

Referência Completa

Tipo da Referência Conference Proceedings

Repositório sid.inpe.br/iris@1905/2005/07.29.07.14

Metadados sid.inpe.br/iris@1905/2005/07.29.07.14.36

Site mtc-m05.sid.inpe.br

Rótulo 7969

Chave Secundária INPE-6724-PRE/2746

Chave de Citação RoccoPradSouz:1997:TrOrBi

Autor 1 Rocco, Evandro Marconi
2 Prado, Antonio Fernando Bertachini de Almeida
3 Souza, Marcelo Lopes de Oliveira e

Grupo 1 DMC-INPE-MCT-BR

Título Transferencias orbitais bi-impulsivas com limite de tempo 

Nome do Evento Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica, 14 (COBEM).

Ano 1997

Título do Livro Anais

Data 08-12 dez. 1997

Localização do Evento Bauru, BR

Palavras-Chave ENGENHARIA E TECNOLOGIA ESPACIAL, TRANSFERENCIA DE ORBITA, CONTROLE OPTIMAL, MECANICA ESPACIAL.

Resumo In this work we consider the problem of two-impulse orbital transfer between coplanar elliptical orbits with minimum fuel consumption but with a time limit for this transfer. This time limit imposes a new characteristics to the problem that rules out the majority of transfer. This time limit imposes a new characteristic to the problem that rules out the majority of transfer methods. Then we used the equations presented by D. F. Lawden, modified and solved those equations to develop a software for orbital maneuvers. This software will be used in the next missions developed by INPE. The original method developed by Lawden considers only the case where the points of beginning and the end of maneuver are known. The software developed here extends this method to the case where only one point is known and to the case where the two points are free. The four possible cases were tested with success.

Idioma Pt

Tipo Secundário PRE CN

Area ETES

Última Atualização dos Metadados 2015:03.03.12.20.36 sid.inpe.br/bibdigital@60/2006/04.07.15.50 administrator

Estágio do Documento concluído

e-Mail (login) marciana

Grupo de Usuários administrator

Visibilidade shown

Transferível 1

Tipo do Conteúdo External Contribution

Data Secundária 19980914

Conteúdo da Pasta source não têm arquivos

Conteúdo da Pasta agreement não têm arquivos

Histórico 2015-03-03 12:20:36 :: administrator -> marciana :: 1997

Campos Vazios accessionnumber affiliation archivingpolicy archivist callnumber copyholder copyright creatorhistory descriptionlevel dissemination documentstage doi e-mailaddress edition editor electronicmailaddress format isbn issn lineage mark mirrorrepository nextedition nexthigherunit notes numberoffiles numberofvolumes organization pages parameterlist parentrepositories previousedition progress project publisher publisheraddress readergroup readergroup readpermission resumeid rightsholder secondarymark serieseditor session shorttitle size sponsor subject targetfile tertiarymark tertiarytype type url versiontype volume

Data de Acesso 28 ago. 2015

atualizar

MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

INPE-6724-PRE/2746

**TRANSFERÊNCIAS ORBITAIS BI-IMPULSIVAS COM LIMITE
DE TEMPO**

Evandro Marconi Rocco
Antonio Fernando Bertachini de Almeida Prado
Marcelo Lopes de Oliveira e Souza

Aceito para apresentação no XIV Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica, Bauru,
08-12 de dez. 1997

INPE
São José dos Campos
1998

TRANSFERÊNCIAS ORBITAIS BI-IMPULSIVAS COM LIMITE DE TEMPO / BI-IMPULSIVE ORBITAL TRANSFERS WITH TIME LIMIT

EVANDRO M. ROCCO, ANTONIO F. B. A. PRADO & MARCELO L. O. E SOUZA

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE

Caixa postal 515, CEP 12201-970 - São José dos Campos, SP, Brasil

E-mail: evandro@dem.inpe.br; prado@dem.inpe.br; marcelo@dem.inpe.br

Abstract

In this work we consider the problem of two-impulse orbital transfer between coplanar elliptical orbits with minimum fuel consumption but with a time limit for this transfer. This time limit imposes a new characteristic to the problem that rules out the majority of transfer methods. Then we used the equations presented by D. F. Lawden, modified and solved those equations to develop a software for orbital maneuvers. This software will be used in the next missions developed by INPE. The original method developed by Lawden considers only the case where the points of beginning and the end of maneuver are known. The software developed here extends this method to the case where only one point is known and to the case where the two points are free. The four possible cases were tested with success.

Keywords

Astrodynamics, Orbital Transfer, Optimal Control.

Palavras-Chave

Astrodinâmica, Transferência Orbital, Controle Ótimo.

1. INTRODUÇÃO

Uma boa parte dos veículos espaciais colocados em órbita ao redor da Terra utiliza os conceitos básicos de transferências de órbita. Isto se deve ao fato de que quando o veículo é lançado ele é colocado em uma órbita que nem sempre é a ideal, isto é, aquela para a qual o veículo foi projetado. Desta maneira, deve-se efetuar uma transferência de órbita para que o veículo possa atingir a órbita final desejada. Mesmo quando o veículo já é lançado na órbita final, existem erros de lançamento que, em muitos casos, devem ser corrigidos. Além disto, para ele permanecer nesta órbita devem ser executadas correções de órbita periódicas para eliminar os efeitos gerados pelas perturbações que agem no veículo. Para o Brasil teremos importantes aplicações na ocasião do lançamento dos satélites de sensoriamento remoto SSR1 e SSR2 que fazem parte da Missão Espacial Completa Brasileira e dos Satélites Sino-Brasileiros de Recursos Terrestres CBERS1 e CBERS2, também de sensoriamento remoto, que necessitarão de manobras de transferência de órbita.

Neste trabalho consideramos o problema da transferência orbital com consumo mínimo de combustível, mas com um limite de tempo para essa transferência. Esse limite de tempo impõe uma característica nova ao problema, fazendo com que grande parte dos métodos de transferência existentes na literatura não mais se apliquem. Assim sendo, esses métodos devem ser adaptados a esse novo vínculo.

2. DEFINIÇÃO DO PROBLEMA

A transferência de um veículo espacial de uma órbita inicial para uma órbita desejada consiste (Marec, 1979) em se alterar o estado (posição, velocidade e massa) de um veículo espacial das condições $\vec{r}_0$, $\vec{v}_0$ e m_0 no instante t_0 para $\vec{r}_f$, $\vec{v}_f$ e m_f no instante t_f ($t_f \geq t_0$), usualmente com o menor gasto de combustível ($m_0 - m_f$) possível.

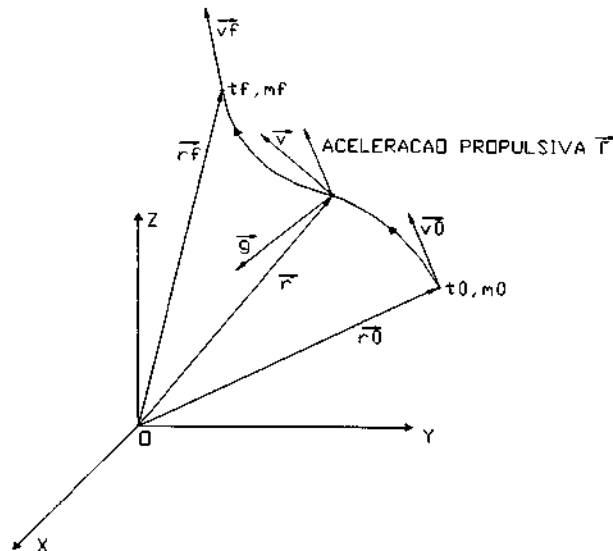


Figura 1 - Transferência Orbital.

FONTE: Marec (1979), pág. 3.

Podemos ainda classificar as manobras em: parcialmente livres, onde pelo menos um dos parâmetros da transferência é livre, por exemplo, o seu tempo de execução; ou completamente vinculadas onde todos os parâmetros são vinculados e deseja-se que o veículo mude de sua órbita para uma outra órbita específica em um ponto específico desta órbita a partir de um ponto específico da órbita inicial.

Neste trabalho, consideramos inicialmente as transferências completamente vinculadas e, a seguir, reduzimos o número de vínculos para obter um sistema de equações cuja resolução seja mais simples.

Consideramos também que o controle aplicado ao sistema utiliza propulsores capazes de aplicar empuxos instantâneos e de magnitude infinita. Dessa forma, temos a variação instantânea da velocidade do veículo espacial.

3. TRANSFERÊNCIAS BI-IMPULSIVAS ÓTIMAS COM TEMPO FIXO ENTRE ÓRBITAS COPLANARES

Este método utiliza como base para a sua solução as equações apresentadas por Lawden (1993). O método apresentado por Lawden fornece a órbita de transferência de mínimo consumo de combustível com tempo fixo, porém o método não foi implementado nem testado por Lawden na publicação citada. Assim sendo, a modificação, a implementação e a solução do método são contribuições deste trabalho. Desta forma, o método foi modificado e implementado com o objetivo de desenvolver um software para manobras orbitais onde, através da variação do tempo de transferência, obtemos um conjunto de resultados que nos fornece a solução para o problema da transferência orbital com mínimo consumo de combustível e com limite de tempo.

Dadas duas órbitas coplanares, podemos definir com relativa facilidade a órbita de transferência ótima entre elas quando não consideramos limitações de tempo nem de posição dos pontos terminais (pontos inicial e final da manobra) nas órbitas de partida e de chegada.

Porém, quando consideramos o problema com tempo fixo, a posição dos pontos terminais passa a ter importância. Da definição dos pontos terminais podemos ter quatro problemas diferentes. Quando consideramos pontos terminais fixos desejamos partir de um determinado ponto em um determinado instante da órbita inicial e atingir um outro determinado ponto em um outro determinado instante da órbita final.

Outros dois tipos de problemas ocorrem quando apenas um dos pontos terminais é fixado. Neste caso o problema apresenta um vínculo a menos que o caso anterior. O caso onde o ponto terminal inicial é fixado pode ter como aplicação transferências orbitais ótimas com tempo fixo, em que o local onde a manobra deve ser realizada é determinado. Por exemplo, a necessidade da manobra ser realizada em visibilidade pode ser enquadrada neste caso. Já quando é o ponto terminal final que é determinado podemos ter como aplicação manobras de “rendezvous”.

Um último tipo de problema ocorre quando nenhum dos pontos terminais é fixado, sendo que o único vínculo existente é que o tempo total seja fixo. Nesta situação o foco de interesse não é onde o veículo vai efetuar a manobra, mas quanto tempo ele vai permanecer na órbita de transferência. Dessa forma a solução a ser encontrada deve fornecer a órbita de transferência com menor consumo de combustível que transfere o veículo espacial da órbita inicial para a órbita final em um tempo pré-determinado. Uma possível aplicação para este caso é a transferência de satélites de sensoriamento remoto, onde a manobra de transferência deve ocorrer o mais rápido possível, pois enquanto o satélite estiver na órbita de transferência os seus instrumentos de sensoriamento ficam inativos.

4. APRESENTAÇÃO DO MÉTODO

Chamaremos o ponto de junção da órbita de transferência com a órbita inicial de J , onde é aplicado o primeiro impulso, e o ponto de junção da órbita de transferência com a órbita final de K , local onde é aplicado o segundo impulso. Dessa maneira, assumiremos que o tempo gasto entre o ponto terminal inicial I e o ponto de junção J é dado por Δt_1 , o tempo gasto na órbita de transferência é Δt , e o tempo gasto entre o ponto de junção K e o ponto terminal final F é Δt_2 , como pode ser visto na Figura 2. Assim, para o caso onde os pontos terminais são fixados, o vínculo de tempo é dado por: $\Delta t_1 + \Delta t + \Delta t_2 = T$, onde T é o tempo total gasto na manobra. Para o caso onde apenas o ponto terminal inicial é fixado o vínculo de tempo é dado por: $\Delta t_1 + \Delta t = T$ pois neste caso Δt_2 é zero. Para o caso onde é o ponto terminal final que é fixado, o vínculo de tempo é dado por: $\Delta t + \Delta t_2 = T$ pois agora Δt_1 que é zero. Para o caso onde ambos os pontos terminais não são fixados o vínculo de tempo é dado por: $\Delta t = T$ pois Δt_1 e Δt_2 são iguais a zero.

As órbitas elípticas são especificadas pelos valores de seus elementos keplerianos dados por (índice 1: órbita inicial; índice 2: órbita final; sem índice: órbita de transferência):

- a = semi-eixo maior.
- e = excentricidade.
- l = semi-latus rectum.
- ω = longitude do periapside.
- i = inclinação;
- Ω = longitude do nodo ascendente.

na direção de O (centro de atração) e é sujeito a uma propulsão impulsiva P em um ângulo ϕ em relação a direção circunferencial, temos que os elementos (l, e, ω) desta nova órbita devem continuar a satisfazer a equação polar da órbita. Entretanto foi mostrado por Lawden (1962) que estes novos elementos também satisfazem a equação:

$$e \cdot \sin(\theta - \omega) = \left(\frac{l}{r} - l^{1/2} \cdot z \right) \cdot \tan \phi, \text{ onde } \mu^{1/2} \cdot z \cdot \sin \phi \text{ representa a componente da velocidade}$$

perpendicular ao impulso que não é afetada pela propulsão. Assim, todas as possíveis órbitas que podem ser utilizadas pela aplicação de um impulso na direção ϕ devem satisfazer a estas duas equações. Se l_1, e_1, ω_1 e l, e, ω são dois grupos de elementos que satisfazem as equações anteriores, temos que o incremento de velocidade necessário para mover o veículo

da órbita inicial para uma outra é dado por: $\Delta v = \mu^{1/2} \cdot \frac{l^{1/2} - l_1^{1/2}}{r \cdot \cos \phi}$ como foi mostrado por

Lawden (1962). Temos ainda, as seguintes equações conhecidas: $\cos u = \frac{e + \cos f}{1 + e \cdot \cos f}$;

$$\cos f = \frac{\cos u - e}{1 - e \cdot \cos u}; a = \frac{l}{1 - e^2}; r = a \cdot (1 - e \cdot \cos u); t = \frac{a^{3/2} \cdot (u - e \cdot \sin u)}{\mu^{1/2}}, \text{ onde: } u \text{ é anomalia}$$

excêntrica, f é anomalia verdadeira e t é o tempo gasto pelo veículo para atingir a anomalia excêntrica u a partir do periapside.

A partir de Lawden (1993) obtemos um sistema de doze equações por doze incógnitas que expressam as condições necessárias para otimalidade, dadas a seguir.

$$\text{Equação 1: } \Delta t_1 + \Delta t + \Delta t_2 = T \text{ ou } \Delta t_1 + \Delta t = T \text{ ou } \Delta t + \Delta t_2 = T \text{ ou } \Delta t = T$$

$$\text{Equação 2: } e_1 \cdot \cos(\theta_1 - \omega_1) = l_1 \cdot s_1 - 1$$

$$\text{Equação 3: } e \cdot \cos(\theta_1 - \omega) = l \cdot s_1 - 1$$

$$\text{Equação 4: } e_1 \sin(\theta_1 - \omega_1) = \left(l_1 \cdot s_1 - l_1^{1/2} \cdot z_1 \right) \cdot \tan \phi_1$$

$$\text{Equação 5: } e \cdot \sin(\theta_1 - \omega) = \left(l \cdot s_1 - l^{1/2} \cdot z_1 \right) \cdot \tan \phi_1$$

$$\text{Equação 6: } \left(z_1 - \frac{s_1}{z_1} \right) \cdot \sin \phi_1 - \frac{e \cdot \alpha}{l^2 \cdot s_1 \cdot z_1} = \left(z_2 - \frac{s_2}{z_2} \right) \cdot \sin \phi_2 - \frac{e \cdot \alpha}{l^2 \cdot s_2 \cdot z_2}$$

$$\text{Equação 7: } M_1 = M_2 - \frac{3 \cdot \mu^{1/2} \cdot \alpha \cdot e^2 \cdot t}{l^{3/2} \cdot (1 - e^2)}$$

$$\text{Equação 8: } N_1 = N_2 + \frac{3 \cdot \mu^{1/2} \cdot \alpha \cdot e \cdot t}{l^{3/2} \cdot (1 - e^2)}$$

$$\text{Equação 9: } e_2 \cdot \cos(\theta_2 - \omega_2) = l_2 \cdot s_2 - 1$$

$$\text{Equação 10: } e \cdot \cos(\theta_2 - \omega) = l \cdot s_2 - 1$$

$$\text{Equação 11: } e_2 \cdot \sin(\theta_2 - \omega_2) = \left(l_2 \cdot s_2 - l_2^{1/2} \cdot z_2 \right) \cdot \tan \phi_2$$

$$\text{Equação 12: } e \cdot \sin(\theta_2 - \omega) = \left(l \cdot s_2 - l^{1/2} \cdot z_2 \right) \cdot \tan \phi_2$$

Onde:

$$\begin{aligned}
 M_1 &= \cos(\theta_1 - \omega - \phi_1) + \frac{1}{l^{1/2} \cdot z_1} \cdot \cos(\theta_1 - \omega) \cdot \cos \phi_1 + \\
 &\alpha \cdot \left\{ \frac{\cot(\theta_1 - \omega)}{l^{3/2} \cdot s_1 \cdot z_1} + \frac{1}{1 - e^2} \left[\frac{2 \cdot e}{l \cdot s_1 \cdot \sin(\theta_1 - \omega)} - \cot(\theta_1 - \omega) \right] \right\} \\
 M_2 &= \cos(\theta_2 - \omega - \phi_2) + \frac{1}{l^{1/2} \cdot z_2} \cdot \cos(\theta_2 - \omega) \cdot \cos \phi_2 + \\
 &\alpha \cdot \left\{ \frac{\cot(\theta_2 - \omega)}{l^{3/2} \cdot s_2 \cdot z_2} + \frac{1}{1 - e^2} \left[\frac{2 \cdot e}{l \cdot s_2 \cdot \sin(\theta_2 - \omega)} - \cot(\theta_2 - \omega) \right] \right\} \\
 N_1 &= \cos \phi_1 \cdot \left(1 + \frac{l \cdot s_1 + 1}{l^{1/2} \cdot z_1} \right) + \alpha \cdot \left\{ \frac{l \cdot s_1 + 1}{l^{3/2} \cdot s_1 \cdot z_1 \cdot \sin(\theta_1 - \omega)} + \frac{1}{1 - e^2} \cdot \left[e \cdot \cot(\theta_1 - \omega) - \frac{2}{l \cdot s_1 \cdot \sin(\theta_1 - \omega)} \right] \right\} \\
 N_2 &= \cos \phi_2 \cdot \left(1 + \frac{l \cdot s_2 + 1}{l^{1/2} \cdot z_2} \right) + \alpha \cdot \left\{ \frac{l \cdot s_2 + 1}{l^{3/2} \cdot s_2 \cdot z_2 \cdot \sin(\theta_2 - \omega)} + \frac{1}{1 - e^2} \cdot \left[e \cdot \cot(\theta_2 - \omega) - \frac{2}{l \cdot s_2 \cdot \sin(\theta_2 - \omega)} \right] \right\}
 \end{aligned}$$

Solucionando este sistema de equações obtemos a órbita de transferência com menor consumo de combustível que realiza a transferência do veículo espacial da órbita inicial para a órbita final, no intervalo de tempo determinado.

5. RESULTADOS

São mostrados abaixo, para os quatro casos estudados, os resultados obtidos com o programa desenvolvido.

Os gráficos mostrados abaixo foram construídos em função da variação do tempo total gasto na manobra. Dessa maneira, cada ponto dos gráficos foi obtido através da execução do programa para um determinado tempo. Estes pontos foram unidos por meio de uma linha cheia formando assim uma curva que mostra o comportamento do elemento orbital em questão. Porém, no caso onde os resultados obtidos não formam uma curva contínua decidimos não unir os pontos pois teríamos uma falsa interpolação do comportamento do elemento orbital, pois realizamos um estudo discretizado onde nem todo domínio foi analisado, portanto, a curva real pode conter particularidades que seriam assim desconsideradas.

Nos dois primeiros casos tomamos como exemplo a manobra de transferência que irá ser efetuada na ocasião do lançamento do satélite de sensoriamento remoto CBERS, em que o lançador colocará o satélite em uma órbita de injeção com semi-eixo maior de 7122,237 km, excentricidade de 0,0014161 e argumento do perigeu de 98,69375°, mas a órbita nominal do satélite deve apresentar semi-eixo maior de 7148,865 km, excentricidade de 0,0011 e argumento do perigeu de 90°. Já no terceiro caso utilizamos como exemplo a manobra de transferência efetuada entre uma órbita inicial com semi-eixo maior de 7000 km, excentricidade de 0,1, argumento do perigeu de 40,10704° e uma órbita final com semi-eixo maior de 7100 km, excentricidade de 0,3 e argumento do perigeu de 143,23945°. No quarto

caso, tomamos como exemplo a mesma manobra de transferência do caso anterior, mas utilizando uma órbita inicial com o mesmo argumento do perigeu da órbita final ($\omega = 143,23945^\circ$) pois dessa maneira as duas órbitas ficam alinhadas.

Legenda:

Varição de velocidade gerada pelo primeiro impulso: — — — — ou O

Varição de velocidade gerada pelo segundo impulso: — - — - — ou Δ

Varição de velocidade total: ————— ou $\square$

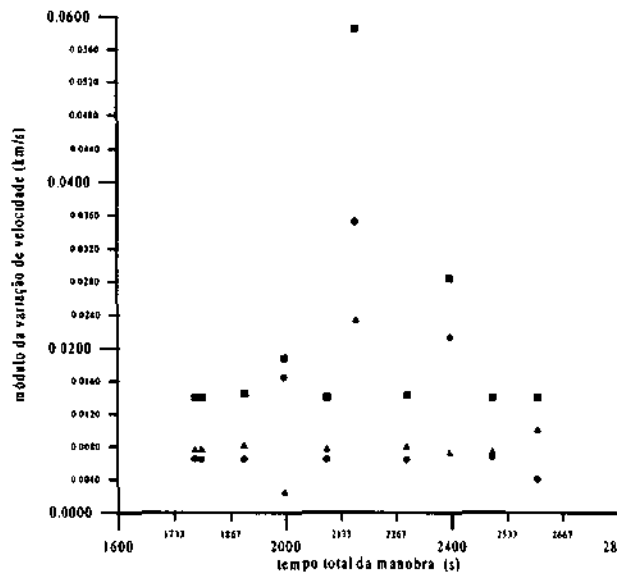


Figura 3 - Variação de Velocidade x Tempo.
 $\Delta t_1 + \Delta t + \Delta t_2 = T$

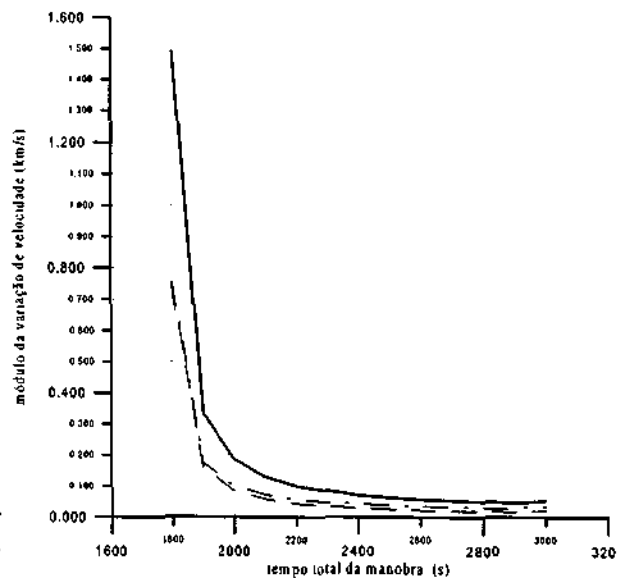


Figura 4 - Variação de Velocidade x Tempo.
 $\Delta t_1 + \Delta t = T$

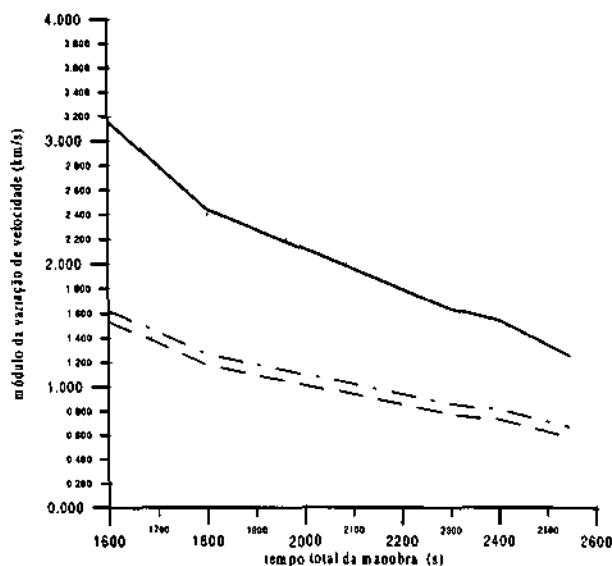


Figura 5 - Variação de Velocidade x Tempo.
 $\Delta t + \Delta t_2 = T$

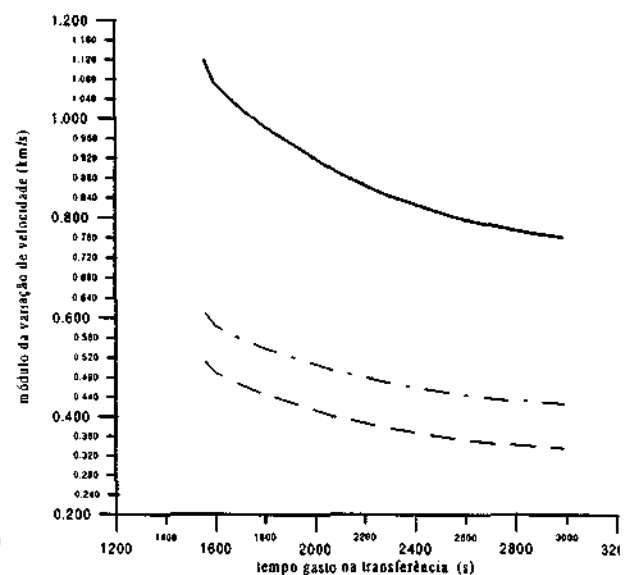


Figura 6 - Variação de Velocidade x Tempo.
 $\Delta t = T$

Nos gráficos mostrados acima podemos verificar que quanto maior for o tempo permitido menor será a variação de velocidade necessária, como era esperado pois quanto maior for o tempo permitido mais a direção dos impulsos aplicados se aproxima da direção do movimento. No caso em que as órbitas inicial e final são coaxiais (quando a linha dos semi eixos maiores das órbitas são alinhadas), quanto maior for o tempo permitido mais a transferência se aproxima da transferência do tipo Hohmann (onde o ângulo de transferência é de 180°) portanto menor será a variação de velocidade necessária, como podemos verificar na figura 6. Porém deve-se ressaltar que quando o tempo fixado for superior ao tempo necessário para a transferência do tipo Hohmann a variação de velocidade necessária torna-se superior à de Hohmann pois o ângulo de transferência torna-se maior que 180° e dessa forma a direção dos impulsos aplicados deixa de se aproximar da direção do movimento para se afastar.

Podemos verificar ainda que o quarto caso, onde o vínculo de tempo é dado por $\Delta t = T$, é o que apresenta melhores resultados pois a curva encontrada é contínua e se comporta da forma esperada. Isso se deve ao fato do vínculo de tempo ser o mais simples possível, portanto a resolução do sistema de equações mostrado anteriormente, se torna mais fácil. Já quando o vínculo de tempo é mais complexo a resolução do sistema também torna-se mais complexa. Podemos observar isso nos três primeiros casos. Quando o vínculo de tempo é dado por $\Delta t_1 + \Delta t = T$ ou por $\Delta t + \Delta t_2 = T$ os resultados são razoáveis, mas quando o vínculo de tempo é dado por $\Delta t_1 + \Delta t + \Delta t_2 = T$, como foi proposto por Lawden (1993), o resultado é ruim e para alguns valores de tempo não se obteve solução pois o algoritmo utilizado para a solução do sistema de equações não convergiu. Entretanto, isto também ocorreu nos outros casos, principalmente quando o tempo fixado foi muito pequeno ou muito grande, mas como o número de vínculos é menor nestes casos fica mais fácil ajustar o tempo de transferência para fazer o algoritmo convergir.

6. REFERÊNCIAS

Lawden, D.F., Time-Closed Optimal Transfer by Two Impulses Between Coplanar Elliptical Orbits, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 16, n° 3, May-June 1993.

Lawden, D.F., *Optimal Trajectories for Space Navigation*, Butterworths Mathematical Texts, Butterworths, London, 1963.

Lawden, D.F., Impulsive Transfer Between Elliptical Orbits, *Optimization Techniques*, edited by G. Leitmann, Academic Press, New York, 1962, pp. 323-351.

Marec, J.P., *Optimal Space Trajectories*, New York, NY, Elsevier, 1979.

Prado, A.F.B.A., *Análise, Seleção e Implementação de Procedimentos que Visem Manobras Ótimas de Satélites Artificiais*, (Dissertação de Mestrado em Mecânica Espacial e Controle)- Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, SP, INPE, 1989 (INPE-5003-TDL/397).

Rocco, E. M. *Transferências Orbitais Bi-Impulsivas com Limite de Tempo*. (Dissertação de Mestrado em Mecânica Espacial e Controle)- Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, SP, INPE, 1997 (INPE-6676-TDI/626).

Rodrigues, D.L.F., *Análise Dinâmica da Transferência Orbital*, (Dissertação de Mestrado em Mecânica Espacial e Controle)- Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, SP, INPE, 1991 (INPE-5352-TDI/461).



AUTORIZAÇÃO PARA PUBLICAÇÃO

TÍTULO					
Transferências Orbitais Bi-Impulsivas com Limite de Tempo/ Bi-Impulsive Orbital Transfers With Time Limit					
AUTOR					
Evandro M. Rocco, Antonio F. B. A. Prado, Marcelo L. O. e Souza.					
TRADUTOR					
EDITOR					
ORIGEM	PROJETO	SÉRIE	Nº DE PÁGINAS	Nº DE FOTOS	Nº DE MAPAS
DMC	SPG	-514	8		
TIPO					
☐ RPQ	☒ PRE	☐ NTC	☐ PRP	☐ MAN	☐ PUD
☐ TAE					
DIVULGAÇÃO					
☒ EXTERNA	☐ INTERNA	☐ RESERVADA	☐ LISTA DE DISTRIBUIÇÃO ANEXA		
PERIÓDICO/EVENTO					
XIV Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica, Bauru 08 a 12 de dezembro de 1997.					
CONVÊNIO					
AUTORIZAÇÃO PRELIMINAR					
____/____/____			_____ ASSINATURA		
REVISÃO TÉCNICA					
☐ SOLICITADA	☐ DISPENSADA	_____ ASSINATURA			
RECEBIDA ____/____/____		DEVOLVIDA ____/____/____		_____ ASSINATURA DO REVISOR	
REVISÃO DE LINGUAGEM					
☐ SOLICITADA	☐ DISPENSADA	_____ ASSINATURA			
Nº ____					
RECEBIDA ____/____/____		DEVOLVIDA ____/____/____		_____ ASSINATURA DO REVISOR	
PROCESSAMENTO/DATILOGRAFIA					
RECEBIDA ____/____/____		DEVOLVIDA ____/____/____		_____ ASSINATURA	
REVISÃO TIPOGRÁFICA					
RECEBIDA ____/____/____		DEVOLVIDA ____/____/____		_____ ASSINATURA	
AUTORIZAÇÃO FINAL					
12 / 05 / 98		 Evandro M. Rocco Chefe da Divisão de Engenharia Espacial e Controle - DMC			
PALAVRAS-CHAVE					
Astrodinâmica, Transferência Orbital, Controle Ótimo.					