



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS



ESTUDO E MANOBRAS PRÓXIMAS POR UM CORPO CELESTE CONSIDERANDO O ARRASTO ATMOSFÉRICO

RELATÓRIO FINAL DO PROJETO DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA
PERÍODO DE SETEMBRO DE 2012 A JUNHO DE 2013
(PIBIC/CNPq/INPE)

Gabriela Martins Cruz

Orientador:

Dr. Jorge Kennety Silva Formiga

INPE
São José dos Campos
Julho 2013

AGRADECIMENTOS

Primeiro a Deus, por tudo.

Ao Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) pela oportunidade de estudos e utilização de suas instalações.

Ao Conselho Nacional de Pesquisa e Desenvolvimento (CNPq) pelo apoio financeiro recebido por meio da bolsa de Iniciação Científica, junto ao programa PIBIC/INPE.

Ao orientador Dr. Jorge Kennety Silva Formiga pela dedicação, apoio e interesse no processo de ensino.

Aos professores do INPE pelos conhecimentos compartilhados.

Aos familiares e amigos pelo incentivo e pela contribuição, direta ou indiretamente, para a conclusão deste trabalho.

No fim tudo dá certo, se não deu certo é porque ainda não chegou ao fim.

(Fernando Sabino)

Abstract

This work started in September 2012, is to study the effects of orbital characteristics of a space vehicle after performing gravity assist maneuvers (or swing-by maneuvers), taking into account the atmospheric drag.

It is known that atmospheric drag depends on the density, viscosity of the medium, the velocity of the body and the speed of sound (the compressibility of the medium) and a reference area. The atmospheric drag affect orbit of the spacecraft thus causing its contraction, it is due to the fact that he was acting directly on the eccentricity of the orbit, causing it to become increasingly circular each complete period of revolution. This work aims to investigate numerically the possible altitudes, the energy and the elements of a Keplerian orbit after performing a swing-by maneuver in Earth-Moon system, and so find what the lowest and highest altitude for the maneuver is perform.

Sumário

_Toc360917740

1. INTRODUÇÃO	6
1.2- OBJETIVO	7
2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....	8
2.1- História.....	8
2.2- MANOBRAS AEROASSISTIDAS	12
3. MODELO MATEMÁTICO.....	14
4. RESULTADOS.....	17
5. CONCLUSÃO.....	21
6. REFERÊNCIAS	23

LISTA DE FIGURAS

- FIGURA 1- ÓRBITAS ENVOLVIDAS NA MANOBRA.**ERRO! INDICADOR NÃO DEFINIDO.**
- FIGURA 2- 1ª LEI DE KEPLER. **ERRO! INDICADOR NÃO DEFINIDO.**
- FIGURA 3- 2ª LEI DE KEPLER **ERRO! INDICADOR NÃO DEFINIDO.**
- FIGURA 4-MANOBRA DE SWING-BY.... **ERRO! INDICADOR NÃO DEFINIDO.**
- FIGURA 5- MANOBRA DE SWING-BY E ALGUMAS VARIÁVEIS.....**ERRO! INDICADOR NÃO DEFINIDO.**
- FIGURA 6- FORÇA DE ARRASTO EM UMA ÓRBITA EXCÊNTRICA.....**ERRO! INDICADOR NÃO DEFINIDO.**
- FIGURA 7- SWING-BY NO PLANO. **ERRO! INDICADOR NÃO DEFINIDO.**
- FIGURA 8-SOMA VETORIAL ENVOLVIDA NO SWING-BY.**ERRO! INDICADOR NÃO DEFINIDO.**
- FIGURA 9- DENSIDADE ATMOSFÉRICA.**ERRO! INDICADOR NÃO DEFINIDO.**
- FIGURA 10- SEMI-EIXO MAIOR(A) E EXCENTRICIDADE (E) PARA UMA NUVEM DE PARTÍCULAS CONSIDERANDO $\Psi=0^\circ$ 20
- FIGURA 11- SEMI-EIXO MAIOR(A) E EXCENTRICIDADE (E) PARA UMA NUVEM DE PARTÍCULAS CONSIDERANDO $\Psi=45^\circ$ 20

1. INTRODUÇÃO

Este trabalho iniciado em Setembro de 2012 consiste em estudar os efeitos das características orbitais de um veículo espacial após realizar manobras assistidas por gravidade (ou manobras de swing-by) em que um veículo espacial faz uma passagem próxima a um corpo celeste para ganhar ou perder energia, velocidade e momento angular levando em consideração o arrasto atmosférico.

É sabido que um veículo espacial é controlado além dos seus propulsores, também por diversas forças físicas: força gravitacional exercida pelos planetas e/ou pelo Sol, força atmosférica, força eletromagnética, pressão de radiação solar, etc. Dependendo da missão interplanetária estas forças físicas bem como a distância e a duração podem ser decisivas para determinar a trajetória destes veículos. Com o objetivo de economizar combustível e com as circunstâncias de diversas forças aplicadas, diferentes modelos podem ser utilizados na determinação das orbitas destes veículos. A determinação das trajetórias dos veículos em questão, no sistema solar, considerando o efeito gravitacional de diversos corpos, pode ser resolvida através de integração numérica com auxílio de métodos existentes na literatura de extrema importância na análise da missão.

Em missões interplanetárias diversas técnicas utilizadas na determinação de trajetórias são apresentadas na literatura (Prussing, 1993). Neste estudo daremos ênfase a trajetórias assistidas por gravidade onde será utilizado o método conhecido por patched conic. Este método é apresentado por Broucke (1988) e Prado (1993), utilizado para analisar missões envolvendo corpos celestes e um veículo espacial (uma partícula) ou corpos celestes e uma nuvem de partículas. A idéia básica deste método consiste em um problema que pode ser estudado assumindo um sistema formado por três corpos: um primário de maior massa, um secundário de massa finita que está orbitando o corpo primário e uma partícula (veículo espacial) de massa infinitesimal que permanece orbitando o primário e faz uma passagem próxima do secundário. Essa partícula ao passar próximo do corpo secundário pode ter sua energia, velocidade e elementos orbitais alterados em relação ao corpo primário. Estas variações são determinadas com base nos instantes anteriores e posteriores a essa passagem próxima ocorrendo sempre em uma região conhecida como esfera de influência, isto é, em uma região em torno de planeta onde se deseja realizar a manobra em que a atração gravitacional dele é predominante sobre os demais planetas (ver Figura1).

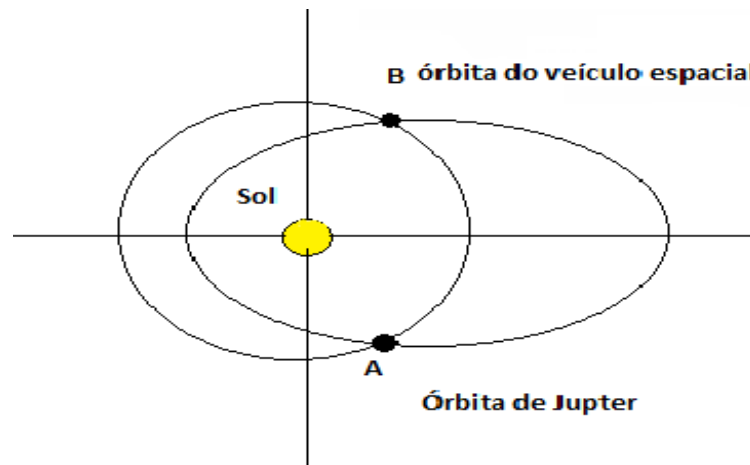


Figura 1- Órbitas envolvidas na manobra. Fonte: Prado (2001)

Justifica-se a escolha do tema, pois os satélites artificiais terrestres podem ser empregados em diversas atividades, entre elas a observação da Terra, o monitoramento do clima, o estudo da atmosfera e do campo magnético terrestre, e também como elo em telecomunicações.

1.2- OBJETIVO

O objetivo deste trabalho é investigar as variações dos elementos orbitais considerando o efeito do arrasto atmosférico sofrido pelo veículo espacial na realização de manobras orbitais.

2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1- História

Para que se possa determinar com precisão uma devia órbita, deve-se analisar sua magnitude, forma e orientação (FELIPE, 2000). As manobras orbitais foram estudadas há muito tempo por científicos tais como: Newton, Descartes, Leibnitz, Euler, Clairaut, D'Alembert, Lagrange, Laplace, Legendre, Gauss, Poisson, Encke e Hamilto (JACOB, 2009).

Segundo Jacob (2009), em 1687, a partir de três observações do corpo, Isaac Newton propôs o primeiro método para a determinação da órbita de um corpo celeste. Aplicando o método de Newton pela primeira vez, Edmund Halley calculou a órbita de 24 cometas e também descobriu o cometa Halley o qual passa próximo da Terra a cada 76 anos.

Em 1744, Leonard Euler, modelou o método matemático para a determinação das órbitas e o francês Lambert generalizou o método utilizado onde posteriormente Lagrange fundamentou a teoria de ambos. Mais tarde Laplace desenvolveu um novo método baseado na teoria já apresentada para a determinação das órbitas (JACOB, 2009).

Segundo Marec (1979), o problema da transferência de satélite de uma órbita para outra tendo o mínimo de consumo de combustível é um fator relevante em certas missões por isso altera-se a posição, velocidade e a massa do satélite em um dado instante utilizando valores de um instante posterior, para se obter a economia do combustível.

Os estudos da mecânica celeste foram iniciados em meados do século XIX, em que através de algumas leis apresentadas por Kepler o problema restrito de dois corpos foi formalizado. As leis de Kepler utilizadas para tal estudo são:

A Figura 2 apresenta o modelo da 1ª Lei de 1609, onde a órbita de cada planeta é uma elipse tendo o Sol por um dos focos.

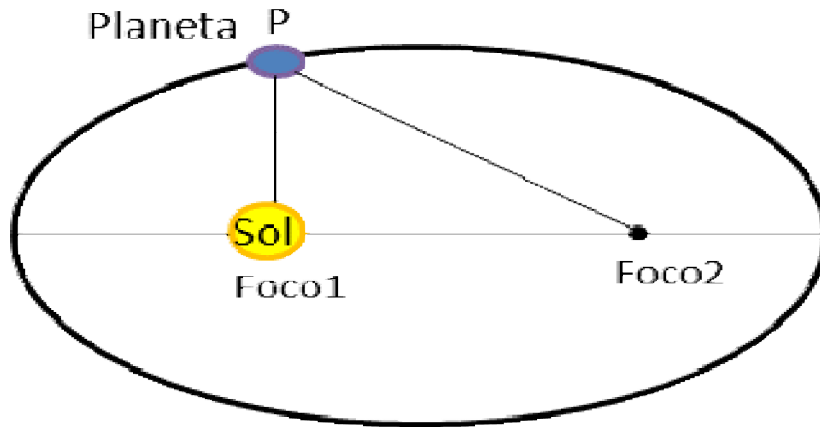


Figura 2- 1ª Lei de Kepler. Fonte: Adaptado de Prado (2001)

Na Figura 3 tem-se o modelo da 2ª Lei, apresentado em 1609 onde, a linha que une o planeta ao Sol varre áreas iguais em tempos iguais.

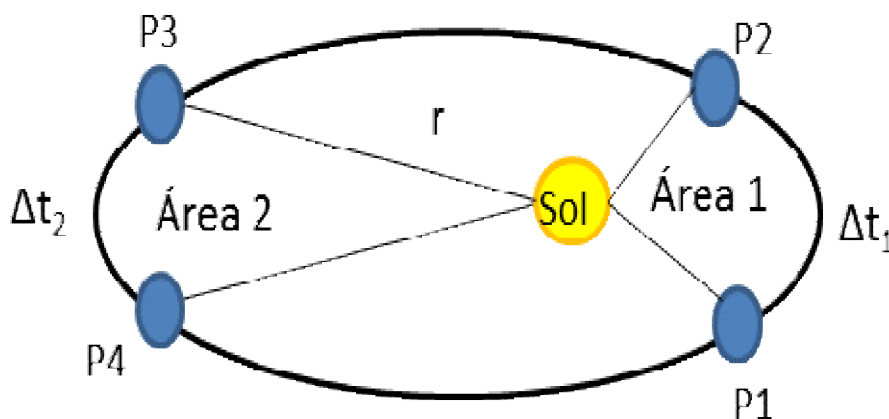


Figura 3- 2ª lei de Kepler Fonte: Adaptado de (2001)

Em 1619, Kepler escreveu a 3ª Lei onde o quadrado do período (T) de um planeta é proporcional ao cubo de sua distância média (a) ao Sol, como pode ser visto abaixo.

$$T^2 \propto a^3$$

Como exemplo de missões envolvendo swing-bys, temos: a missão Voyager, a qual foi para planetas exteriores do sistema solar (a partir de Júpiter, conforme Figura 4)

com o uso de *swing-bys* utilizando a gravidade dos planetas visitados, onde ganharam energia (Kohlhase e Penzo, 1977).

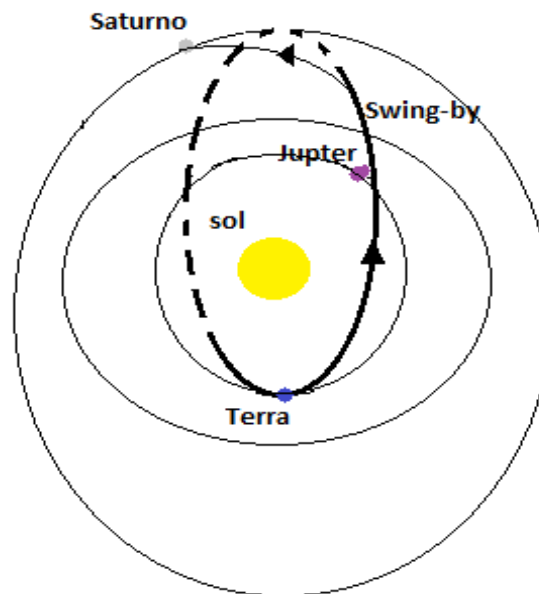


Figura 4-Manobra de swing-by. Fonte: Prado (2001)

Outras missões que utilizaram as trajetórias *swing-by* obtiveram sucesso são (Prado, 2001):

- O uso do planeta Vênus para uma viagem da Terra até Marte; (Szebehely, 1965);
- O uso do planeta Júpiter para fazer uma forte alteração na inclinação do plano orbital de uma nave espacial, de modo que ela seja transferida para uma órbita que tenha um plano orbital perpendicular a eclíptica. Essa manobra já foi realizada na prática, com a finalidade de observar os pólos do Sol na missão Ulysses (Carvell, 1985);
- O uso de *swing-by* com a Terra, ou outro planeta interior, para fornecer energia suficiente ao veículo espacial para que ele atinja o exterior do Sistema Solar (Bymes e D'Amario, 1982);
- o uso de sucessivos *swing-bys* com a Lua para obter geometrias desejáveis nas órbitas das naves espaciais ao redor da Terra, tais como os satélites que observam fenômenos solares. Conforme visto em Farquhar e Dunham (1981). A Figura 5 mostra o exemplo de Farquhar e Dunham, 1981;

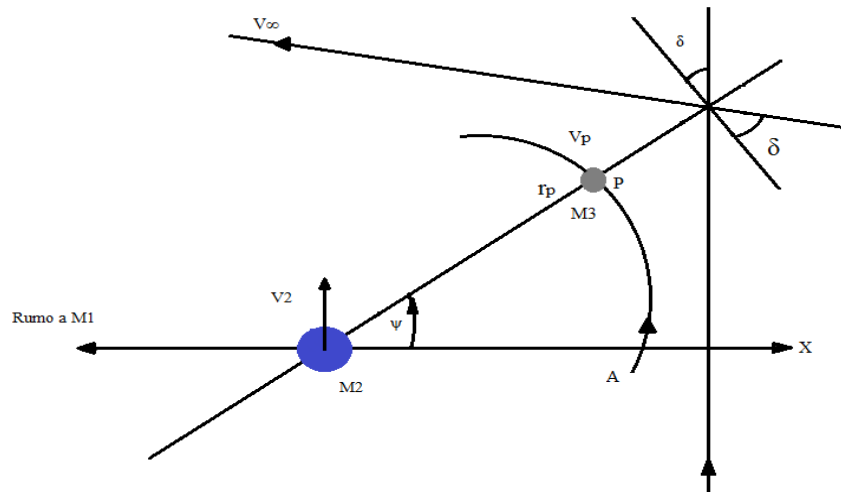


Figura 5- Manobra de swing-by e algumas variáveis. Fonte: Prado (2001)

2.2 ARRASTO ATMOSFÉRICO

É sabido que o arrasto atmosférico depende da densidade e viscosidade do meio, da velocidade do corpo e a velocidade do som (da compressibilidade do meio) e de uma área de referência. O veículo espacial que se move na atmosfera pode ser influenciado por uma fricção ou pelo atrito, que também é conhecido como força de arrasto, pois atua no sentido contrário do movimento do veículo. O arrasto afeta a órbita do veículo espacial provocando assim sua contração, isso deve-se ao fato de ele agir diretamente na excentricidade da órbita, fazendo com que ela fique cada vez mais circular a cada período de revolução completo.

A força de arrasto deve ser maior no perigeu da órbita em consequência da atmosfera mais densa neste local. Segundo Chobotov (2002), quando a altitude do perigeu é menor do que 1000 quilômetros, o efeito do arrasto atmosférico torna-se de vital importância. No caso de uma órbita elíptica, o veículo espacial é afetado pelo arrasto em uma pequena faixa da órbita, perto do perigeu, como mostrado na Figura 6.

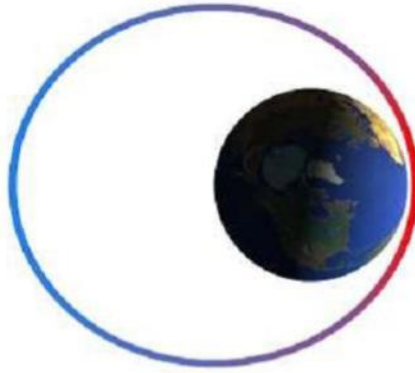


Figura 6- Força de arrasto em uma órbita excêntrica. Fonte: Kuga (2000).

Ao se referir a veículos espaciais, pode-se dizer que as forças que os mantêm em seus movimentos são as mesmas que os mantêm em sua órbita. Segundo Kuga (2000), existem outras forças que, podem alterar as órbitas dos veículos espaciais com o tempo, interferindo e dificultando seu rastreamento, ou seja, sua real posição no espaço. Essas forças geram um torque em torno do centro de massa do veículo espacial o que alterando sua altitude, porém a variação em sua orientação no espaço é indesejada.

2.3 MANOBRAS AEROASSISTIDAS

O método de utilizar a atmosfera para modificar a velocidade e trajetória de um veículo espacial é conhecida como manobra aeroassistida. Essa técnica foi apresentada por Howard London, em 1961, no 29º Encontro Anual do Instituto de Ciências Aeronáuticas (WALBERG, 1985). De acordo com Santos (2011), a transferência com o auxílio da atmosfera pode ser utilizada para alterar a forma ou orientação da órbita ou como um mecanismo para reduzir a velocidade do veículo em uma captura planetária.

Algumas missões que utilizaram a técnica de manobras aeroassistidas e obtiveram sucesso são encontradas em Santos (2001):

- a sonda americana MGS (1998 – 1999), sofreu os efeitos da atmosfera de Marte sobre a sua órbita de setembro de 1998 a fevereiro de 1999, e aproveitou-se da resistência da atmosfera para modificar o tamanho da órbita. O objetivo da missão era reduzir o período orbital de 11,6 horas para aproximadamente 2 horas (SCHULZ, 2001).
- *Mars 2001 Odyssey* (2001 – 2002),

- *Mars Reconnaissance Orbiter* (2006).

A maior vantagem de se utilizar a manobra aeroassistida está na economia de combustível em comparação com uma manobra totalmente propulsiva; tal economia gera um resultado significativo em ganho de carga útil.

São exemplos de manobras aeroassistidas as manobras de *aerocapture* e as manobras de *aerobraking*. A técnica de se utilizar o arrasto atmosférico para reduzir o semi-eixo maior da órbita é conhecida como *aerobraking*.

Segundo Santos (2011), a manobra de *Aerobraking* tem a órbita em torno do planeta e é circularizada por meio de uma ou mais passagens pela atmosfera, com pequenos disparos de jatos corretivos no apogeu. Esses disparos devem ser efetuados para manter a taxa de aquecimento do veículo em níveis aceitáveis. Para as manobras *aerobraking*, inicialmente deve-se aplicar um impulso para retirar o veículo de sua órbita inicial e depois inseri-lo em uma órbita elíptica de transferência com o perigeu dentro dos limites da atmosfera. Em cada manobra realizada pelo veículo, ocorre a redução do raio do apogeu na órbita seguinte. Quando o apogeu da órbita de transferência atinge a altitude da órbita final, então, um novo impulso é aplicado ao veículo para que ele circularizar e elevar o perigeu da órbita de transferência.

Na década de 60, vários estudos de transferências orbitais aeroassistidas foram realizados para uma grande variedade de missões espaciais.” Segundo Santos (2011), O lançamento ocorreu em 19 de março de 1991 pela sonda Hiten e foi realizado pelo Instituto de Ciência Astronáutica e Espaço do Japão (ISAS – *Institute of Space and Astronautical Science*). Com a técnica do *aerobraking*, sonda passou pela atmosfera terrestre em uma altitude de 125,5 km sobre o Oceano Pacífico a uma velocidade de 11 km/s. A experiência resultou em um decaimento da altitude do apogeu de 8.665 km. Em maio de 1993, a manobra de *aerobraking* foi utilizada também em uma missão venusiana pela sonda *Magellan*, seu objetivo era circularizar a órbita do veículo espacial.

De acordo com Walberg (1985), a transferência orbital é similar à mudança de plano sinérgica a qual realiza a transferência orbital por meio de uma combinação de forças aerodinâmicas e propulsivas.

3. MODELO MATEMÁTICO

De acordo com Prado (2001), a descrição matemática das manobras em estudo consiste na mudança de trajetória que um veículo espacial de massa infinitesimal (M_3) executa quando passa próximo a um corpo de massa M_2 ($M_2 \gg M_3$) com órbita em torno de um corpo de maior massa ($M_1 > M_2$). Após sofrer uma manobra de *swing-by*, o corpo M_3 pode perder ou ganhar energia provocando uma alteração na sua órbita inicial. Na Figura 7, podemos observar o princípio de uma manobra de *swing-by* no plano onde os pontos A e B são os pontos onde os encontros acontecem e r_{ap} é a distância em que o veículo se aproxima do corpo M_2 . Estas condições são fundamentais no momento do planejamento de uma manobra otimizada.

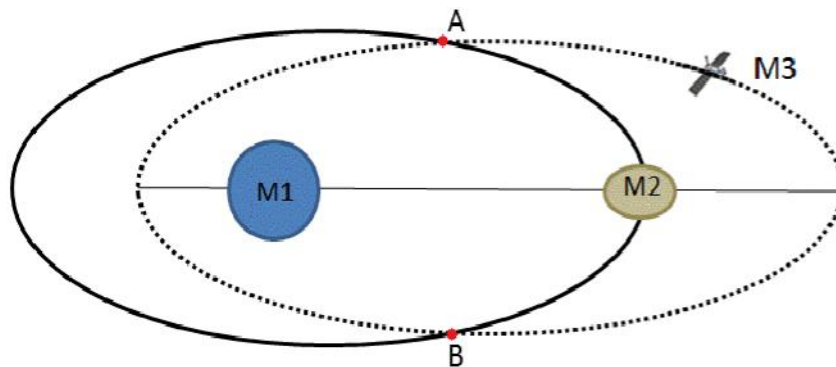


Figura 7- Swing-by no plano. Fonte: Prado (2001)

Através das equações abaixo, pode-se determinar os elementos orbitais antes do encontro com o planeta. As equações são encontradas em Prado (2001).

$$a = \frac{ra + rp}{2} \quad (1)$$

$$e = 1 - \frac{rp}{a} \quad (2)$$

$$E = -\frac{\mu_s}{2a} \quad (3)$$

$$C = \sqrt{\mu_s \cdot a(1 - e^2)} \quad (4)$$

Onde:

a= semieixo maior

e= excentricidade

E=energia, $\mu_s = GM = 1,33 \cdot 10^{11}$

C= momento angular

Pode-se obter a magnitude da velocidade do veículo espacial em relação ao Sol no momento que cruza a órbita do planeta através da seguinte equação (PRADO, 2001):

$$v_i = \sqrt{\mu_s \left(\frac{2}{r_{sp}} - \frac{1}{a} \right)} \quad (5)$$

Com isso, encontra-se também a anomalia verdadeira (θ). Com a Equação (6) pode-se encontrar dois valores possíveis para θ relacionados respectivamente com os pontos A e B.

$$\theta = \cos^{-1} \frac{1}{e} \left(\frac{a \cdot (1 - e^2)}{r_{sp}} - 1 \right) \quad (6)$$

A seguir, pode-se determinar a magnitude da velocidade do veículo espacial em relação ao planeta no momento do encontro:

$$V_\infty = \sqrt{v_1^2 + v_2^2 - 2v_1 v_2 \cos \gamma} \quad (7)$$

Onde γ é o ângulo entre a velocidade inercial e o vetor velocidade do planeta dado por (PRADO, 2001):

$$\gamma = \tan^{-1} \left(\frac{e \sin \theta}{1 + e \cos \theta} \right) \quad (8)$$

Na Figura 8, é possível observar a configuração da magnitude das velocidades, e a determinação do ângulo de aproximação ψ . Quando a rotação do vetor velocidade está no sentido horário, tem-se ψ_1 , caso a rotação do vetor esteja no sentido anti-horário, teremos ψ_2 . É sabido que Júpiter é tomado de uma massa puntiforme nessa fase da missão, e com isso, é possível obter duas trajetórias A e B com o resultado das Equações (10) e (11).

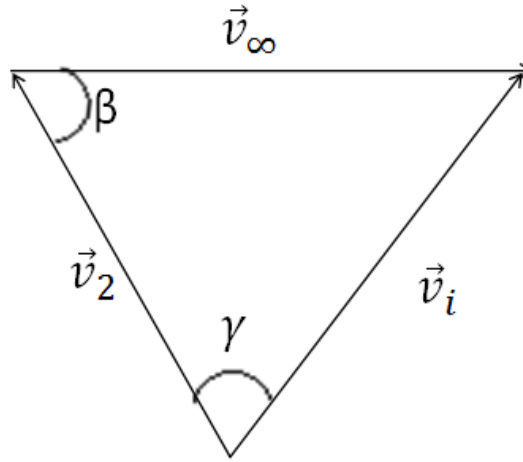


Figura 8-Soma vetorial envolvida no swing-by. Fonte: Prado (2001)

$$\psi_1 = 180^\circ + \beta + \delta \quad (9)$$

$$\psi_2 = 360^\circ + \beta - \delta$$

Onde β e δ são:

$$\beta = \cos^{-1} \left(- \frac{v_i^2 - v_2^2 - v_\infty^2}{2 \cdot v_2 \cdot v_\infty} \right) \quad (10)$$

$$\delta = \sin^{-1} \left(\frac{1}{1 + \frac{r_{ap} v_\infty}{\mu_p}} \right) \quad (11)$$

μ_p é a constante gravitacional do planeta em que é realizada a manobra. Os respectivos valores de ψ , nos leva as seguintes conclusões sobre a energia após a manobra (PRADO, 2001):

Se a manobra de *swing-by* passa pela frente de M_2 , ($0^\circ < \psi < 180^\circ$), a energia de M_3 decresce e ocorre uma perda máxima quando $\psi=90^\circ$.

Se a manobra de *swing-by* passa por trás de M_2 , ($180^\circ < \psi < 360^\circ$), a energia de M_3 aumenta e isso gera um ganho máximo quando $\psi=270^\circ$.

Chegamos assim, a última parte do modelo matemático, que consiste na determinação da variação de energia (ΔE), variação de velocidade (Δv) e momento angular (ΔC) após a manobra.

$$\Delta v = 2|v_\infty| \sin \delta \quad (12)$$

$$\Delta E_1 = -2 \vec{v}_2 \cdot \vec{v}_\infty \sin \delta \sin \psi_1 \quad (13)$$

$$\Delta E_2 = -2 \vec{v}_2 \cdot \vec{v}_\infty \sin \delta \sin \psi_2 \quad (14)$$

$$\Delta C_1 = \frac{\Delta E_1}{\omega} \quad (15)$$

$$\Delta C_2 = \frac{\Delta E_2}{\omega} \quad (16)$$

4. CALCULANDO ARRASTO

Com a equação 17, pode-se encontrar a variação do semi-eixo maior devido ao arrasto.

$$\Delta A_{st} = -2\pi \cdot C_{cd} \left(\frac{S}{m} \right) \cdot \left(\frac{A_1}{2} \right) \cdot \rho \quad (17)$$

Onde:

C_{cd} é coeficiente de arrasto.

S é a área do satélite;

m é a massa do satélite;

ρ é a densidade do ar

Por fim, pode-se encontrar o valor de semi-eixo (a) e da excentricidade (e) depois da manobra utilizando o valor da variação da energia e do momento angular e a foça do arrasto atmosférico (A_{st}).

$$a_{1depois} = -\frac{\mu_{sol}}{2E_{1depois}} - \Delta A_{st} \quad (18)$$

$$a_{2depois} = -\frac{\mu_{sol}}{2E_{2depois}} - \Delta A_{st} \quad (19)$$

$$e_{1depois} = \sqrt{1 - \left(\frac{C_{1depois}^2}{\mu_{sol} \cdot a} \right)} \quad (20)$$

$$e_{2depois} = \sqrt{1 - \left(\frac{C_{2depois}^2}{\mu_{sol} \cdot a} \right)} \quad (21)$$

5. VALIDAÇÃO DOS RESULTADOS

Cr terio da Tisserand foi introduzida pelo astr nomo François Felix Tisserand. Trata-se de uma equa o, em coordenadas adimensional que representa uma quantidade que deve ser conservado num sistema restrito circular de três corpos. Assim, dois corpos que orbitam observados são, possivelmente, o mesmo se quase satisfazer o critério do Tisserand (Battin, 1987)

$$\frac{1}{a_i} + 2\sqrt{a_i(1 - e_i^2)} \cos i_i \approx \frac{1}{a_0} + 2\sqrt{a_0(1 - e_0^2)} \cos i_0$$

Onde a_i , e_i e i_i são os elementos orbitais antes da manobra e a_0 , e_0 e i_0 são os elementos orbitais após a manobra. Neste estudo, o critério de Tisserand será utilizado para validar todas as manobras realizadas.

A valida o do modelo está sendo feito através de simula es realizadas no sistema Sol-Jupiter que pode ser visto na tabela 1. Pelo parametros abaixo (T-: parametro de tisserand antes da manobra, Tm: parametro de tisserand médio, Tmin: parametro de tisserand mínimo e Tmax: parametro de tisserand máximo)   possível verifica que o modelo numérico possui uma otima precisão. A pequena varia o corresponde ao efeito do arrasto.

Tabela 1-Elementos orbitais e critério de Tisserand para várias manobras

Elementos orbital (unidades can�nicas)				Depois da manobra			
velocidad e	Ψ (deg)	a	e	Critério de Tisserand			
				Sem arrasto		Com arrasto	
				T-	T _m	T _{min}	T _{max}
0,97	0	-1,23775	1,610314	2,000569	2,06071106	2,05025320	2,07252358
	45	-0,53638	2,821376	2,000065	2,06142012	2,05096604	2,07322829
	90	-0,54698	2,774633	2,000082	2,06192721	2,05148132	2,07372668
0,59	0	3,58547	0,7898784	2,601373	2,66063381	2,65033163	2,67227080
	45	-2,03535	1,4746355	2,601006	2,66105799	2,65076288	2,67268695

6. RESULTADOS

Um veículo espacial em órbita com algum planeta está sujeito a forças externas as quais podem afetar seus elementos orbitais. A proposta é estudar manobras de *swing-by* em um veículo espacial orbitando um corpo primário considerando o arrasto atmosférico.

Utilizando a equação 17, encontramos os valores para cada altitude. A figura 9, mostra que tem-se uma pequena variação da densidade atmosférica na faixa de 100 km a 2000 km.

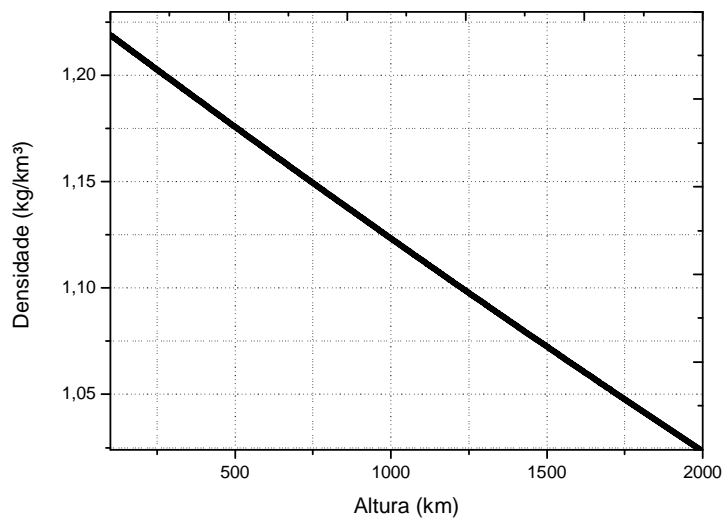
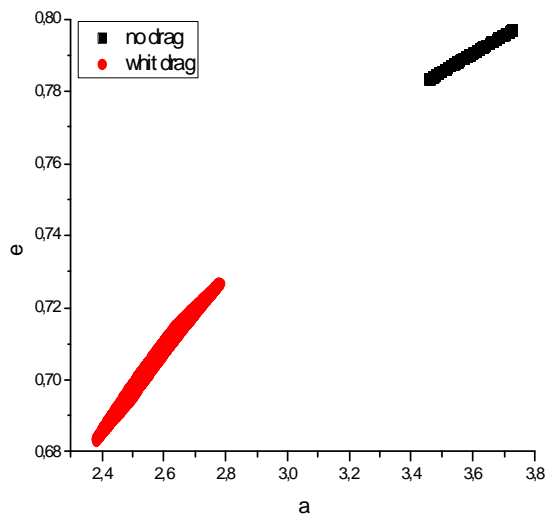


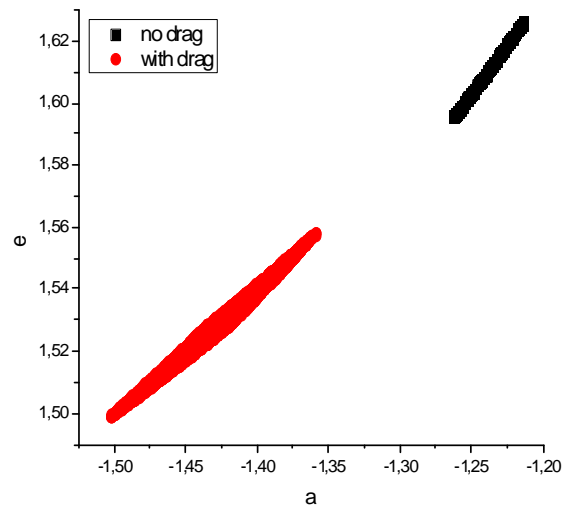
Figura 9- Densidade Atmosférica.

Com o equacionamento apresentado acima, pode-se realizar simulações para cada altitude e analisar onde se realiza a manobra com mais facilidade sendo pela economia de combustível quando se tem uma alta energia.

Os resultados são apresentados em tramas que mostram o semi-eixo maior e excentricidade da nuvem de partículas, após a passagem através da atmosfera e os mesmos valores para a sonda antes da passagem. Dois valores diferentes foram utilizados para a J constante Jacobiana: -1,3 e -1,0. Isto é equivalente à utilização de dois valores para a velocidade na periapsis. Oito valores foram usados para o ângulo de abordagem ψ : 0°, 45°. A Figura 10 e 11 mostram os resultados. Vermelho que representa partículas de manobra onde o arrastamento incluído e preta representa a situação em que o arrasto não está incluído.

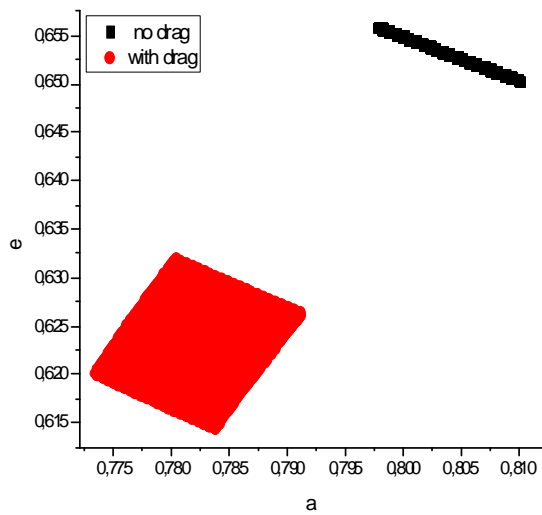


(a) $J=-1.3$

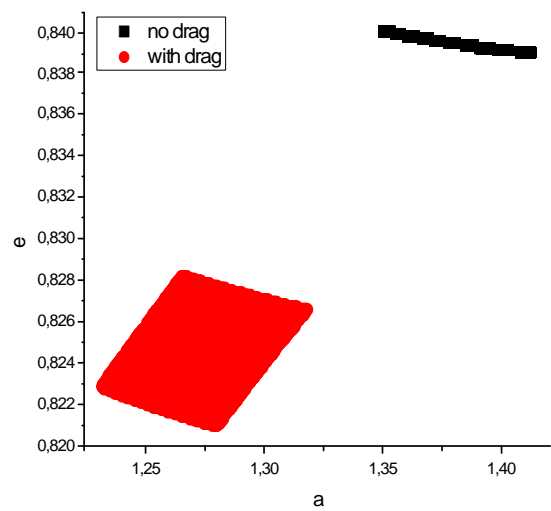


(b) $J=-1.0$

Figura 10– semi-eixo maior(a) e excentricidade (e) para uma nuvem de partículas considerando $\Psi=0^\circ$



(a) $J=-1.3$



(b) $J=-1.0$

Figura 11- semi-eixo maior(a) e excentricidade (e) para uma nuvem de partículas considerando $\Psi=45^\circ$

7. CONCLUSÃO

Um algoritmo numérico para calcular os efeitos da atmosfera numa manobra de aproximação estreita com Júpiter é desenvolvido. Ele permite quantificar os resultados devido à inclusão do arrasto e fazer previsões para outras situações. Então este algoritmo foi aplicado a uma nave espacial que explodiu ao passar pelo periélio de sua órbita ao redor do planeta. Os resultados mostram várias conclusões sobre o comportamento das partículas, indicando as regiões onde ocorre captura e fugas, bem como os efeitos da resistência do ar, no movimento das partículas.

Etapas Concluídas:

- 1- Realização de pesquisa bibliográfica;
- 2- Apresentação de seminários;
- 3- Desenvolvimento de equações analíticas;
- 4- Estudo teórico e montagem inicial dos algoritmos;
- 5- Comparação entre os modelos desenvolvidos e geração de resultados
- 6- Geração de resultados e simulações para outros sistemas;
- 7- Redigir trabalho e participação em eventos;
- 8- Elaboração do relatório final e submissão de trabalhos.

ATIVIDADES (*)	2012				2013					
	set	out	nov	dez	jan	fev	mar	abril	maio	junho
Atividade 1	ok	ok	Ok							
Atividade 2			ok	ok	Ok					
Atividade 3					ok	ok	Ok			
Atividade 4							ok	ok	Ok	
Atividade 5								ok	ok	Ok
Atividade 6									ok	Ok
Atividade 7							ok	ok	Ok	
Atividade 8								ok	ok	Ok

ok- Atividade realizada; x- em andamento

Etapas a Concluir:

- 1- Estudo de caso do problema dos três corpos “PCR3C”.
- 2- Implementação do modelo analítico do problema dos três corpos;
- 3- validar programa;
- 4- gerar resultados e analisar para o modelo do “patched conics”;
- 5- gerar resultados e analisar para o modelo do “PCR3C”;
- 6- Comparação entre os modelos desenvolvidos e geração de resultados;
- 7- Geração de resultados e simulações para outros sistemas;
- 8- Estender o estudo para outros sistemas solares
- 9- Elaboração do relatório final

ATIVIDADES (*)	2013						2014					
	julho	Agos	Sep	Out	Nov	DEz	jan	fev	mar	abr	mai	jun
Atividade 1	x	x										
Atividade 2			x	x	x							
Atividade 3					x	x						
Atividade 4							x	x				
Atividade 5								x	x			
Atividade 6								x	x			
Atividade 7								x	x	x		
Atividade 8									x	x	x	
Atividade 9									x	x	x	x

COMENTÁRIOS

Durante o desenvolvimento do projeto, percebeu-se a necessidade de validar ambos os modelos numéricos devido a alguns erros de computação e precisão que foram encontrados. Dessa forma, se fez necessário o aumento de mais atividades, gerando um pequeno atraso no cronograma impossibilitando de fazer mais estudos de casos. Esse método de validação apresentado acima foi proposto em um congresso por pesquisadores, tornando os resultados mais confiáveis e que serão apresentados no futuro para outros sistemas: Sol-Saturno, Sol-Urano e Terra-lua.

8. REFERÊNCIAS

- ARAÚJO, R. A. N. **Encontros próximos: captura gravitacional temporária e esfera de influência**. 2007. 112f. Dissertação (Mestrado em Física) – Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá, 2007.
- BROUCKE, R. A., 1988, "**The Celestial Mechanics of Gravity Assist**". AIAA paper 88- 4220. (In: AIAAAS Astrodynamics Conference, Minneapolis, MN, 15-17 Aug. 1988.
- BROUCKE, R.A. and PRADO, A.F.B.A., 1993, "**On the scattering of comets by a planet**". In: **Meeting of the ASS**, 181., Phoenix, AZ, Jan. 3-7.
- CARVALHO, J. P. S. **Ação de forças gravitacionais e não gravitacionais sobre o movimento orbital de satélites artificiais**. 2007. 196f. Dissertação (Mestrado em Física) – Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá, 2007.
- CARRARA, V. Aerodinâmica de satélites artificiais. In: PRADO, A. F. B.; KUGA, H. K. (Ed.). Fundamentos de tecnologia espacial. São José dos Campos: INPE, 2001. cap. 13, p. 198-209. ISBN(85-17-00004-8).
- CHOBOTOV, V. A. Orbital mechanics. 3. ed. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002. 460 p. ISBN(1-56347-537-5).
- FELIPE, G., 2000 "**Manobras orbitais aplicadas aos problemas de dois e três corpos**" São José dos Campos: INPE, 2000. 170p. – (INPE-7530-TDI/736).
- FORMIGA, J. K. S.; PRADO, A. F. B. A., **A study of the effects of a close approach between a planet and a particle**. In: 22. ND INTERNATIONAL SIMPOSIUM ON SPACE FLIGHT DYNAMICS, 2011, São José dos Campos. Proceedings. 2011. p.1-10.
- FORMIGA, J. K. S. ; Vilhena de Moraes, R . **Orbital Characteristics of artificial Satellites in resonance and the correspondent geopotential coefficients**. In: Prado, Gomes. (Org.). Advances in Space Dynamics 5: Celestial Mechanics and Astronautics. Cruzeiro: Cruzeiro Editora, 2008, v. 5, p. 110-119.
- JACOB, R. R. **Manobra Orbital Terra-Lua-Terra**. 2009, 117 f. Proposta de dissertação (Mestrado em Física) – Faculdade de Engenharia do campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá, 2009.
- KUGA, H. K., RAO, K. R. **Introdução a determinação de orbitas e manobras orbitais**. In: PRADO, A. F. B. A., KUGA, H. K. (Eds). Fundamentos de tecnologia espacial. Sao Jose dos Campos – SP: INPE, 2001. p. 38-49
- KUGA, H. K. Reformulação computacional do modelo de jacchia-roberts para a densidade atmosférica. (INPE-3691-RPE/493). Publicação Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 1985.

KUGA, H. K., RAO, K. R., CARRARA, V. Satélites artificiais: movimento orbital. São José dos Campos: INPE, 2000. 94 p.

KUGA, H. K.; RAO, K. R.; PRADO, A. F. A. Introdução à determinação de órbita e manobras orbitais. In: PRADO, A. F. B.; KUGA, H. K. (Ed.). Fundamentos de tecnologia espacial. São José dos Campos: INPE, 2001. cap. 3, p. 38-49. ISBN(85-17-00004-8).

MELO, C. F. **Trajatórias Alternativas no Sistema Terra-Lua / Cristiano Fiorilo de Melo.** – São José dos Campos: Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), 2005. 259 p.; INPE-14050-TDI/1065).

PRADO, A. F. B. A. and BROUCKE, R. A., 1995a, "**A Classification of Swing-By Trajectories using the Moon**". Applied Mechanics Reviews, Vol. 48, No. 11, Part 2, pp. 138-142.

PRADO, A. F. B. A. and BROUCKE, R. A., 1995b, "**Effects of Atmospheric Drag in Swing-By Trajectory**". Acta Astronáutica, Vol. 36, No. 6, pp. 285-290.

PRADO, A. F. B. A., 2001, "**Trajatórias Espaciais e Manobras Assistidas por Gravidade**". São José dos Campos, INPE , pp. 75-113.

PRADO, A. F. B. A. and KUGA, H. K. 2001, "**Fundamentos de Tecnologia Espacial**". São José dos Campos, INPE.

ROCCO, E.M., PRADO, A.F.B.A., SOUZA, M.L.O. **Bi-Impulsive Orbital Transfers Between Non-Coplanar Orbits with Time Limit.** Applied Mechanics in the Americas, Vol. 6, 1999, pp. 259-262. Editores: Djenane Pamplona, Charles Steele, Hans I. Weber, Paulo B. Gonçalves, Iwona Jasiuk, Luiz Bevilacqua. ISBN: 85-900726-1-4.

SANTOS, Willer Gomes dos. Simulação de manobras aeroassistidas de um veículo espacial controlado por placas aerodinâmicas reguláveis e sistema propulsivo / Willer Gomes dos Santos. – São José dos Campos : INPE, 2011.

WALBERG, G. D. A survey of aeroassisted orbit transfer. Journal of Spacecraft and Rockets, v. 22, n. 1, p. 3-18, Jan.-Feb. 1985.

Gabriela Martins Cruz
Bolsista

Jorge Kennety Silva Formiga
Orientador