



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

MANOBRAS ORBITAS PARA SATÉLITES ARTIFICIAIS

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

Bruno Nunes Vaz
(FEG, Bolsista PIBIC/CNPq)
E-mail: bruno.ssv@gmail.com

Dr. Antonio Fernando Bertachini de Almeida Prado
(DEM/INPE, Orientador)
E-mail: prado@dem.inpe.br

Julho de 2007

SUMÁRIO

1	Introdução	1
2	A manobra de Swing-by	6
3	Modelo Matemático e Algoritmo	9
4	Regras para o Estabelecimento de Letras para as Órbitas	10
5	Resultados	12
6	Conclusão	24
7	Bibliografia	24
8	Agradecimento	26

MANOBRAS DE SWING-BY PERTO DE MARTE

Bruno Nunes Vaz¹ (FEG, Bolsista PIBIC/CNPq)

Antonio Fernando Bertachini de Almeida Prado² (DEM/INPE, Orientador)

RESUMO

A manobra de Swing-By é uma técnica usada em muitas missões para reduzir o consumo de combustível. Para identificar uma trajetória, as seguintes variáveis são utilizadas: 1) J , a constante de Jacobi para a espaçonave; 2) O ângulo ψ , que é o ângulo entre a linha formada por Sol-Marte, e a direção do periapsis da trajetória da espaçonave ao redor de Marte; 3) R_p , a distância da espaçonave ao centro de Marte no momento do encontro próximo com o mesmo. A constante de Jacobi é equivalente a velocidade no periapsis ou a magnitude da velocidade do satélite ao se aproximar de Marte, V_∞ , sendo que elas podem ser relacionados pela conservação de energia do problema dos dois corpos. Para um grande número de valores dessas três variáveis, as equações do movimento são integradas numericamente para frente e para trás no tempo, até que a espaçonave esteja a uma distância onde o efeito de Marte pode ser desconsiderado e o sistema formado pelo Sol e a espaçonave pode ser considerado um sistema do problema de dois corpos. Nesses dois pontos, as fórmulas de mecânica celeste para dois corpos são válidas para o cálculo da energia e do momento angular antes e após o encontro próximo. Com estas informações é possível classificar 16 tipos de órbitas, de acordo com a mudança de energia e momento angular causado pelo encontro próximo. Nesta pesquisa, é especialmente observado qual destas órbitas possuem trajetórias passando perto da Terra do tipo “Outbound” (saindo da Terra), e “Inbound” (saindo de Marte). Isto é muito importante porque estas órbitas possuem um potencial para aplicações práticas. As trajetórias do tipo “Outbound” podem ser utilizadas para mandar uma espaçonave para Marte e as trajetórias do tipo “Inbound” são importantes porque um asteroide passando por Marte pode seguir esta trajetória para colidir com a Terra. Os resultados são mostrados graficamente, onde uma letra descrevendo os efeitos do swing-by é relacionada com o respectivo ponto em um gráfico de duas dimensões que tem no eixo horizontal o ângulo ψ (o ângulo de aproximação), e no eixo vertical a constante de Jacobi para a espaçonave. Estes gráficos são feitos com um valor fixo do parâmetro R_p .

¹ Aluno do Curso de Engenharia Mecânica, FEG. **E-mail: bruno.ssv@gmail.com**

² Pesquisador da Divisão de Mecânica Espacial e Controle. **E-mail: prado@dem.inpe.br**

1 Introdução

Nesta introdução, uma revisão histórica é feita abordando as principais manobras orbitais, sendo que a manobra assistida por gravidade é definida e explicada. Essa manobra é também conhecida usualmente como manobra de *swing-by*, e foi ela o centro desta pesquisa.

1.1 Revisão Histórica

A importância das trajetórias assistidas pela gravidade (ou manobra de *swing-by*) pode ser bem entendida pelo número de missões que voaram ou estão programadas para voar usando essa técnica. Um exemplo bem sucedido foi o das missões Voyager, que voaram para os planetas exteriores (a partir de Júpiter) do sistema solar com o uso de *swing-bys* sucessivos nos planetas visitados, onde ganharam energia (Kohlhase e Penzo, 1977). A Figura 1 mostra essa famosa missão. Além dela, as trajetórias *swing-by* têm uma variedade de aplicações, tais como:

- o uso do planeta Vênus para uma viagem da Terra até Marte (Szebehely, 1965; Hollister e Prussing, 1966; Striepe e Braun, 1991). A Figura 2 mostra o exemplo de Striepe e Braun, 1991;
- 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; D'Amario e Bymes, 1983; Weinstein 1992; Swenson, 1992); A Figura 4.3 mostra uma trajetória para Netuno, obtida em Swenson, 1992. A Figura 4.4 mostra uma trajetória para Plutão, obtida em Weinstein, 1992.
- o uso da Lua para lançar uma nave espacial para uma órbita elíptica ou hiperbólica que termine em escape da Terra (Nock e Upholf, 1979);

- 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) e Marsh e Howell (1988). A Figura 4.5 mostra o exemplo de Farquhar e Dunham, 1981;
- o uso de múltiplos *swing-bys* com propulsão nos satélites de um grande planeta (Júpiter ou Saturno) para investigar esses satélites. Métodos de otimização são aplicados nesse caso para economizar o combustível usado na parte propulsiva da missão (D' Amario *et ai.*, 1979; D'Amario, Bymes e Stanford, 1981 e 1982). O número de *swing-bys* neste tipo de missão é, em geral, superior a dez.

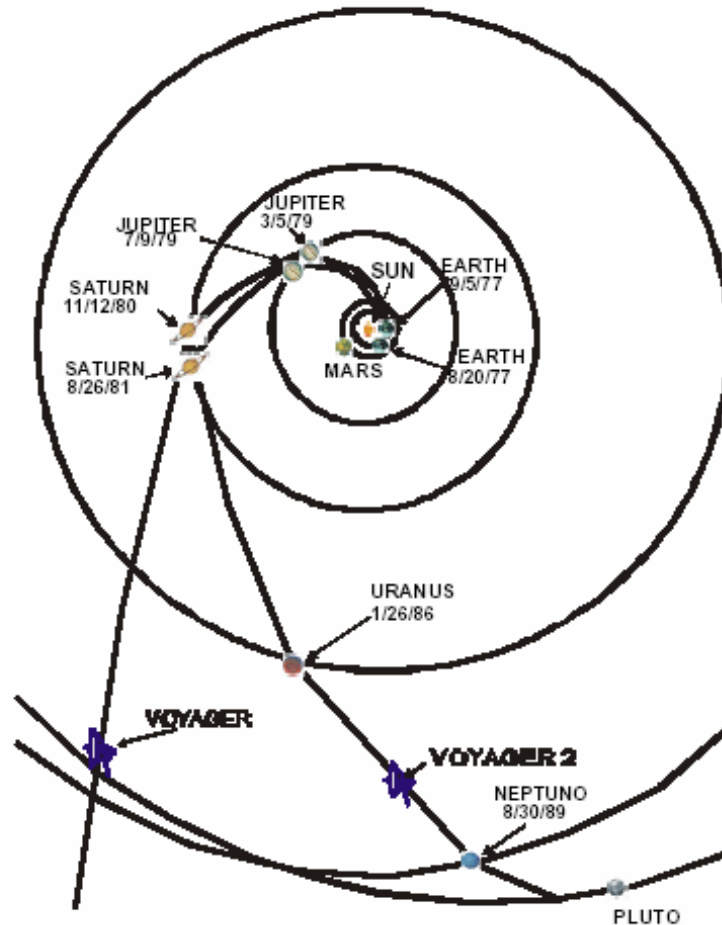


Figura 1 – Trajetórias das Voyager 1 e Voyager 2.

FONTE: D' Amario et al. (1979).

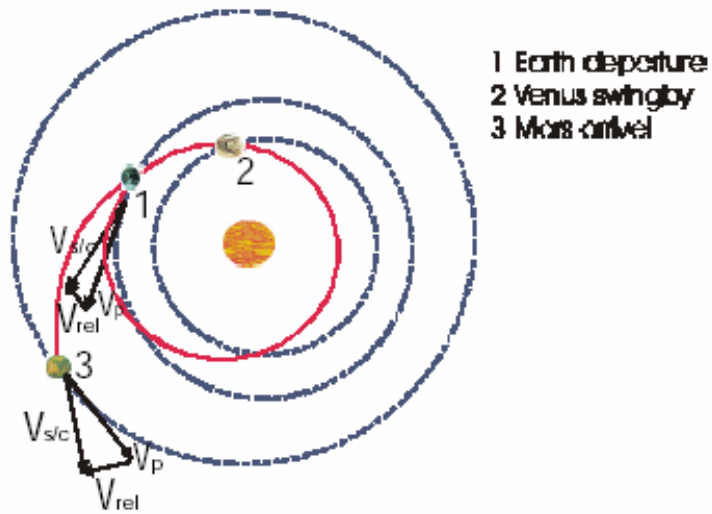


Figura 2 - Uso do Planeta Vênus para uma viagem da Terra até Marte

FONTE: Striepe e Braun (1991).

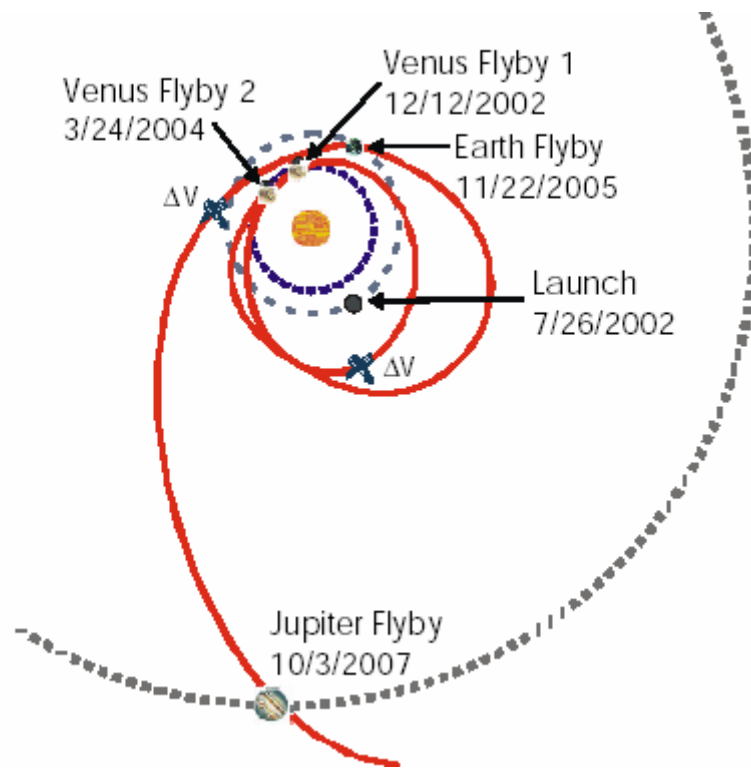


Figura 3 – Trajetória para Netuno.

FONTE: Swenson (1992).

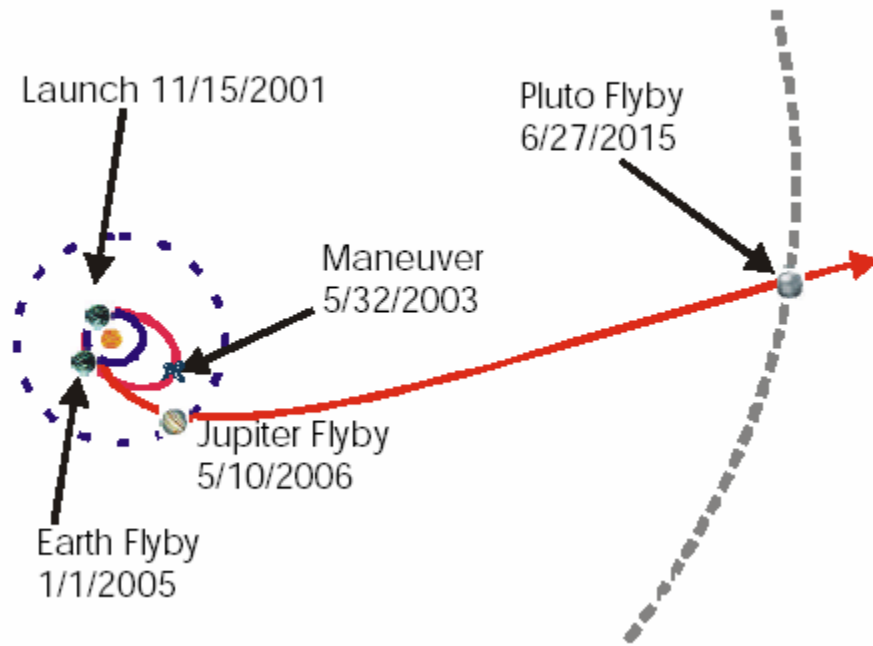


Figura 4 – Trajetória para Plutão.

FONTE: Weinstein (1992).

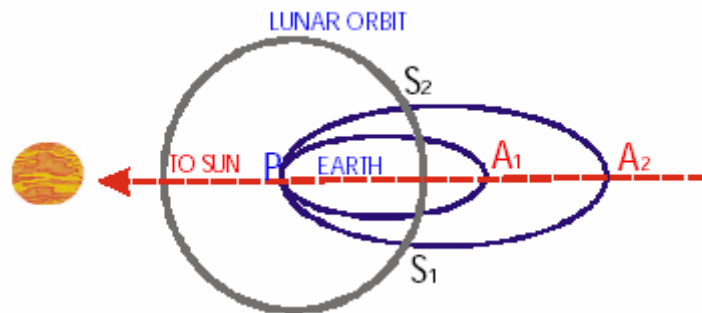


Figura 5 – Uso de Sucessivos Swing-bys com a Lua

FONTE: Farquhar e Dunham (1981).

Todas as aplicações citadas acima estão no campo da Astronáutica, sendo que todas elas são muito recentes se comparadas à literatura no campo da Astronomia. A mecânica celeste do swing-by já é conhecida pelos astrônomos há cerca de 150 anos. Laplace entendeu o mecanismo completo da manobra assistida pela gravidade. Posteriormente, alguns pesquisadores derivaram equações analíticas para os efeitos do swing-by e/ou produziram resultados numéricos neste tópico, especialmente no problema de escape e captura de

cometas por Júpiter (Broucke, 1988; Broucke e Prndo, 1993), que é essencialmente o mesmo problema.

O conceito de manobra assistida pela gravidade, no programa espacial americano, apareceu inicialmente no JPL (Jet Propulsion Laboratory), no início dos anos sessenta. Um dos primeiros documentos do JPL em que encontramos esse assunto é um memorando (312-130) elaborado por M. Minovich (1961), datado de 23 de agosto de 1961. Esse documento contém as fórmulas para os cálculos das alterações na energia e no semi-eixo maior de uma órbita elíptica. Uma revisão bem detalhada da atividade de Minovitch foi efetuada mais recentemente (Dowling et al., 1990 e 1991).

Outro conceito importante, derivado da manobra assistida pela gravidade e que foi originado inicialmente no JPL é a missão múltiplo-planetária. Esse caso particular engloba, especialmente, a grande viagem entre os planetas, concebida por Gary Flandro (1996).

Outras numerosas aplicações são bem conhecidas para serem descritas em detalhes neste trabalho. Algumas delas são:

- 1973- 74: - Mariner 10 para Vênus + Mercúrio + Mercúrio; 1972: - Pioneer 10 para Júpiter + exterior do Sistema Solar;
- 1973: - Pioneer 11 para Júpiter + Saturno + exterior do Sistema Solar;
- 1977: - Voyager 2 para Júpiter + Saturno + Urano + Netuno + exterior do Sistema Solar; 1989: - Galileo para Vênus + Terra + Marte + Júpiter + satélites de Júpiter;
- 1990: - Ulisses para Júpiter + Sol (fora da eclíptica).

Além das atividades do JPL na manobra assistida pela gravidade lunar, outro ramo importante de contribuições é dado por R W. Farquhar e seu grupo. Os trabalhos efetuados por esse grupo foram muito bem documentados em uma edição especial do Journal of the Astronautical Sciences (Vol. 33, nO 3, 1985) nos artigos de Farquhar, Muhonen e Church; Muhonen, Dunham e Davis; Dunham e Davis; Efron, Y omans e Schanzle. A missão ICE (ISEE- 3) para a Lua e para o cometa Giacobini- Zimmer é especialmente digna de nota

Uma aplicação marcante, mais recente, da manobra assistida por gravidade foi o encontro com a Lua da nave espacial japonesa Muses/Hiten em 5 de agosto de 1990 e a captura lunar em 19 de dezembro. Do mesmo ano, o trabalho feito no JPL por E. A. Belbruno e J. K. Miller (Belbruno 1987 e 1990) foi relacionado com essa missão e muito semelhante em natureza. Um estudo numérico deste tipo de problema de captura foi recentemente publicado por pesquisadores japoneses (Yamakawa et al., 1992). Uma segunda missão japonesa envolvendo um swing-by lunar foi Geotail, em 1992. Esse tópico de captura gravitacional se encontra mais detalhado em Vieira- Neto, (1999).

O conceito de manobra assistida pela gravidade não é descrito em muitos livros de mecânica celeste. Uma exceção é o livro de H. O. Huppe, *Introduction to Astronautics* (1967), páginas 144-147, no Volume 1, e páginas 151-162, no Volume 2. Existem também os livros de M. H. Kaplan (*Modern Spacecraft Dynamics and Control*, 1976, páginas 90-95) e R. B. Battin (*Astronautical Guidance*, 1965, páginas 150-155). Battin fornece o diagrama fundamental para as mudanças de velocidade, na página 151. Os conceitos básicos da manobra assistida pela gravidade são também descritos por C. Uphoff (1989) em um simpósio promovido pela AAS (American Astronomical Society) realizado em abril de 1989.

No futuro, este tópico deverá ser muito importante, porque a economia em combustível obtida pelas manobras assistidas pela gravidade tem vasto impacto no custo final da missão. A redução desse custo é atualmente a grande prioridade de todos os programas espaciais existentes no mundo.

2 A Manobra de Swing-by

A manobra de Swing-By é uma técnica usada em muitas missões para reduzir o consumo de combustível. Para identificar uma trajetória, o seguinte modelo matemático é utilizado: 1) J , a constante de Jacobi para a espaçonave; 2) O ângulo ψ , que é o ângulo entre a linha formada por Sol-Marte, e a direção do periapsis da trajetória da espaçonave ao redor de Marte; 3) R_p , a distância da espaçonave ao centro de Marte no momento do encontro próximo com o mesmo. A constante de Jacobi é equivalente a velocidade no periapsis ou a magnitude de velocidade do satélite V_∞ , sendo que elas podem ser relacionadas pela conservação de energia do problema dos dois corpos. Para um grande

numero de valores dessas três variáveis, as equações do movimento são integradas numericamente para frente e para trás no tempo, até que a espaçonave esteja a uma distancia onde o efeito de Marte pode ser desconsiderado e o sistema formado pelo Sol e a espaçonave pode ser considerada um sistema do problema de dois corpos. Nesses dois pontos, as formulas de mecânica celeste para dois corpos são validas para o calculo da energia e do momento angular antes e apos o encontro próximo. Com estas informações é possível classificar 16 tipos de órbitas, de acordo com a mudança de energia e momento angular causado pelo “close encounter”. Nesta pesquisa, é especialmente observado qual destas órbitas possuem trajetórias passando perto da Terra do tipo “Outbound” (saindo da Terra), e “Inbound” (saindo de Marte). Isto é muito importante porque estas órbitas possuem um potencial para aplicações praticas.

As trajetórias do tipo “Outbound” podem ser utilizadas para mandar uma espaçonave para Marte e as trajetórias do tipo “Inbound” são importantes porque um asteróide passando por Marte pode seguir esta trajetória para colidir com a Terra. Os resultados são mostrados graficamente, onde uma letra descrevendo os efeitos do swing-by é relacionada com o respectivo ponto em um gráfico de duas dimensões que tem no eixo horizontal o ângulo ψ (o ângulo de aproximação), e no eixo vertical a constante de Jacobi para a espaçonave. Estes gráficos são feitos com um valor fixo do parâmetro R_p

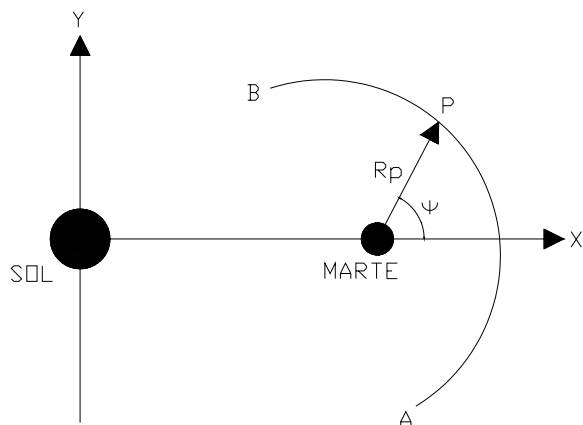


Figura 6 – Geometria do Encontro Próximo

3 Modelo Matemático e Algoritmo

As equações de movimento para a espaçonave são consideradas como sendo as mesmas validas para o conhecido problema restrito dos três corpos circular.

$$\ddot{x} - 2\dot{y} = x - \frac{\partial V}{\partial x} = \frac{\partial \Omega}{\partial x} \quad \ddot{y} + 2\dot{x} = y - \frac{\partial V}{\partial y} = \frac{\partial \Omega}{\partial y} \quad (1-2)$$

$$\Omega = \frac{1}{2}(x^2 + y^2) + \frac{(1-\mu)}{r_1} + \frac{\mu}{r_2} \quad (3)$$

O usual sistema de unidades canônicas é utilizado. E também necessário ter equações para calcular a energia e o momento angular da espaçonave. Isto pode ser feito com as seguintes formulas:

$$E = \frac{(x + \dot{y})^2 + (\dot{x} + y)^2}{2} - \frac{1-\mu}{r_1} + \frac{\mu}{r_2} \quad C = x^2 + y^2 + x\dot{y} - y\dot{x} \quad (4-5)$$

Com estas equações, é possível construir um algoritmo numérico para resolver o problema, com os seguintes passos:

- i) Valores arbitrários para os parâmetros: R_p, J, ψ são dados;
- ii) Com estes valores, as condições iniciais no sistema rotacional são computadas. A posição inicial é: $X_i = R_p \cos(\psi) + (1-\mu)$, $Y_i = R_p \sin(\psi)$ e a velocidade inicial é: $V_{yi} = +V \cos(\psi)$, onde $V = \sqrt{\dot{x}^2 + \dot{y}^2}$;
- iii) Com estas condições iniciais, as equações de movimento são integradas para frente no tempo até que a distancia entre o planeta Marte e a espaçonave seja maior que uma distancia limite especificada d_{JS} . Neste ponto a integração numérica é parada, e a energia ($E+$) e o momento angular ($C+$) após o encontro com Marte são calculados;
- iv) Então as condições iniciais são retornadas ao ponto P, e as equações de movimento são integradas para traz no tempo, até que a distancia limite d_{JS} seja alcançada novamente. Assim, a energia ($E-$) e o momento angular ($C-$) antes do encontro com Marte são obtidos;

v) Com estes resultados, todas as informações requeridas para calcular a mudança de energia ($E+ - E-$) e o momento angular ($C+ - C-$) devido ao encontro próximo com Marte estão disponíveis;

vi) Agora, a integração numérica é feita além dos pontos A e B, e é verificado se a espaçonave tem nenhum, um ou dois possíveis encontros próximos com a Terra, usando as condições descritas na seção anterior;

Com este algoritmo disponível, as condições iniciais dadas (R_p, J, ψ) podem ser variadas para qualquer valor desejado para estudar os efeitos do encontro próximo com Marte na órbita da espaçonave.

4 Regras para o Estabelecimento de Letras para as Órbitas

Tabela 1 – Regras para o estabelecimento de Letras para as Órbitas

Antes: Depois:	Elipse Direta	Elipse Retrógrada	Hipérbole Direta	Hipérbole Retrógrada
Elipse Direta	A	E	I	M
Elipse Retrógrada	B	F	J	N
Hipérbole Direta	C	G	K	O
Hipérbole Retrógrada	D	H	L	P

Para indicar que uma dessas órbitas tem possibilidade de um ou dois encontros com a Terra, utilizaram-se as seguintes convenções:

- 1) Letras MAIÚSCULAS para órbitas que não cruzam o caminho da Terra ao redor do Sol e não tem possibilidade de um encontro com a Terra;
- 2) Letras MINÚSCULAS para órbitas que cruzam o caminho da Terra em volta do Sol, em uma única direção de tempo. Essas órbitas podem ser usadas para enviar uma espaçonave da Terra para Marte ou além;
- 3) Letras MINÚSCULAS NEGRITO para órbitas que cruzam o caminho da Terra ao redor do Sol para ambas as direções de tempo. Essas órbitas podem ser usadas para duas tarefas diferentes: enviar um veículo espacial da Terra para Marte e de volta para Marte para a Terra, sem manobras adicionais, se a condição apropriada de tempo puder ser encontrada.

Com estas regras definidas, os resultados consistem em relacionar uma dessas letras a uma posição em um diagrama bi-dimensional, que tem o parâmetro ψ no eixo horizontal e o parâmetro J no eixo vertical.

A variação dos parâmetros utilizados é ($180^\circ \leq \psi \leq 360^\circ$) e J ($1.35 \leq J \leq 1.55$). Eles são muito adequados para mostrar a característica principal das figuras. O intervalo $180^\circ \leq \psi \leq 360^\circ$ usado, e não o intervalo total de $0^\circ \leq \psi \leq 360^\circ$, porque existe uma simetria entre o intervalo escolhido e o intervalo de $0^\circ \leq \psi \leq 360^\circ$. Esta simetria vem do fato que uma órbita com um ângulo $\psi = \theta$ é diferente de uma órbita com um ângulo $\psi = \theta + 180^\circ$ somente por um tempo reverso. Isto significa que há uma correspondência entre esses dois intervalos. Esta correspondência é: $C \leftrightarrow L$, $O \leftrightarrow B$, $E \leftrightarrow N$, $H \leftrightarrow M$, $D \leftrightarrow A$. As órbitas A, F, K e P não são mudadas.

Para decidir o melhor intervalo de valores para a terceira partícula (distância do periapsis) varias simulações foram feitas. Foi notado que, para valores maiores que 10 vezes o raio de Marte, o efeito do swing-by é muito pequeno, com a exceção de poucos casos. Então foram feitos gráficos para os seguintes valores: 1.0, 2.0, 10.0 e 100.0 vezes o raio de Marte.

Com o propósito de ser ter um melhor entendimento do processo, algumas trajetórias foram plotadas no sistema fixo e rotacional. Os valores numéricos envolvidos nos resultados disponíveis nesta pesquisa (em unidades canônicas) são: Distância de Marte aos pontos A e B (d_{JS}): 0.5; Distância limite para a espaçonave ser considerada muito distante do sistema solar: 2.0; Tempo limite para parar a integração numérica quando procurando uma passagem perto da Terra: 10.0.

Abaixo seguem algumas figuras com os resultados obtidos seguindo as regras para o estabelecimento de letras para as órbitas.

5 Resultados

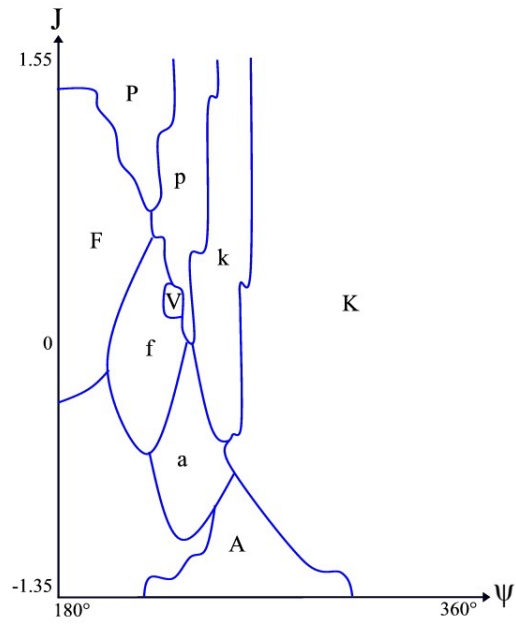


Figura 7 – Exemplo da Regra para Estabelecimento de Órbitas para $R_p = R_m$

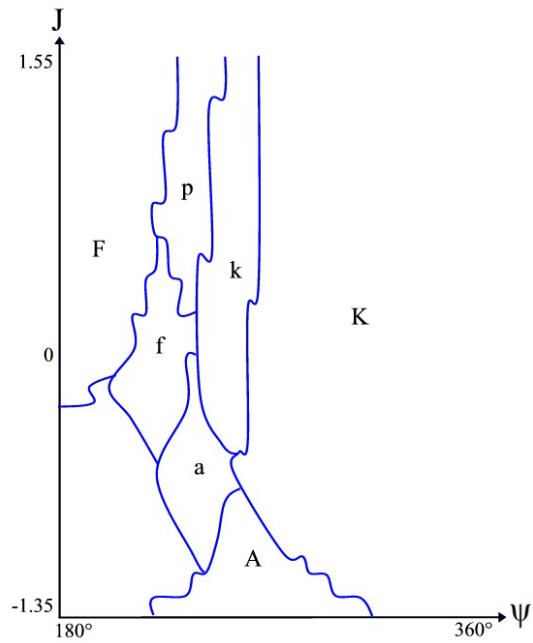


Figura 8 - Exemplo da Regra para Estabelecimento de Órbitas para $R_p = 2R_m$

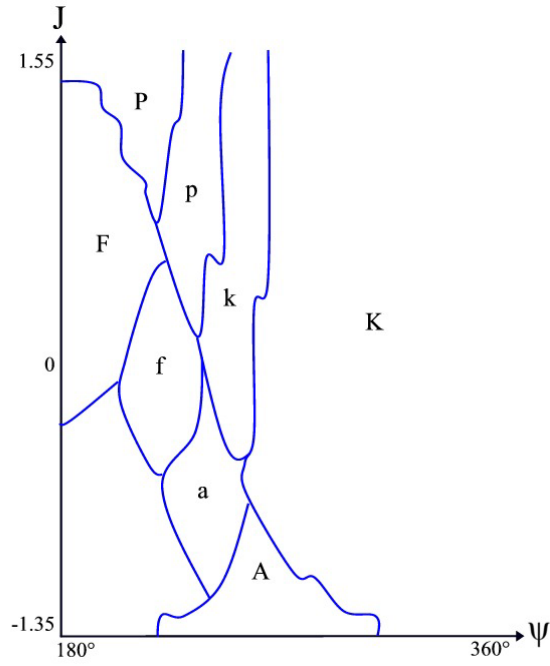


Figura 9 - Exemplo da Regra para Estabelecimento de Órbitas para $R_p=10R_m$

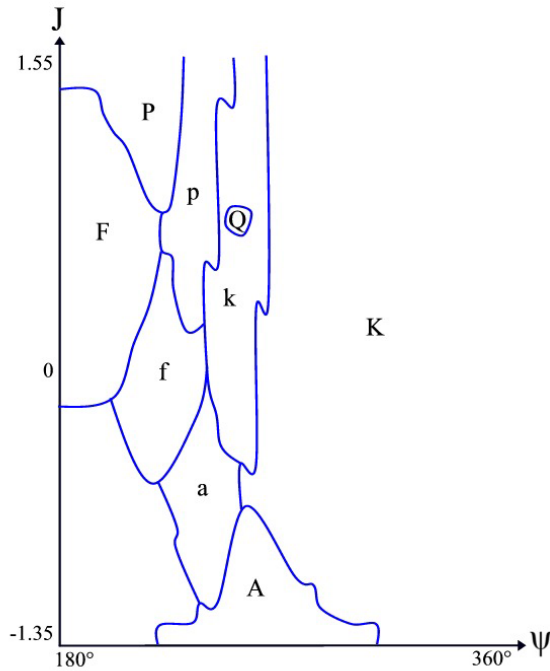


Figura 10 - Exemplo da Regra para Estabelecimento de Órbitas para $R_p=100R_m$

5.1 Resultados para $R_p=R_m$

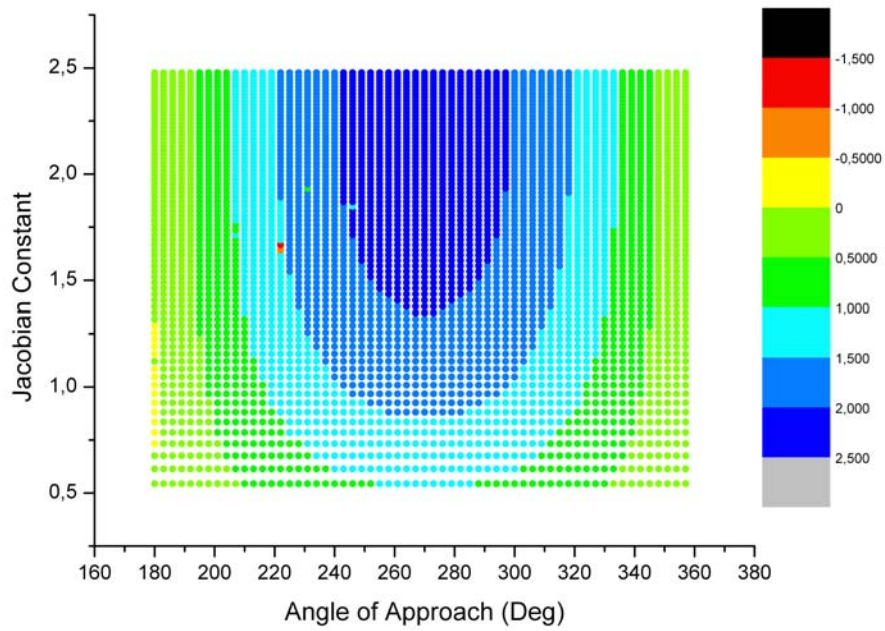


Figura 11 - Variação do Momento Angular utilizando o problema de três corpos

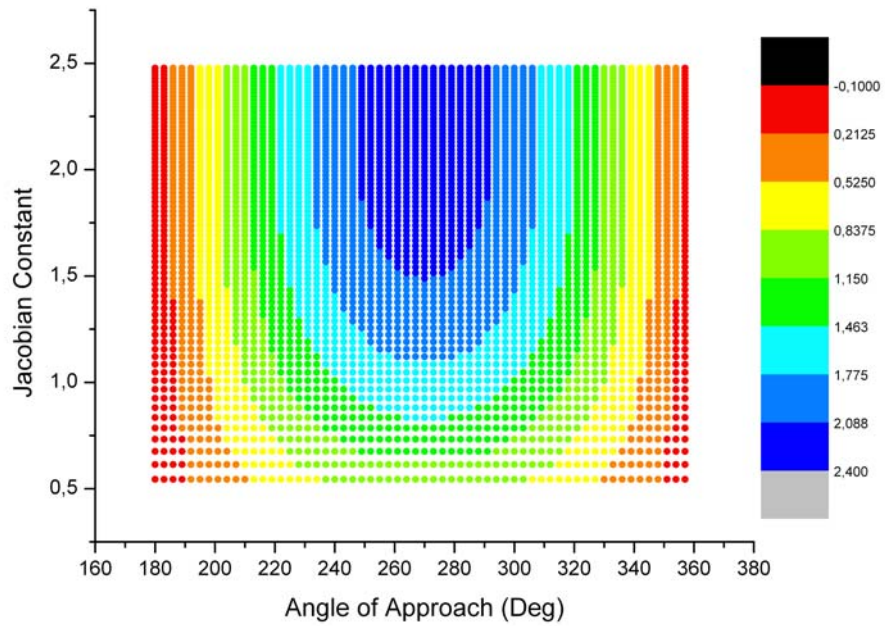


Figura 12 - Variação de Energia Utilizando o problema de dois corpos

5.2 Resultados para $R_p=2R_m$

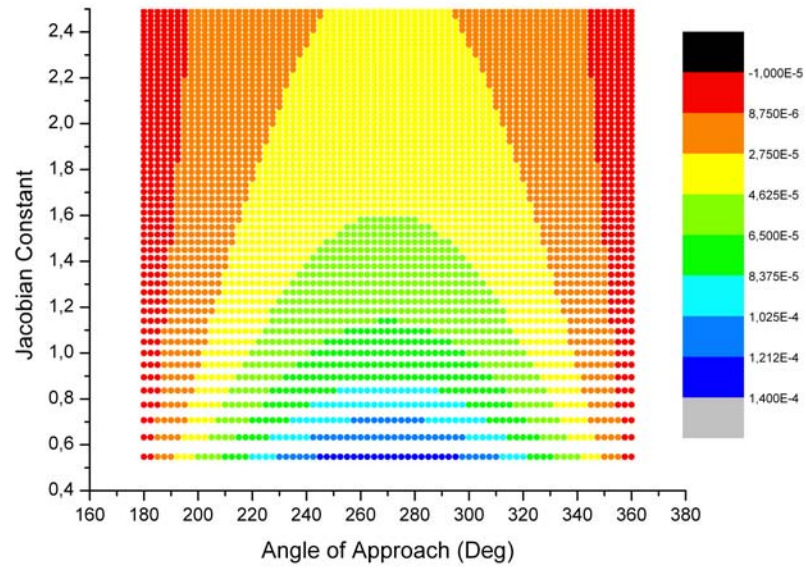


Figura 13 - Variação de Energia Utilizando o problema de dois corpos

5.3 Resultados para $R_p=10R_m$

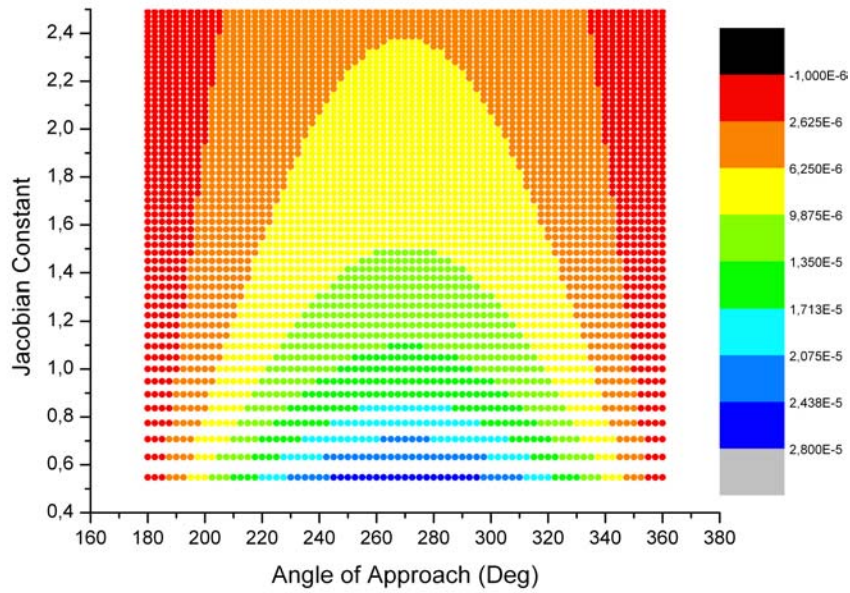


Figura 14 - Variação de Energia Utilizando o problema de dois corpos

5.4 Resultados para $R_p=100R_m$

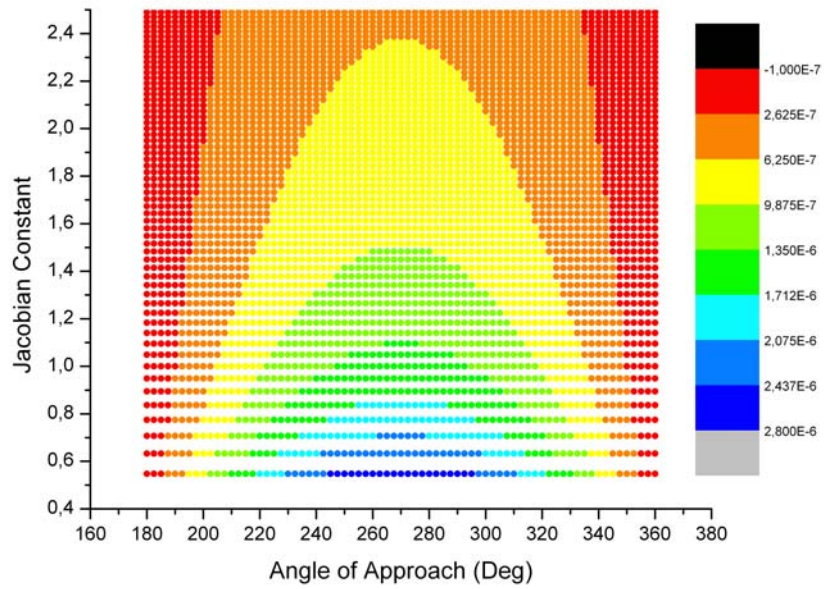


Figura 15 - Variação de Energia utilizando o problema de dois corpos

5.5 Exemplos de Trajetórias no Referencial Fixo e Girante ($R_p=R_m$)

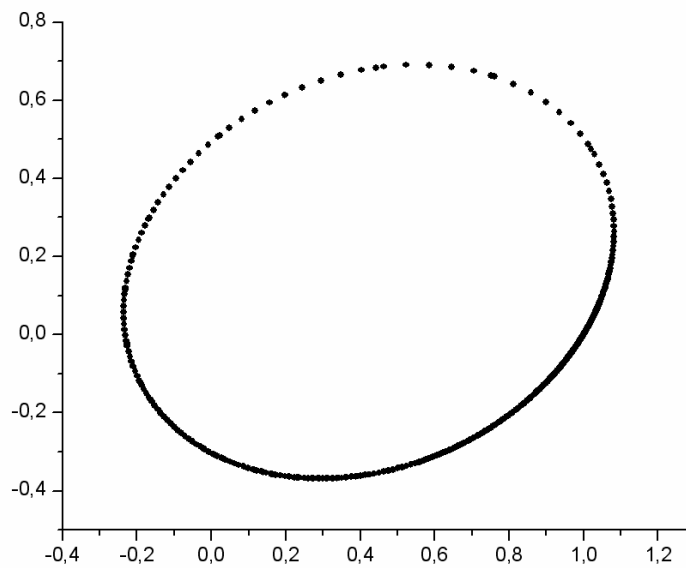


Figura 16 - Trajetória do tipo "A" no Referencial Fixo

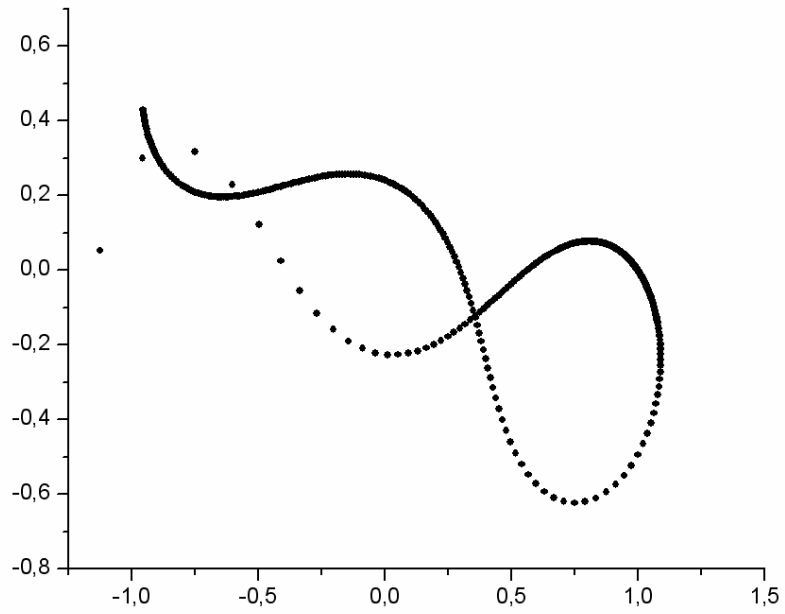


Figura 17 - Trajetória do tipo “A” no Referencial Girante

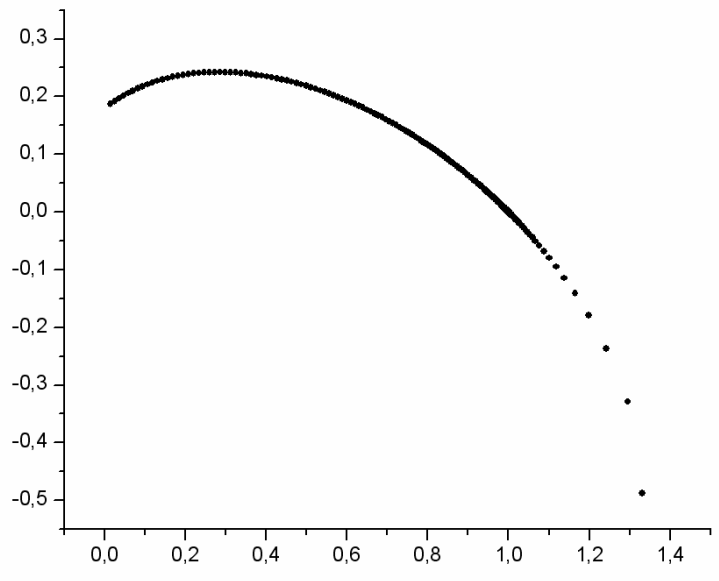


Figura 18 - Trajetória do tipo “f” no Referencial Fixo

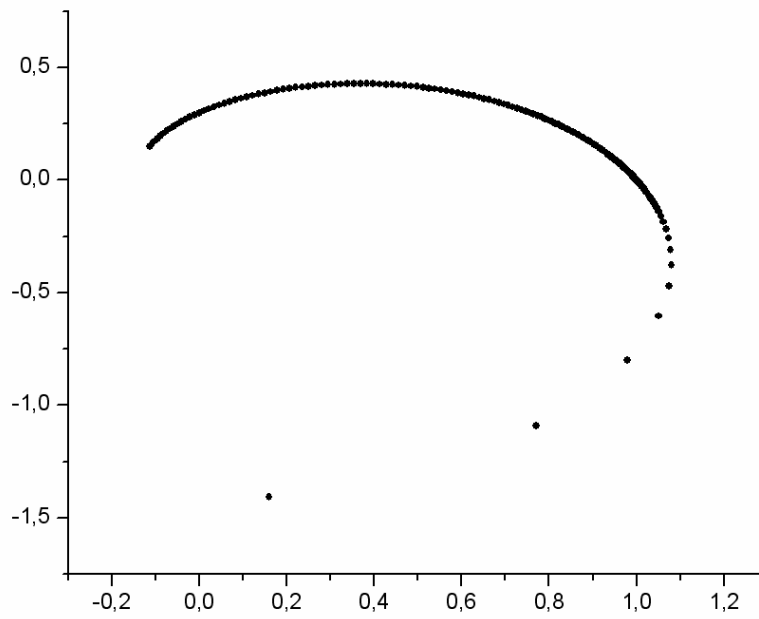


Figura 19 - Trajetória do tipo “f” no Referencial Girante

5.6 Exemplos de Trajetórias no Referencial Fixo e Girante ($R_p=2R_m$)

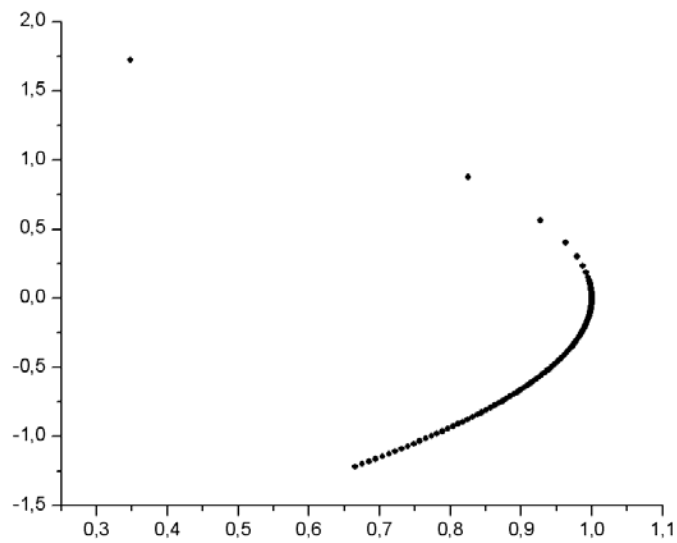


Figura 20 - Trajetória do tipo “P” no Referencial Fixo

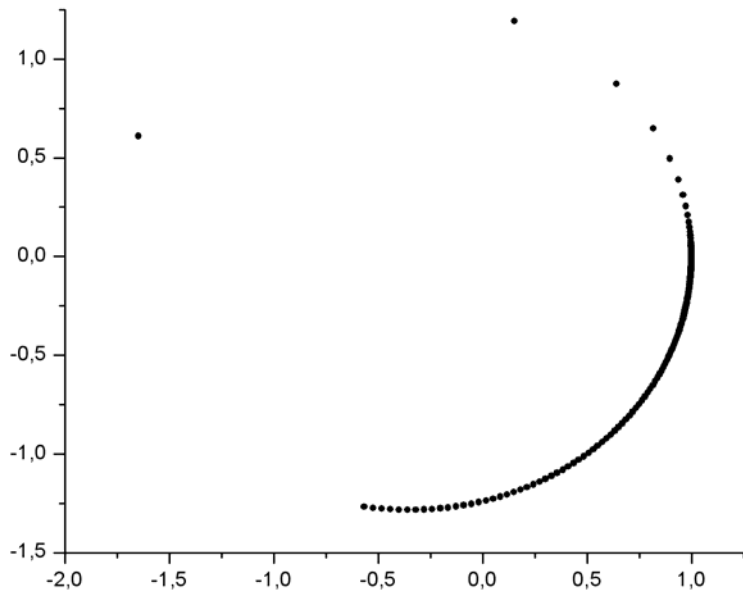


Figura 21 - Trajetória do tipo “P” no Referencial Girante

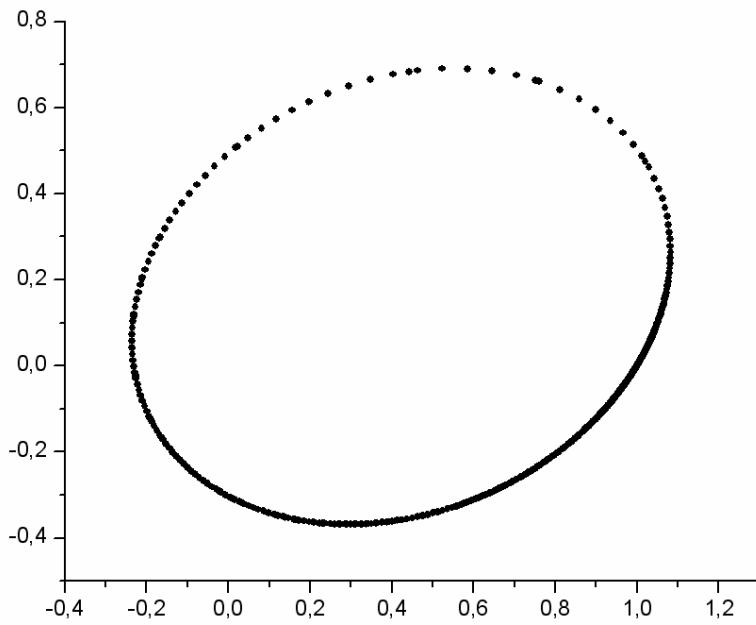


Figura 22 - Trajetória do tipo “A” no Referencial Fixo

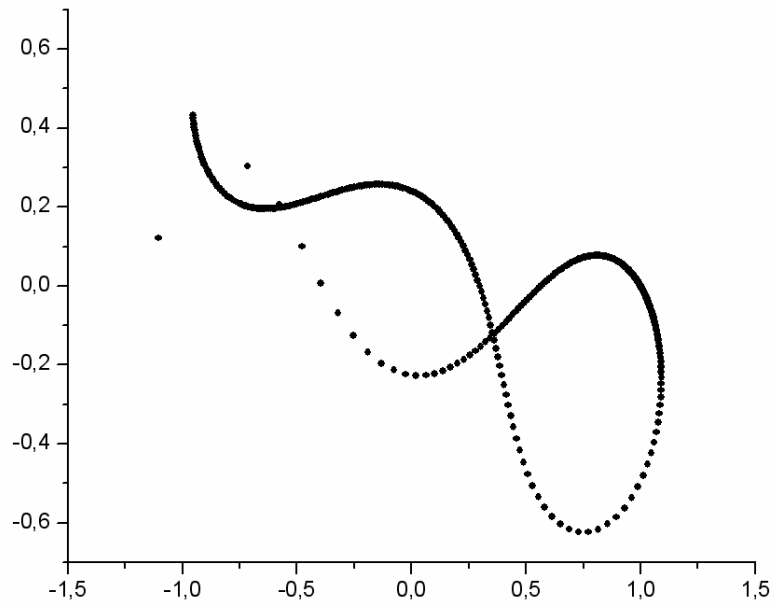


Figura 23 - Trajetória do tipo “A” no Referencial Girante

5.7 Exemplos de Trajetórias no Referencial Fixo e Girante ($R_p=10R_m$)

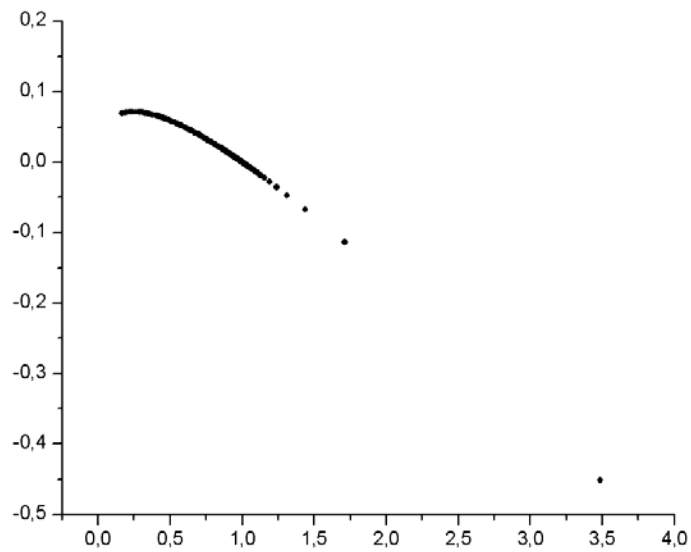


Figura 24 - Trajetória do tipo “p” no Referencial Fixo

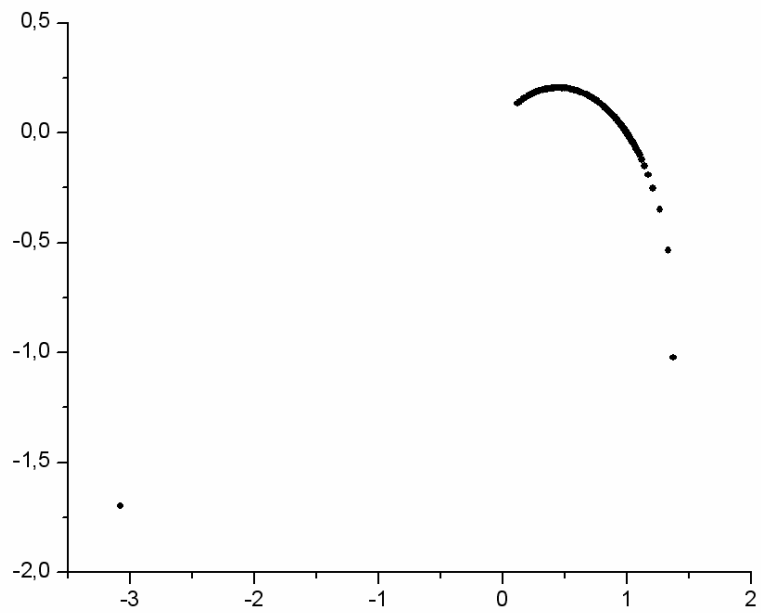


Figura 25 - Trajetória do tipo “p” no Referencial Girante

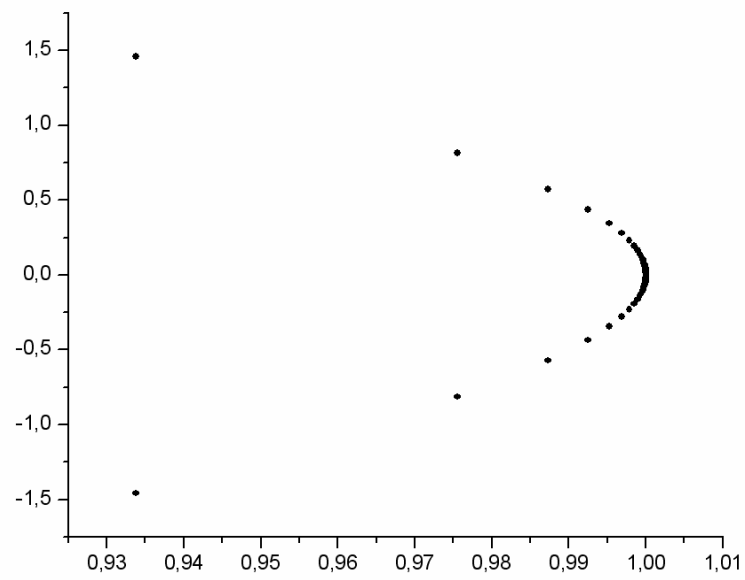


Figura 26 - Trajetória do tipo “K” no Referencial Fixo

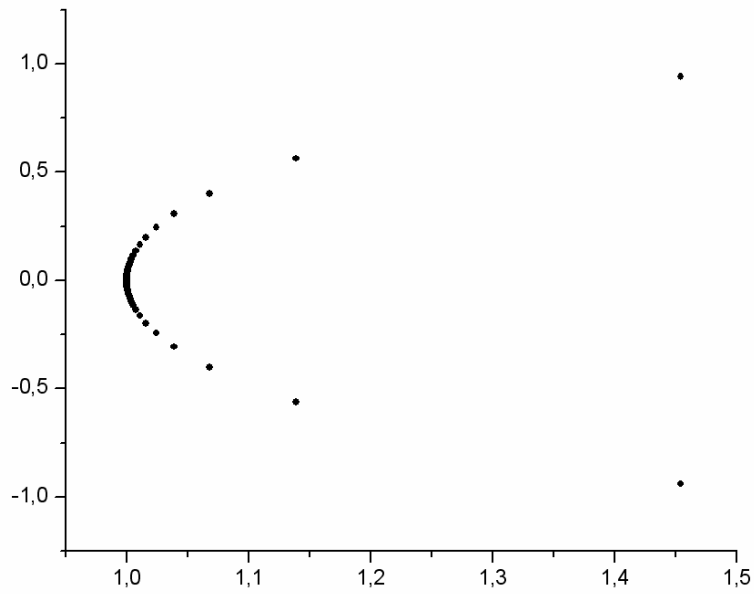


Figura 27 - Trajetória do tipo “K” no Referencial Girante

5.8 Exemplos de Trajetórias no Referencial Fixo e Girante ($R_p=100R_m$)

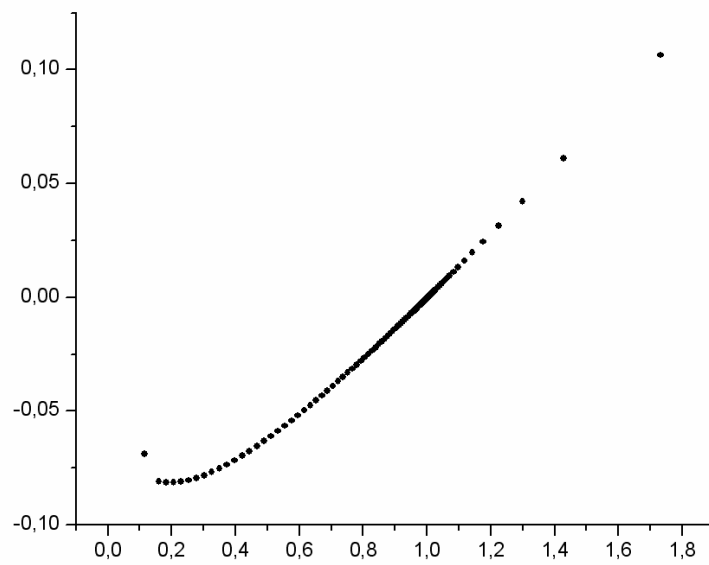


Figura 28 - Trajetória do tipo “Q” no Referencial Fixo

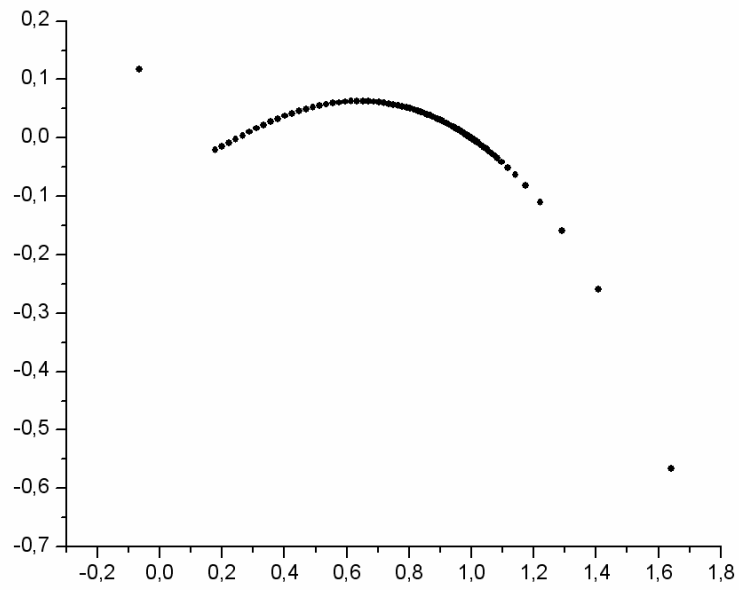


Figura 29 - Trajetória do tipo “Q” no Referencial Girante

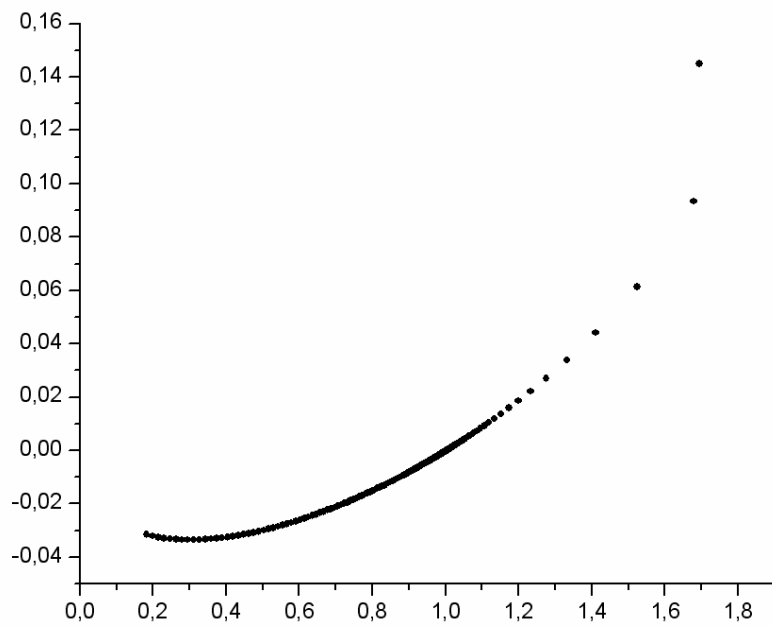


Figura 30 - Trajetória do tipo “a” no Referencial Fixo

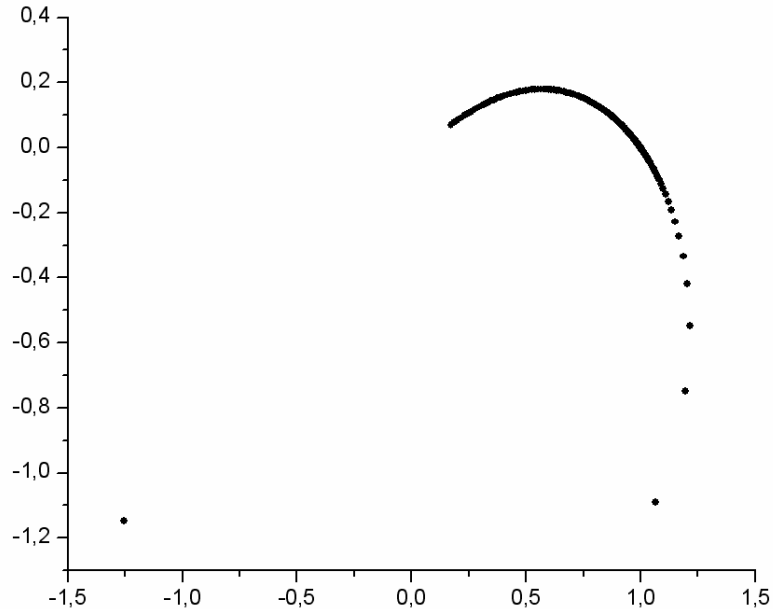


Figura 31 - Trajetória do tipo “a” no Referencial Girante

6 Conclusão

Um algoritmo numérico para calcular o efeito do encontro próximo com Marte na trajetória de uma espaçonave foi desenvolvido. Muitas trajetórias foram classificadas e algumas delas mostradas em detalhe. É também mostrado qual destas trajetórias possuem um potencial para serem usadas envolvendo saídas da Terra ou retornos para a Terra.

A predição teórica que para $0^\circ \leq \psi \leq 180^\circ$ a espaçonave perde energia, e para $180^\circ \leq \psi \leq 360^\circ$ a mesma ganha energia é confirmada.

7 Bibliografia

Belbruno, E. A., 1987, "Lunar Capture Orbits, a method of constructing Earth Moon trajectories and the lunar gas mission". AIAA/DGLR/JSASS paper 87-1054. (In: AIAA/DGLR/JSASS International Electric Propulsion Conference, 19., CO.

Belbruno, E. A., 1990, "Examples of the nonlinear dynamics of ballistic capture and escape in the Earth-Moon system", in: AIAA Astrodynamics Conference, Portland, 1990. (AIAA-90-2896).

Broucke, R. A., 1988, "The Celestial Mechanics of Gravity Assist". AIAA paper 88-4220. (In: AIAA/AAS Astrodynamics Conference, Minneapolis, MN, 15-17 Aug. 1988).

Broucke, R.A. and Prado, A.F.B.A., 1993, "Jupiter Swing-By Trajectories Passing Near the Earth," *Advances in the Astronautical Sciences*, Vol. 82, No II, pp. 1159-1176.

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.

Byrnes, D.V. ,and D'Amario, L.A., 1982, "A combined Halley flyby Galileo mission". In AIAA/AAS Astrodynamics Conference, San Diego, CA, August, 1982. (AIAA paper 82-1462).

Carvell, R.U., 1985, "Ulysses-the Sun from above and below". *Space*, V.1, p. 18-55.

D'Amario, L.A. and Byrnes, D.V., 1983, "Interplanetary trajectory design for the Galileo mission". In: AIAA Aerospace Sciences Meeting, 21., Reno, Jan.10-13. (AIAA paper 83-0099).

D'Amario, L.A., Byrnes, D.V. and Stanford, R.H., 1981, "A new method for optimizing multiple-flyby trajectories". *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, v. 4, n. 6, p.591-596.

Dowling, R. L.; Kosmann, W. J.; Minovitch, M. A.; Ridenoure, R. W., 1991, "Gravity Propulsion Research at UCLA and JPL, 1962- 1964". In: 41st Congress of the International Astronautical Federation, Dresden, GDR, 6-12 Oct. 1991.

Dunham, D.; Davis, S., 1985, "Optimization of a Multiple Lunar-Swingby Trajectory Sequence". *Journal of Astronautical Sciences*, Vol. 33, No. 3, pp. 275-288.

Farquhar, R. W. and Dunham, D. W., 1981, "A New Trajectory Concept for Exploring the Earth's Geomagnetic Tail", *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 4, No. 2, pp 192-196.

Farquhar, R.; Muhonen, D.; Church, L. C., 1985, "Trajectories and Orbital Maneuvers for the ISEE-3/ICE Comet Mission". *Journal of Astronautical Sciences*, Vol. 33, No. 3, pp. 235-254, July-Sept. 1985.

Flandro, G., 1966, "Fast Reconnaissance Missions to the Outer Solar System Utilizing Energy Derived from the Gravitational Field of Jupiter". *Astronautical Acta*, Vol. 12, No. 4.

Minovich, M. A., 1961, "A Method for Determining Interplanetary Free-Fall Reconnaissance Trajectories", *JPL Tec. Memo 312-130*, Aug. 23 1961, 47 pp.

Prado, A. F. B. A., 1996, "Powered Swing-By". *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 19, No. 5, pp. 1142-1147.

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

Prado, A. F. B. A., 1997, "Close-Approach Trajectories in the Elliptic Restricted Problem". *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 20, No. 4, pp. 797-802.

Prado, A. F. B. A., 1999, "Delta-V Estimate for Jupiter Swing-By Trajectories", *Applied Mechanics in the Americas*, Vol. 6, 1999, pp. 263-266.

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 Astronautica*, Vol. 36, No. 6, pp. 285-290.

Swenson, B. L., 1992, "Neptune Atmospheric Probe Mission". AIAA paper 92-4371. In: AIAA7AAS Astrodynamics Conference, Hilton Head, SC, Aug. 10-12, 1992.

Weinstein, S. S., 1992, "Pluto Flyby Mission Design Concepts for Very Small and Moderate Spacecraft". AIAA paper 92-4372. In: AIAA/AAS Astrodynamics Conference, Hilton Head, SC, Aug. 10-12, 1992.

8 Agradecimento

Os autores agradecem ao CNPq pelo suporte dado para o desenvolvimento da pesquisa através da bolsa de iniciação científica.