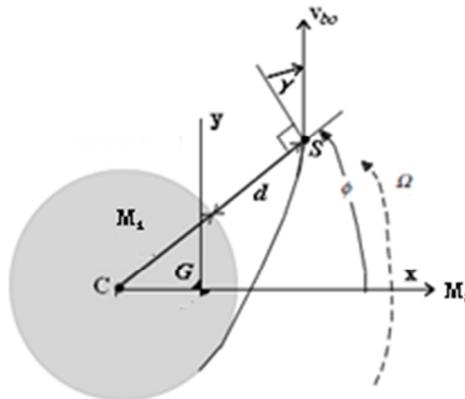
$$v^2 = \frac{\mu}{a} \quad (3)$$

É sabido na Mecânica Celeste que para transferir um satélite de uma órbita mais baixa para uma mais alta, deve-se estimulá-lo a mudar a órbita inicialmente circular para órbita elíptica e, após isso aumentar a velocidade no apogeu com o intuito de voltar para a órbita circular.

2.2 Problema Restrito de Três Corpos

Seguindo o modelo do problema restrito de três corpos, temos o movimento do veículo espacial cuja massa (m_3), é tida como desprezível e que sofre a ação gravitacional dos outros dois primários (m_1 e m_2). O corpo principal tem o controle do veículo se está dentro da esfera de influência, assim como as luas em sua órbita, porém com uma menor intensidade. O terceiro corpo fica em um plano de movimento em relação à m_1 e m_2 .

Figura 2 – Condições iniciais do veículo espacial



Fonte: Adaptado de Howard D. Curtis (2010)

Consideramos na figura 2, sendo d a altitude inicial de nave espacial (S), ϕ a coordenada polar *azimute* da nave espacial sentido anti-horário positivo medido a partir

da linha m_1-m_2 , vbo a velocidade inicial de nave espacial em relação à rotação do sistema m_1-m_2 , γ o ângulo inicial da trajetória de voo, d_f a distância da superfície da lua no t_f e v_f a velocidade relativa no t_f .

Temos que as equações de movimento para o problema restrito de três corpos são:

$$\ddot{x} - 2\dot{y} = x - \frac{\delta U}{\delta x} = -\frac{\delta \Omega}{\delta x} \quad (4)$$

$$\ddot{y} - 2\dot{x} = y - \frac{\delta U}{\delta Y} = -\frac{\delta \Omega}{\delta Y} \quad (5)$$

$$\text{Onde } \Omega = \frac{1}{2}(x^2 + y^2) + \frac{1-\mu}{r_1} + \frac{\mu}{r_2} \quad (6)$$

Em que x e y são eixos perpendiculares originados no centro comum de massa.

2.3 Captura Gravitacional

Dentro do estudo do fenômeno de captura, temos conceitos básicos dentro do problema de dois corpos na mecânica celeste que são importantes para sua melhor fixação. Conceitos como os apresentados por Prado e Vieira Neto (1998), onde:

- a) Órbita Fechada: Com uma velocidade insuficiente para escapar, uma nave espacial fica presa em órbita ao redor de um corpo central. Para que isso ocorra, é necessário que a energia dos dois corpos considerados em uma missão, tenha seu valor negativo.
- b) Órbita Aberta: A nave espacial possui velocidade suficiente para que o corpo escape do corpo central, possibilitando que a nave espacial tenda ao infinito independente da sua posição inicial. E, ao contrário da órbita fechada, o valor da energia deverá ser positiva.

A equação da energia dos dois corpos pode ser descrita como: $E = (V^2/2) - (\mu/r)$, onde V é a velocidade da nave em relação ao corpo central, μ é o parâmetro gravitacional do corpo central, r é a distância entre a nave e o corpo central.

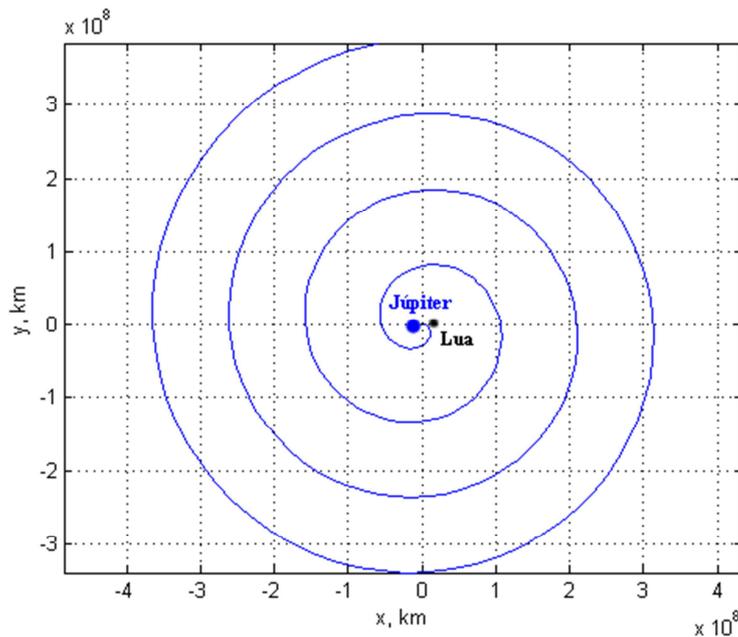
Yamakawa (1992) apresentou estudos que abordava essa energia variando. Quando a variação vai do positivo para o negativo temos a chamada captura gravitacional

temporária. E de forma contrária, a energia passando do negativo para o negativo, o escape gravitacional.

3. VALIDAÇÃO DOS RESULTADOS

Com um objetivo mais amplo da influência gravitacional em um veículo espacial por um planeta ou lua, resolvemos analisar a missão do satélite saindo de Júpiter em direção a Lua de Júpiter, Europa, e voltar para Júpiter. Utilizamos a gravidade da Europa para gerar o fenômeno de captura e economizar combustível em seu trajeto. Porém, podemos notar pela figura 3 após ficar a uma distância de 3.88554×10^8 km da Europa, o satélite sofre escape no sentido anti-horário com uma velocidade relativa final de 254.936 km/s.

Figura 3 – Trajetória do veículo espacial para sistema Júpiter-Europa

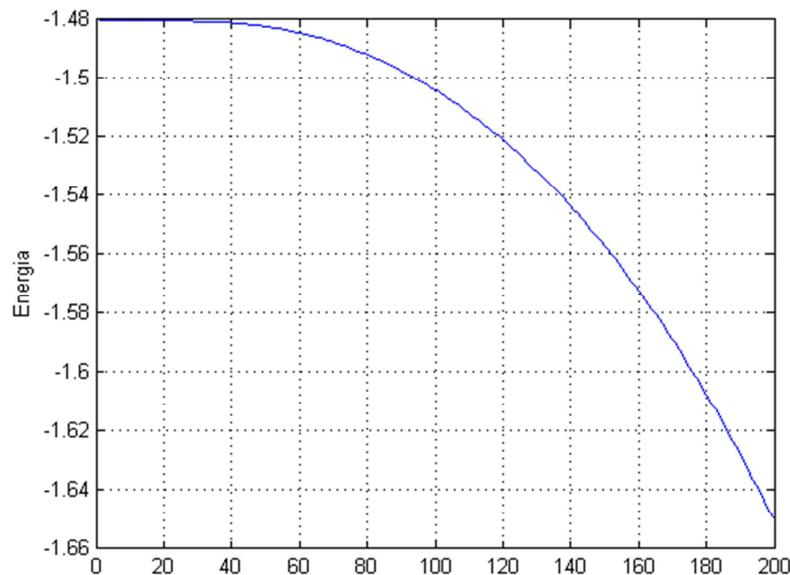


Na figura 4, encontra-se a variação de energia para esta missão onde fica cada vez menor. Segundo Prado (2001), a energia é conhecida por E, onde se encontra a soma das energias cinéticas e potencial do problema de dois corpos, isto é:

$$E = V^2 - \frac{2\mu_M}{r} \quad (7)$$

Onde r e V são respectivamente, a distância e a velocidade do primeiro corpo m_1 em relação ao segundo, m_2 , e μ_M , que é parâmetro gravitacional do sistema, é adimensional. A causa disso é pela grande massa do planeta primário, Júpiter e sua gravidade, que ao colocar em comparação à Europa, o efeito é muito pequeno. Por esse motivo, resolvemos pegar a maior Lua de Júpiter, Ganymede, que possui um efeito gravitacional maior, para o estudo.

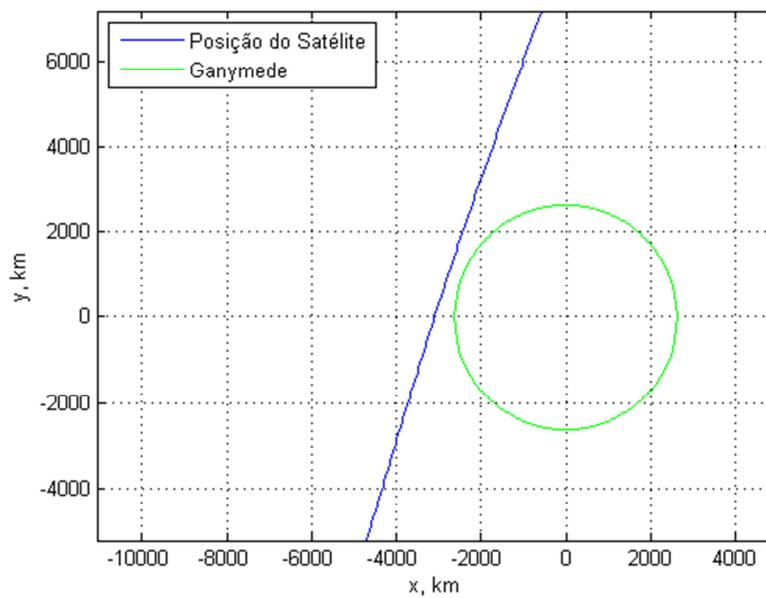
Figura 4 – Variação de energia do veículo espacial no sistema Júpiter-Europa



O satélite após ter viajado desde a Terra com uma determinada velocidade, tem o destino de entrar em órbita em torno de Júpiter. Para que isso aconteça, uma redução de velocidade é necessária com a ajuda da assistência gravitacional. Colocando o veículo espacial em um caminho que o traria para perto de Ganymede, retardaria o veículo requerendo uma menor variação de velocidade para colocá-lo na órbita desejada. Ganymede orbita Júpiter a uma distância de 1.07×10^6 km. Uma função Matlab foi criada para prever a posição da lua e da velocidade através da resolução de equações de Kepler para o tempo determinado.

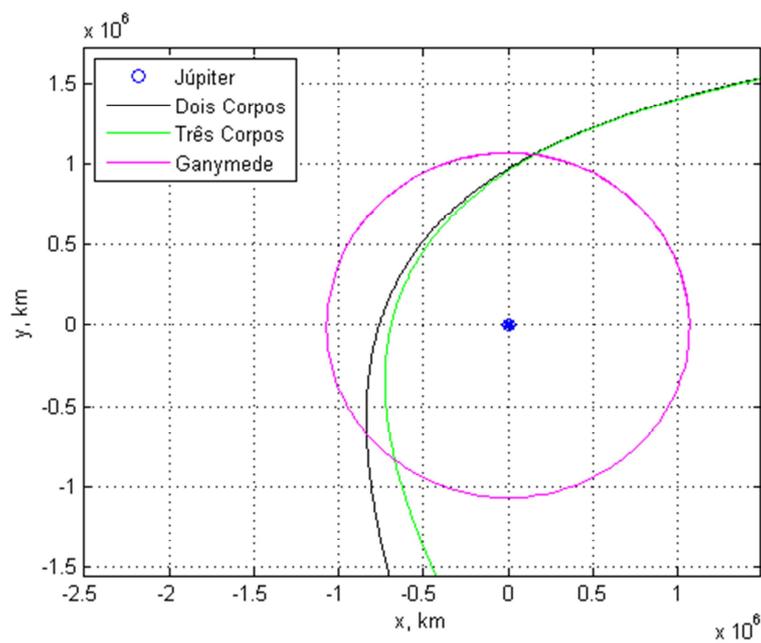
Após a posição da lua havia sido definido, utilização as equações do movimento para calcular a altitude mínima que o veículo fica cerca da superfície da Lua, que foi de aproximadamente 318 km.

Figura 5 – Posição do satélite em relação a Ganymede



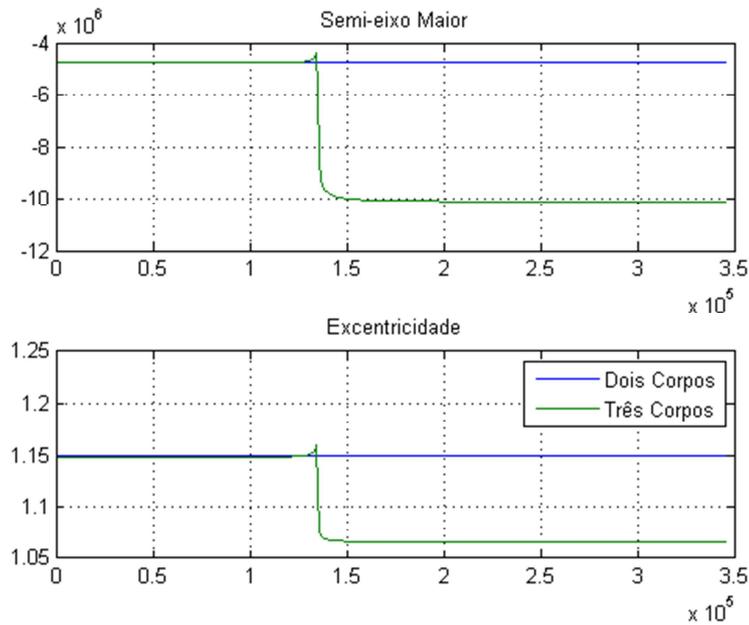
A equação de dois corpos do movimento, a equação 1, também foi integrada numericamente para mostrar o caminho a nave espacial levaria, sem consideração à presença da lua. Na figura 6 demonstramos a trajetória do veículo com efeito e sem o efeito do terceiro corpo.

Figura 6 – Trajetória do satélite para problema de dois corpos e no sistema Júpiter-Ganymede



Ao entrar na esfera de influência de Júpiter, podemos aplicar a equação 2, para calcular a velocidade do satélite neste ponto, que resulta em 7,415 km/s e assumindo que é uma órbita circular, pela equação 3, esse valor transfere-se para 13.0582 km/s. A diferença entre as duas velocidades produz uma velocidade relativa de -5.643 km/s no satélite em comparação a Júpiter.

Figura 7 – Semi-eixo maior e excentricidade a partir da velocidade inicial



Caso a missão permanecesse nos dados apresentados e com a velocidade encontrada, o satélite não teria velocidade suficiente para dar a volta em Júpiter e voltar para seu local de origem. Pelo contrário, ele iria escapar tendendo ao infinito. Na figura 7, temos os valores do semi-eixo maior e excentricidade para essa primeira trajetória, onde podemos notar que o valor da excentricidade permanecesse maior que 1, indicando órbita aberta e uma energia de 6.29 unidades canônicas.

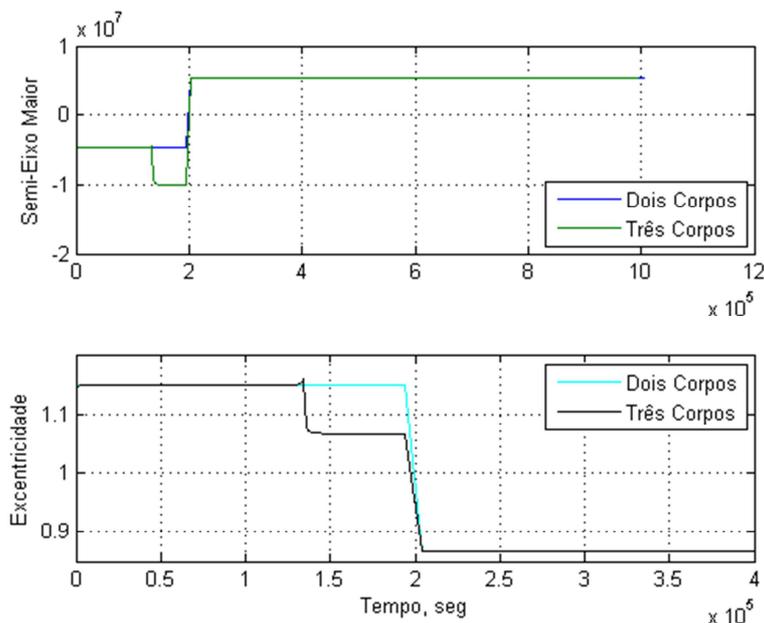
É sabido que para que ocorra captura gravitacional e a nave se aproxime de Júpiter, necessitamos de uma órbita fechada. Para que isso, temos que impulsionar o satélite a uma nova velocidade. David Benson (2000), mostrou que para os valores de 7×10^5 km para o raio do perigeu e 10^6 para o raio do apogeu, teríamos a nossa órbita desejada. Atribuindo esses valores novamente na equação 2, achamos uma velocidade nova dada por 18,401 km/s e a velocidade do perigeu, equação 4, que é 19.853 km/s. Para achar a velocidade de impulso, basta fazer a diferença, da qual se encontra -1.4521 km/s.

Além da importância da diminuição da velocidade, é nesse momento que Ganymede demonstra maior destaque. Para que reduzir a velocidade necessária para

colocar o satélite em órbita em torno de Júpiter, vamos utilizar da assistência gravitacional da maior Lua de Júpiter.

Ao mapear trajetórias de captura primeiramente com o problema de dois corpos em torno de Júpiter e depois com o movimento de três corpos, usando em conta Ganymede. Verificou-se que a órbita de dois corpos necessitaria de uma velocidade de $-1,327 \text{ km/s}$, enquanto a órbita de três corpos iria necessitar de apenas $-0,9356 \text{ km/s}$, uma redução de 29,501%. Acarretando na economia de combustível do veículo, dada à mudança de 29,501% da velocidade necessária para colocar o satélite em órbita de Júpiter.

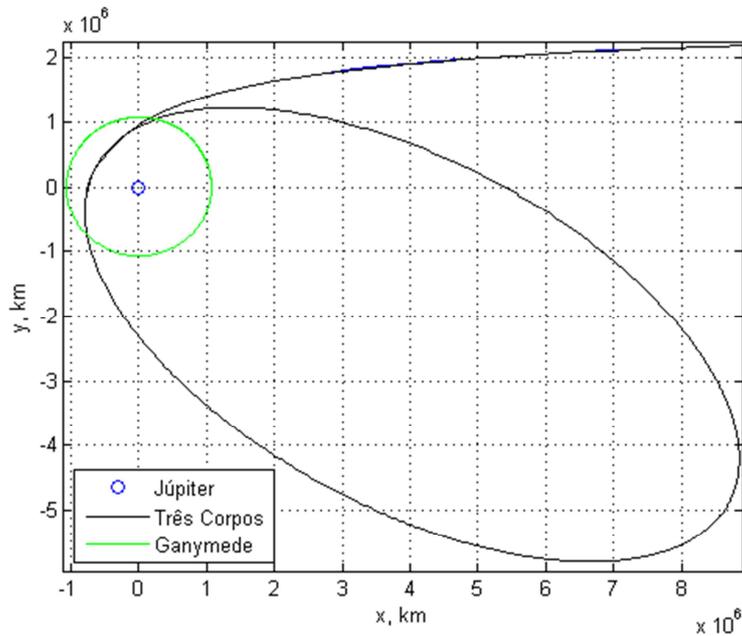
Figura 8 – Semi-eixo maior e excentricidade após mudança de velocidade



Após a mudança de velocidade, nota-se pela figura 8 que a excentricidade muda seu valor para menor que 1, indicando órbita fechada com um valor de energia aproximadamente -11.84 unidades canônicas. Com a órbita fechada, o satélite consegue não escapar e seguir sua trajetória esperada.

A trajetória do satélite para o problema de três corpos onde levamos em consideração Ganymede, pode ser demonstrado pela figura 9.

Figura 9 – Órbita do satélite no problema de três corpos



4. CONCLUSÃO

Podemos concluir que o problema de três corpos auxilia em uma melhor proporção, missões espaciais. Encontramos uma redução aproximadamente de 30% na velocidade na manobra na órbita de inserção que colocou o satélite em órbita em torno de Júpiter, atribuímos Ganimede como o terceiro corpo.

Utilizando da força gravitacional de planetas e Luas, pode ocasionar em uma redução estratégica de combustível e contribuindo com o custo da missão. Além disso, ajuda que possamos administrar a velocidade da nave espacial para que a mesma não perca sua trajetória escapando do corpo central e mudar órbitas abertas para fechadas.

5. REFERÊNCIAS

BELBRUNO, E.A., MILLER, J.K. (1990a): "A Ballistic Lunar Capture Trajectory for Japanese Spacecraft Hiten", *Jet Propulsion Lab., JPL IOM 312/90.4-1731, Internal Document*, Pasadena, CA, Jun. 1990.

BELBRUNO, E.A., MILLER, J.K. (1990b): "A Ballistic Lunar Capture for the Lunar Observer", *Jet Propulsion Lab., JPL IOM 312/90.4-1752, Internal Document*, Pasadena, CA, Aug. 1990.

BENSON, D. (2000): "Europa Orbiter: Gravity Assisted Orbit Insertion.", *ASEN 5050*, Dez.2000.

KOITI KUGA, H.; CARRARA, V.; RAMA RAO, K. Satélites Artificiais – Movimento Orbital. Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, Brazil, 2001.

HOHMANN, W. Die erreichbarkeit der himmelskorper. Munique: s.e., 1925. 1 v.

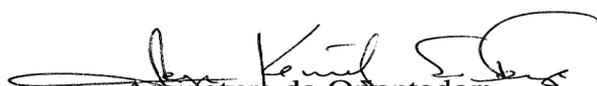
HOWARD, D. C.; Curtis Orbital Mechanics for Engineering Students. Embry -Riddle Aeronautical University Daytona Beach, Florida, 2010.

PRADO, A. F. B. A. Trajetórias espaciais e manobras assistidas por gravidade. São José dos Campos: INPE, 2001.

YAMAKAWA, H. (1992): "On Earth -Moon Transfer Trajectory Trajectory with Gravitational Capture," Ph.D. Dissertation, University of Tokio, December 1992.

VIEIRA NETO, E., PRADO, A.F.B.A. (1998): "Time-of-Flight Analyses for the Gravitational Capture Maneuver". *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 21, No. 1 (Jan-Feb/98), pp. 122 - 126.

Assinatura do Bolsista:



Assinatura do Orientador:

Local e Data: São José dos Campos, 14 de Julho de 2015.