

## Referência Completa

Tipo da Referência Conference Proceedings

Repositório sid.inpe.br/iris@1905/2005/07.29.06.15

Metadados sid.inpe.br/iris@1905/2005/07.29.06.15.33

Site mtc-m05.sid.inpe.br

Rótulo 7913

Chave Secundária INPE-6721-PRE/2745

Chave de Citação Prado:1998:MaVeEs

Autor Prado, Antonio Fernando Bertachini de Almeida

Grupo DMC-INPE-MCT-BR

Título Manobras de veiculos espaciais 

Nome do Evento Escola de Verão em Dinâmica Orbital Planetologia, FEG-UNESP.

Ano 1998

Título do Livro Anais

Data 27 jan. - 01 fev. 19981999200020001

Localização do Evento Guaratingueta, BR

Palavras-Chave ENGENHARIA E TECNOLOGIA ESPACIAL, MECANICA ESPACIAL, MANOBRA ORBITAL, VEICULOS ESPACIAIS.

Resumo O objetivo deste trabalho e o de apresentar uma descricao dos modelos e metodos mais usados para o calculo de trajetorias espaciais otimas, do ponto de vista de menor consumo de combustivel, para uma transferencia de um veiculo espacial entre duas orbitas dadas. Sao descritas varias opcoes para a modelagem da dinamica e da acao dos atuadores. Metodos classicos (transferencia de Hohmann, bi-eliptica, etc) e modernos (envolvendo captura gravitacional e manobras assistidas por gravidade) sao abordados.

Páginas 75-81

Idioma Pt

Tipo Secundário PRE CN

Area ETES

Última Atualização dos Metadados 2015:03.23.11.59.19 sid.inpe.br/bibdigital@80/2006/04.07.15.50 administrator

Estágio do Documento concluído

e-Mail (login) marciana

Grupo de Usuários administrator

Visibilidade shown

Transferível 1

Tipo do Conteúdo External Contribution

Data Secundária 19980722

Conteúdo da Pasta source não têm arquivos

Conteúdo da Pasta agreement não têm arquivos

Histórico 2015-03-23 11:59:19 :: administrator -> marciana :: 1998

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 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-6721-PRE/2743**

**MANOBRAS DE VEÍCULOS ESPACIAIS**

Antonio Fernando Bertachini de Almeida Prado

Aceito para apresentação na Escola de Verão em Dinâmica Orbital & Planetologia,  
FEG-UNESP, Guaratinguetá, de 27 janeiro a 01 de fevereiro de 1998

INPE  
São José dos Campos  
1998

# MANOBRAS DE VEÍCULOS ESPACIAIS

Antonio Fernando Bertachini de Almeida Prado

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE  
Av. dos Astronautas 1758 - São José dos Campos - SP - 12227-010-Brasil  
Tel: (012)3256201 - Fax (012)325-6226

**Resumo:** O objetivo deste trabalho é o de apresentar uma descrição dos modelões e métodos mais usados para o cálculo de trajetórias espaciais ótimas, do ponto de vista de menor consumo de combustível, para uma transferência de um veículo espacial entre duas órbitas dadas. São descritas várias opções para a modelagem da dinâmica e da ação dos atuadores. Métodos clássicos (transferência de Hohmann, bi-elíptica, etc) e modernos (envolvendo captura gravitacional e manobras assistidas por gravidade) são abordados.

## 1. INTRODUÇÃO E DEFINIÇÃO DO PROBLEMA

O problema aqui estudado é o problema de transferir um veículo espacial entre duas órbitas dadas com o mínimo consumo de combustível possível. Em uma transferência desse tipo existem diversos outros fatores importantes, como por exemplo o tempo gasto com a transferência, limites nos atuadores e/ou estado do veículo, etc. Porém, nesse trabalho, vamos deixar de lado esses fatores e considerar o consumo de combustível como o elemento crítico de nossas manobras. De uma forma abrangente, esse problema pode ser definido como sendo o problema de mudar o estado inicial de um veículo espacial (posição, velocidade e massa) de  $r_0$ ,  $v_0$  e  $m_0$  no instante  $t_0$ , para  $r_f$ ,  $v_f$  e  $m_f$  no instante  $t_f$  ( $t_f - t_0$ ) com o menor consumo de combustível ( $m_f - m_0$ ) possível. Para obter esse resultado devemos escolher o módulo, a direção e o sentido do empuxo a ser aplicado ao veículo (controle disponível).

## 2. OPÇÕES PARA A MODELAGEM

A literatura apresenta várias possibilidades para os modelos envolvidos no problema de transferência de órbitas. Esses modelos podem ser divididos em duas partes: dinâmica do sistema e tipos de atuadores. A dinâmica é usualmente baseada na força gravitacional dos corpos envolvidos (assumidos como pontos de massa) e nas forças geradas pelo atuador. As possibilidades mais comuns são:

- i) Modelagem de dois corpos, aonde é assumido que um corpo principal (Sol, Terra, etc) governa o movimento de um veículo espacial sem massa;
- ii) Modelagem de dois corpos perturbados, aonde são adicionadas uma ou mais perturbações a dinâmica acima descrita;
- iii) Modelagem de três corpos, aonde a presença de três massas são consideradas (a versão restrita desse problema - ver Szebehely, 1967 - aonde um ponto de massa desprezível se move atraído pela força da gravitação de dois outros corpos é um excelente modelo para trajetórias interplanetárias e lunares);
- iv) Modelagem com N corpos, aonde N pontos de massa são considerados (missões aos sistemas de luas de Júpiter e Saturno são bons exemplos desse modelo). Para o controle a ser aplicado ao sistema existem duas modelagens principais: Empuxo instantâneo e infinito, que consiste em mudanças instantâneas de velocidade ( $\Delta V$ ) e o Empuxo contínuo finito, que consiste na aplicação de uma força finita por um intervalo de tempo diferente de zero.

## 3. MÉTODOS IMPULSIVOS

Os métodos clássicos de manobras orbitais são todos baseados no modelo de propulsão com empuxo infinito. Os mais importantes são descritos nos parágrafos abaixo. Transferência de Hohmann é a solução bi-impulsiva ótima para uma transferência entre duas órbitas circulares e coplanares. Foi criada por Hohmann (1925). É o resultado mais usado em cálculo de manobras orbitais. Segue os seguintes passos: i) Na órbita inicial um impulso é aplicado na direção do movimento. Com esse impulso o veículo entra em uma órbita elíptica com periapsis  $r_0$  e apoapsis  $r_f$ ; ii) O segundo impulso é aplicado quando o veículo está no apoapsis e esse impulso circulariza a órbita no raio final desejado.

### 3.1 A Transferência Bi-Elíptica Tri-Impulsiva

Anos mais tarde, Hoelker e Silber (1959) mostraram que a Transferência de Hohmann é a transferência ótima entre duas órbitas circulares e coplanares apenas quando  $(r_f/r_0) < 11.93876$ , caso contrário a transferência bi-elíptica com três impulsos pode apresentar um menor  $\Delta V$ . Essa transferência possui os seguintes passos: i) O primeiro impulso  $\Delta V_0$  é aplicado na órbita inicial para colocar o veículo espacial em uma órbita com periapsis  $r_0$  e apoapsis  $r_1$  ( $r_1 > r_f$ ); ii) Quando o veículo está no apoapsis, um segundo impulso  $\Delta V_1$  é aplicado para aumentar a altura do periapsis para  $r_f$ ; iii) Um terceiro impulso é então aplicado quando o veículo está no periapsis e esse impulso circulariza o veículo em sua órbita final desejada.

### 3.2 Generalizações e Aplicações

Esses métodos clássicos possuem a forte limitação de que são úteis apenas para o caso de órbitas circulares. Extensões desses métodos foram feitas para englobar casos um pouco mais gerais, tais como: transferências entre órbitas elípticas coaxiais, entre uma órbita circular e uma elíptica, etc. Ainda assim, sempre existe alguma hipótese que limita a aplicação do método descrito. Não existe uma solução fechada para transferências impulsivas entre órbitas genéricas. Uma forma de contornar esse problema é o desenvolvimento de métodos baseados em busca numérica, muitas vezes por exaustão, de soluções ótimas para caso estudado. Uma aplicação prática de grande interesse para o Brasil é o satélite sino-brasileiro de sensoriamento remoto. Para estudar as manobras requeridas por esse satélite foi desenvolvido um método de cálculo baseado no problema de Lambert com mínimo consumo de combustível, que busca por exaustão a solução bi-impulsiva de menor custo. Esse método também permite que vínculos nas posições de aplicação do impulso (regiões proibidas para o disparo do motor) sejam levados em conta.

## 4. MÉTODOS COM EMPUXO CONTÍNUO

O próximo estágio em pesquisas de trajetórias é o de considerar o empuxo aplicado no veículo espacial como finito e contínuo. Isso significa que uma força finita é aplicada durante um intervalo finito de tempo e é necessário integrá-la ao longo do tempo para conhecer o seu efeito. O método mais usado nesse modelo é a chamada "teoria do primer-vector" e foi desenvolvida por Lawden (1953 e 1954). O entendimento desse método requer o conhecimento de teoria de controle ótimo,

o que está além dos limites desse trabalho.

É também possível o emprego de métodos de busca direta para estudar o problema de transferências com empuxo contínuo. Para isso é necessário parametrizar a função de controle (força aplicada em cada instante) de alguma forma. Um exemplo simples dessa abordagem é assumir um empuxo de magnitude constante e com uma forma linear para as direções de queima.

## 5. TRAJETÓRIAS INTERPLANETÁRIAS

Existem diversas modelagens possíveis para abordar o tema de trajetórias interplanetárias. A primeira e mais simples delas é o método chamado de “patched conics”. As manobras descritas anteriormente não levam em conta a fase de inserção em órbita em torno de um segundo corpo, como por exemplo a Lua em uma manobra Terra-Lua. O método “Patched Conic” resolve esse problema quebrando a manobra total em duas partes, da seguinte maneira: i) A primeira parte despreza os efeitos da Lua e se utiliza de um dos métodos descritos anteriormente para levar o veículo de sua órbita inicial até uma órbita que cruze com a trajetória da Lua; ii) Quando o veículo atinge um ponto no qual a gravidade da Lua domina seu movimento (entrou na chamada “esfera de influência da Lua”), os efeitos da Terra são desprezados e a órbita é considerada como sendo Kepleriana em torno da Lua. Diversos livros cobrem esse assunto em mais detalhes, como por exemplo Taff (1985). Sendo assim, embora o método considere a existência de três corpos no sistema completo, a dinâmica utilizada leva em conta apenas a existência de dois corpos de cada vez.

### 5.1 Métodos com Dinâmica de Três Corpos

Os métodos mais modernos de estudo de trajetórias espaciais interplanetárias estão baseados em dois conceitos de mecânica celeste: o de captura gravitacional e o de manobras assistidas por gravidade. A idéia básica de uma captura gravitacional é a de que uma órbita levemente hiperbólica (energia residual positiva) em torno de um corpo (por exemplo a Lua) pode ser transformada em uma órbita levemente elíptica (energia residual negativa) devido a perturbações de outros corpos celestes (por exemplo a Terra e o Sol, no caso de uma captura pela Lua). Essa captura é em geral temporária mas, enquanto a energia permanece nega-

tiva, um impulso pode ser aplicado para completar uma captura definitiva. O segundo conceito fundamental envolvido em trajetórias modernas, as manobras assistidas por gravidade (também chamada de Swing-By), é a manobra em que o veículo espacial se utiliza de uma passagem próxima a um corpo celeste para ganhar ou perder energia, velocidade e momento angular. A mecânica celeste básica desse fenômeno e vários exemplos de aplicações podem ser encontrados em Broucke (1988) e Prado (1993). Esses dois conceitos foram muito bem aplicados simultaneamente em transferências Terra-Lua por vários autores (Belbruno 1987; Yamakawa et. al., 1993). Essa transferência segue os seguintes passos: i) O veículo é lançado de uma órbita circular de raio  $r_0$  para uma órbita elíptica que cruza com a órbita da Lua em torno da Terra; ii) O veículo faz um Swing-By com a Lua e ganha velocidade suficiente para elevar a altitude do seu apoapsis a um valor acima da distância Terra-Lua, como na transferência bi-elíptica, mas com economia de combustível em relação a manobra padrão devido a utilização da manobra assistida por gravidade com a Lua; iii) Quando o veículo se encontra no apoapsis dessa primeira órbita elíptica de transferência, um segundo impulso de magnitude desprezível é aplicado para aumentar a altitude do periapsis até um valor igual ao da distância Terra-Lua. Efeitos do Sol podem ser utilizados para reduzir o valor desse impulso intermediário; iv) A transferência é completada com uma captura gravitacional do veículo pela Lua e a aplicação de um terceiro e último impulso para tornar a captura definitiva. Essa manobra é muito similar a transferência bi-elíptica, com a vantagem da economia de combustível devido a três fontes: uso do Swing-by com a Lua para redução da magnitude do primeiro impulso, uso do efeito do Sol para redução da magnitude do segundo impulso, uso da captura gravitacional para redução da magnitude do terceiro impulso. Essa manobra também pode ser aplicada em outros sistemas além do Terra-Lua e a possibilidade de manobras coplanares ou em três dimensões ficam em aberto.

## 5.2 Swing-By com Propulsão

Uma outra possibilidade de manobra orbital que aumenta muito as opções disponíveis ao planejador de missões é a chamada manobra de passagem próxima (Swing-By) acompanhada da aplicação de um impulso durante essa passagem. Na maioria dos casos a escolha do perigeu da passagem próxima para aplicação do impulso gera um aumento da eficiência (transferência de energia) da manobra, quando comparada com uma manobra em duas etapas: passagem próxima e posteriormente a aplicação do impulso. Esse assunto pode ser encontrado de forma

mais detalhada em Prado (1996).

### 5.3 A Missão Cassini

Uma das missões espaciais mais atuais e interessantes, tanto do ponto de vista de resultados científicos como de trajetórias espaciais, é a missão Cassini. Essa missão está sendo desenvolvida conjuntamente pela NASA (National Aeronautics and Space Administration), ESA (European Space Agency), ASI (Agenzia Spaziale Italiana) e outros centros acadêmicos e indústrias da Europa. O objetivo dessa missão é o estudo detalhado do planeta Saturno e, em particular, do satélite Titan. O veículo espacial denominado de Cassini é constituído por um orbitador construído pela NASA e por uma sonda denominada de Huygens, que deverá estudar o satélite Titan, incluindo uma entrada dentro de sua atmosfera. A duração da viagem até Saturno é de aproximadamente sete anos e, como ela foi lançada no final de 1997, deverá operar entre 2004 e 2008, completando cerca de 36 órbitas em torno do planeta Saturno. A trajetória utilizada pela sonda é denominada de VVEJGA, que significa Venus-Venus-Earth-Jupiter-Gravity-Assisted. A fig. 1 mostra a trajetória interplanetária completa seguida pela sonda. A partir do lançamento (outubro de 1997), a sonda é colocada em uma trajetória que cruza com a órbita de Venus em abril de 1998. Nesse instante ocorre a primeira manobra de Swing-By, que incrementa a energia do veículo. Em dezembro de 1998 é feita uma manobra com emprego de combustível, que transfere o veículo para outra trajetória que completa o segundo Swing-By com Venus em junho de 1999 e um Swing-By com a Terra em agosto do mesmo ano. A partir daí o veículo sai do sistema solar interior e toma o rumo de Jupiter, com quem faz um Swing-By em dezembro do ano 2000 e finalmente chega em Saturno em julho de 2004. A chegada ao planeta Saturno é mostrada na fig. 2. Uma vez atingido o planeta, a sonda segue a trajetória mostrada na fig. 3. Ela executará cerca de 30 Swing-Bys com os satélites de Saturno, incluindo quatro muito próximos, dois deles com Iapetus, um com Encelados e um com Dione, todos eles com poucas centenas de quilômetros. Nessa fase da missão a órbita do veículo começa no plano equatorial, mas muda a inclinação ao longo do tempo, de tal forma que terá 85 graus no quarto ano da missão. Essa característica facilita o estudo dos anéis do planeta.

# CASSINI - VVEJGA OCT 1997 INTERPLANETARY TRAJECTORY

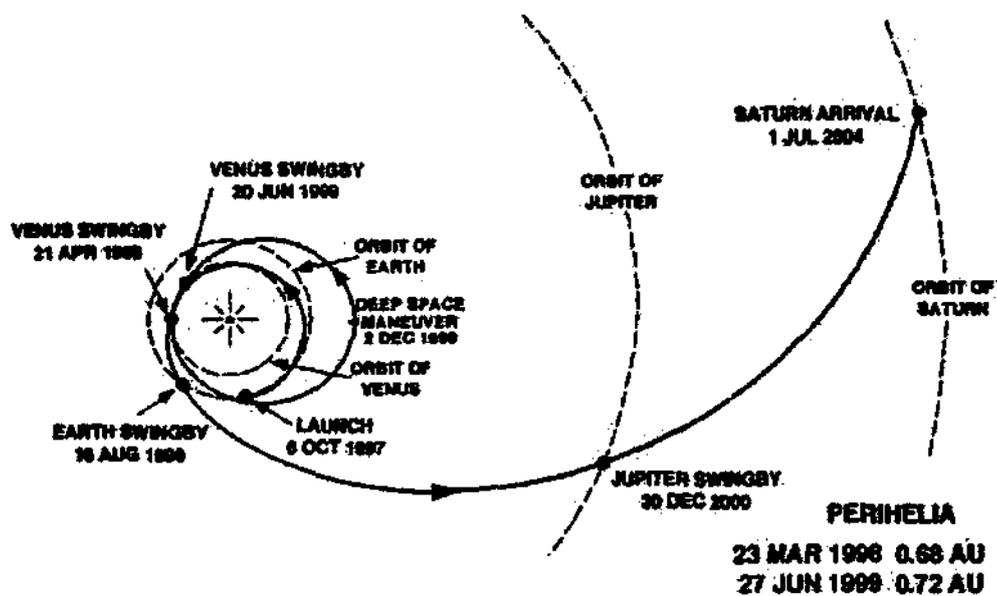


Figura 1. Trajetória da Sonda Cassini

# SATURN ARRIVAL AND INITIAL ORBIT

VIEW FROM SATURN NORTH POLE

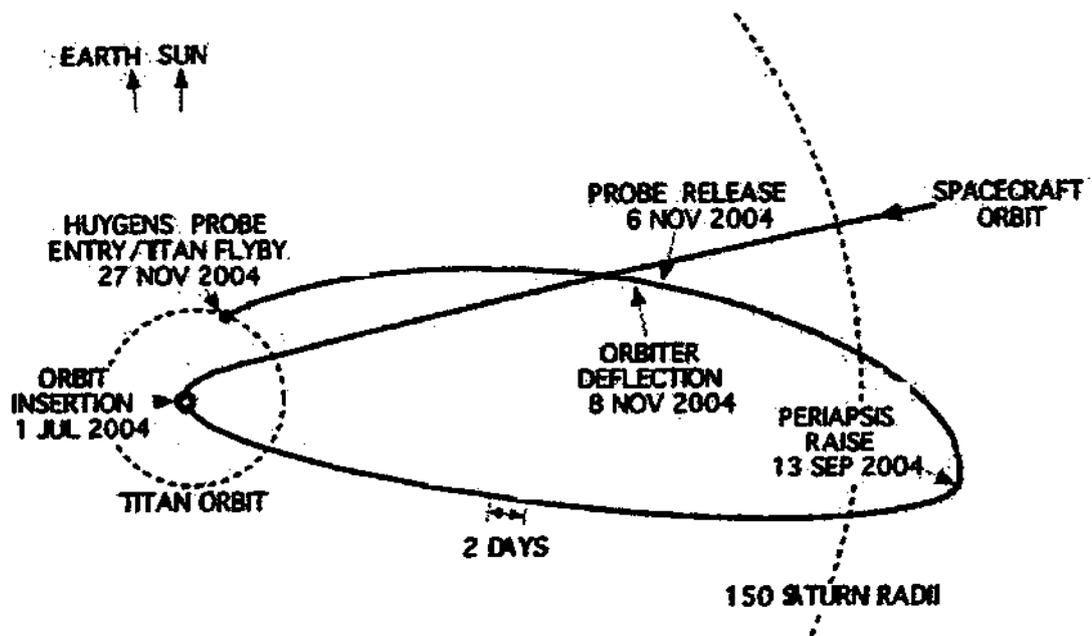


Figura 2. Chegada de Cassini em Saturno

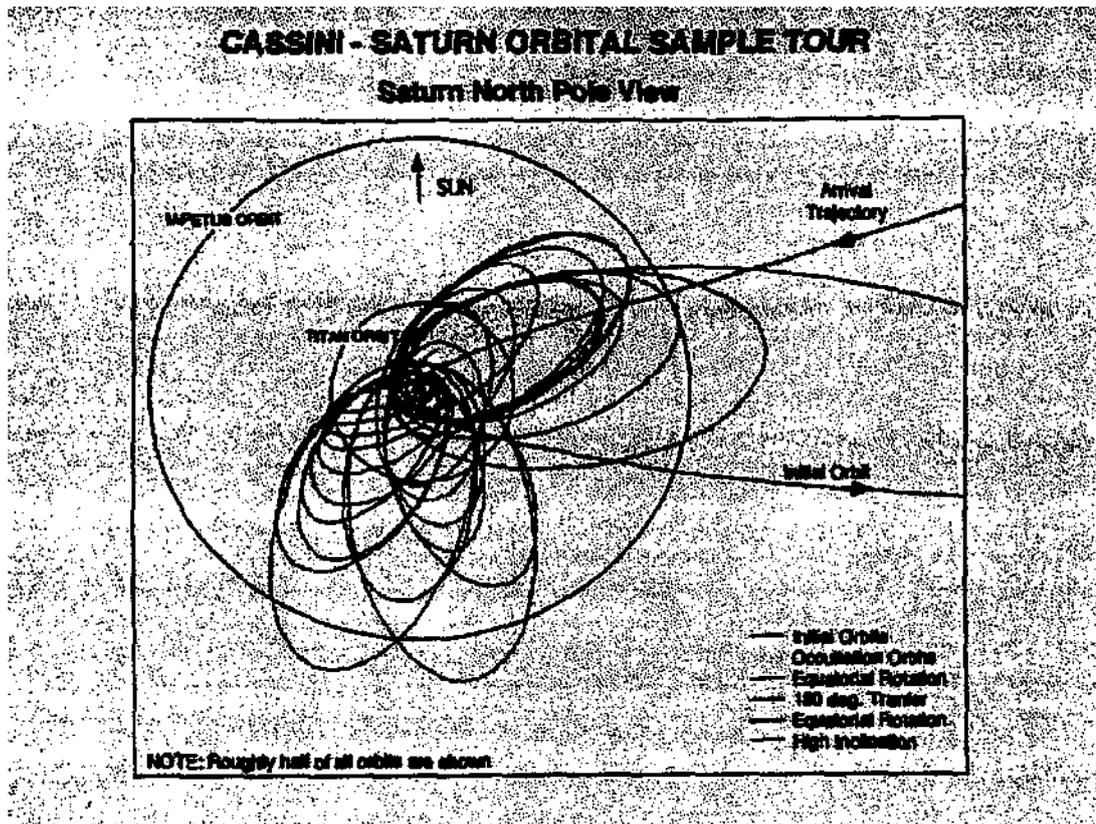


Figura 3. Cassini em torno de Saturno.

Agradecimentos: Ao CNPq pela bolsa de pesquisa concedida pelo processo 300221/95-9, a FAPESP pelo auxílio ao Jovem Pesquisador concedido pelo processo 1995/9290-1 e a Dra. Silvia G. Winter pela elaboração final deste texto.

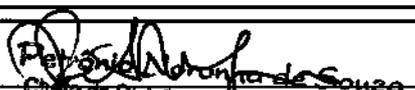
#### REFERÊNCIAS

- Belbruno, E. A. (1987). Lunar Capture Orbits, a Method of Constructing Earth Moon Trajectories and the Lunar Gas Mission. In *19th AIAA/DGLR/JSASS International Electric Propulsion Conference, Colorado Springs, Colorado*.
- Broucke, R. A. (1988). The Celestial Mechanics of Gravity Assist. In *AIAA/AAS Astrodynamics Conference, Minneapolis, MN, EUA*.
- Carvell, R. (1985). Ulysses-The Sun From Above and Below. *Space* 1, 18-55.

- Hoelker, R. F. & R. Silber (1959). The Bi-Elliptic Transfer Between Circular Coplanar Orbits. *Alabama, Army Ballistic Missile Agency, Redstone Arsenal (DA Tech Memo 2-59)*.
- Hohmann, W. (1925). *Die Erreichbarkeit Der Himmelskorper*. Oldenbourg, Munique.
- Lawden, D. F. (1953). Minimal Rocket Trajectories. *ARS Journal* **23(6)**, 360–382.
- Lawden, D. F. (1954). Fundamentals of Space Navigation. *JBIS* **13**, 87–101.
- Prado, A. F. B. A. (1993). Optimal Transfer and Swing-By Orbits in the Two- and Three-Body Problems. *Ph.D. Dissertation, University of Texas, Austin, TX, USA*.
- Prado, A. F. B. A. (1996). Powered Swing-By. *Journal of Guidance; Control and Dynamics* **19(5)**, 1142–1147.
- Szebehely, V. G. (1967). *Theory of Orbits*. Academic Press, New York.
- Taff, L. G. (1985). *Celestial Mechanics, A Computational Guide for the Practitioner*. John Wiley and Sons, New York.
- Yamakawa, H., Kawaguchi, J., Ishii, N. & H. Matsuo (1993). On Earth-Moon Transfer Trajectory with Gravitational Capture. *AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference, Victoria, CA*.



## AUTORIZAÇÃO PARA PUBLICAÇÃO

TÍTULO					
Manobras de Veículos Espaciais					
AUTOR					
Antonio Fernando Bertachini de Almeida Prado					
TRADUTOR					
EDITOR					
ORIGEM	PROJETO	SÉRIE	Nº DE PÁGINAS	Nº DE FOTOS	Nº DE MAPAS
DMC	SPG	S150	7		
TIPO					
<input type="checkbox"/> RPQ	<input checked="" type="checkbox"/> PRE	<input type="checkbox"/> NTC	<input type="checkbox"/> PRP	<input type="checkbox"/> MAN	<input type="checkbox"/> PUD
<input type="checkbox"/> TAE					
DIVULGAÇÃO					
<input checked="" type="checkbox"/> EXTERNA	<input type="checkbox"/> INTERNA	<input type="checkbox"/> RESERVADA	<input type="checkbox"/> LISTA DE DISTRIBUIÇÃO ANEXA		
PERIÓDICO/EVENTO					
Escola de Verão em Dinâmica Orbital & Planetologia, FEG-UNESP, Guaratinguetá, 27 de janeiro à 1 de fevereiro de 1997.					
CONVÊNIO					
AUTORIZAÇÃO PRELIMINAR					
____/____/____			_____		
			ASSINATURA		
REVISÃO TÉCNICA					
<input type="checkbox"/> SOLICITADA	<input type="checkbox"/> DISPENSADA				
			_____		
			ASSINATURA		
RECEBIDA ____/____/____	DEVOLVIDA ____/____/____		_____		
			ASSINATURA DO REVISOR		
REVISÃO DE LINGUAGEM					
<input type="checkbox"/> SOLICITADA	<input type="checkbox"/> DISPENSADA				
			_____		
			ASSINATURA		
Nº ____					
RECEBIDA ____/____/____	DEVOLVIDA ____/____/____		_____		
			ASSINATURA DO REVISOR		
PROCESSAMENTO/DATILOGRAFIA					
RECEBIDA ____/____/____			DEVOLVIDA ____/____/____		
			_____		
			ASSINATURA		
REVISÃO TIPOGRÁFICA					
RECEBIDA ____/____/____			DEVOLVIDA ____/____/____		
			_____		
			ASSINATURA		
AUTORIZAÇÃO FINAL					
12 / 05 / 98			_____		
			 Chefe da Comissão de Mecânica Espacial e Controle - DMC		
PALAVRAS-CHAVE					
Astrodinâmica, Manobras Orbitais, Veículos Espaciais					