

***BRUNNO SILVA MORAES***

***ESTUDO DE ALGUMAS AQUISIÇÕES ORBITAIS USANDO UM  
PROPULSOR A PLASMA DO TIPO HALL COM IMÃS  
PERMANENTES***

**BRUNNO SILVA MORAES**

**ESTUDO DE ALGUMAS AQUISIÇÕES ORBITAIS USANDO UM  
PROPULSOR A PLASMA DO TIPO HALL COM IMÃS  
PERMANENTES**

Leva tempo para alguém ser bem sucedido,  
porque o êxito não é mais  
do que a recompensa natural  
pelo tempo gasto em fazer algo direito.  
*(Joseph Ross)*

Orientador: José Leonardo Ferreira

Co-Orientador: Décio Cardozo Mourão

## ***AGRADECIMENTOS***

Agradeço, em primeiro lugar, a Deus pela vida que me concedeu e da qual me fez administrador e pela saúde que me concedeu e conservou.

Agradeço ao meu velho e querido pai, Francisco; à minha mãe, Dona Tetê; às minhas irmãzinhas Yê e Evelegal pelo amor e cuidados sem os quais nada seria feito. Aos meus familiares, por toda a confiança e apoio.

Aos professores Décio, pela dedicação, paciência, compreensão e orientação e José Leonardo, pela oportunidade de desenvolver este trabalho.

À Mirian, pelo suporte emocional e pelas valiosas discussões.

Pela revisão morfossintática do texto da presente dissertação, agradeço a Yeda, Evandro e Mirian.

Aos grandes amigos e companheiros: Vavá, Fabão, Vivi, Pedão, Sérgio, Leo, Marcus Vinícius, Adoniel, Ana Paula, Messias, Sofia, Gabis, Ednardo entre outros que compartilharam comigo tantas emoções durante o curso de Física.

Aos meus amigos de longa data que fazem parte da minha história: Luizão, Celso, Jânio, Bruno, aos meus parceiros do Água Viva entre outros.

Aos meus queridos colaboradores Haruo, Zildete, Joselene, Roberto Carlos, entre outros que contribuíram com torcida e apoio durante essa etapa que se encerra com esta dissertação.

Aos professores A.A. Sukhanov, A.F.B.A Prado, S. da Silva Fernandes, entre outros por importantes contribuições para o desenvolvimento deste trabalho.

À Universidade de Brasília (UnB) e à Escola Nacional de Administração Pública (ENAP).

## **RESUMO**

Este trabalho tem como objeto a dinâmica da aquisição de órbitas por satélites artificiais que foram equipados com propulsores a plasma do tipo Hall.

Esses dispositivos são responsáveis pela transformação da energia elétrica utilizada na ionização do gás em energia cinética para a aceleração do plasma que provê empuxo ao satélite. Desde meados de 2002, o Laboratório de Plasmas do Instituto de Física da Universidade de Brasília desenvolve o protótipo derivado dos propulsores de deriva fechada - hoje chamados Stationary Plasma Thrusters (SPT) - que utiliza ímas permanentes para a geração dos campos magnéticos internos e o efeito hall para ejeção dos íons de propelente.

A aplicabilidade desse propulsor em manobras de transferência de órbitas é numericamente investigada a partir de propostas de manobras orbitais com baixo empuxo. São realizadas simulações numéricas da transferência de satélites de pequeno, médio e grande porte de órbitas baixas (LEO) para órbita geossíncrona, da remoção orbital de satélites geoestacionários e da alteração de inclinação orbital visando à órbita equatorial.

O trabalho visa a indicadores numéricos da viabilidade do uso do propulsor Hall com ímas permanentes em algumas aquisições orbitais. O projeto PHall é desenvolvido pelo LP-IFUnB em colaboração com o grupo de Automação e Controle da Engenharia Mecânica, com o Laboratório Associado de Plasma do INPE e com a FEG-UNESP.

## ***ABSTRACT***

This work aims at momentum for the acquisition of orbits of artificial satellites equipped with a Hall thruster.

These devices are responsible for the transformation of the electricity used in the gas ionization in kinetic energy for the acceleration of the plasma that provides thrust to the satellite. Since mid-2002, the Plasma Laboratory of the Institute of Physics of the University of Brasilia develop the prototype derivative of the closed drift plasma thrusters - nowadays called Stationary Plasma Thrusters (SPT) - which uses permanent magnets for the generation of internal magnetic fields and the Hall effect for ion propellant ejection.

The Hall thruster's applicability in orbit transfer maneuvers is numerically investigated from proposals for orbital maneuvers with low thrust. There are performed numerical simulations of the transfer of satellites with small, medium and large size from low orbits (LEO) to geosynchronous orbit, de-orbit of geostationary satellites and changes of the orbital inclination seeking the equatorial orbit.

The work aims to numerical indicators of the viability of the use of Hall thruster with permanent magnets in some orbital acquisitions. The PHall project is developed by LP-IFUnB in collaboration with the group of Automation and Control of Mechanical Engineering (UnB), with the Associate Laboratory of Plasma INPE and the FEG-UNESP.

# **SUMÁRIO**

**Lista de Tabelas** .....

**Lista de Figuras** .....

**LISTA DE SÍMBOLOS**..... p. 13

**1 INTRODUÇÃO**..... p. 15

1.1 MOTIVAÇÃO..... p. 15

1.2 PROPULSOR HALL - PRINCÍPIOS DE FUNCIONAMENTO ..... p. 17

1.3 OBJETIVOS ..... p. 19

**2 A DINÂMICA DE SATÉLITES ARTIFICIAIS**..... p. 20

2.1 ELEMENTOS ORBITAIS CLÁSSICOS ..... p. 20

2.2 TIPOS DE ÓRBITAS ..... p. 22

2.3 MANOBRA HOHMANN..... p. 22

2.4 O PRINCÍPIO DE PONTRYAGIN ..... p. 24

2.4.1 PROPULSÃO LOCALMENTE OTIMIZADA ..... p. 27

2.5 O INTEGRADOR MERCURY 6.1 ..... p. 28

2.6 AS SIMULAÇÕES ..... p. 28

**3 TRANSFERÊNCIA À ÓRBITA GEOSSÍNCRONA** ..... p. 30

3.1 INTRODUÇÃO ..... p. 30

3.2 METODOLOGIA ..... p. 31

PROPULSÃO CONTINUAMENTE ATIVA ..... p. 31

PROPULSÃO ATIVA EM TRECHOS ..... p. 32

3.3	RESULTADOS .....	p. 33
	PROPULSÃO CONTINUAMENTE ATIVA .....	p. 34
	PROPULSÃO ATIVA EM TRECHOS .....	p. 37
<b>4</b>	<b>REMOÇÃO DE SATÉLITES GEOESTACIONÁRIOS .....</b>	<b>p. 42</b>
4.1	INTRODUÇÃO .....	p. 42
4.2	METODOLOGIA .....	p. 43
4.3	RESULTADOS .....	p. 45
	REMOÇÃO DE SATÉLITES GEOESTACIONÁRIOS .....	p. 45
<b>5</b>	<b>ALTERAÇÃO DE INCLINAÇÃO ORBITAL .....</b>	<b>p. 50</b>
5.1	INTRODUÇÃO .....	p. 50
5.2	METODOLOGIA .....	p. 50
5.3	RESULTADOS .....	p. 51
<b>6</b>	<b>CONCLUSÕES E PERSPECTIVAS .....</b>	<b>p. 55</b>
	<b>REFERÊNCIAS .....</b>	<b>p. 57</b>
	<b>APÊNDICE A – AQUISIÇÃO DE ÓRBITAS GEOSÍNCRONAS .....</b>	<b>p. 60</b>
	<b>APÊNDICE B – REMOÇÃO ORBITAL .....</b>	<b>p. 65</b>
	<b>APÊNDICE C – AQUISIÇÃO DE INCLINAÇÃO .....</b>	<b>p. 69</b>

## **LISTA DE TABELAS**

- 1 Comparativo dos parâmetros qualificativos obtidos com o primeiro e esperados para o segundo protótipo. .... p. 19
- 2 Satélites transportados da órbita geoestacionária para uma órbita circular de 700 km de altitude. .... p. 32
- 3 Parâmetros da órbita de transferência padrão do lançador ARIANE 4 usado para o lançamento dos satélites da série Brasilsat. .... p. 33
- 4 Massas iniciais dos satélites que tiveram a órbita circularizada, conforme os métodos pulsados descritos na Seção 3.2. Foram testados satélites de pequeno, médio e grande porte. .... p. 37
- 5 Órbitas cemitério propostas para diferentes regimes de operação. A altura mínima de perigeo  $h_{\pi \text{ min}}$  e a altura máxima de apogeo  $h_{\alpha \text{ máx}}$  estão listados abaixo .... p. 43
- 6 Parâmetros iniciais dos Geoestacionários .... p. 45
- 7 Valores máximos de  $\theta$  para os quais se observa proporcionalidade entre  $\Upsilon$  e  $\theta$ . p. 48
- 8 Valores para massa inicial, inclinação, semi-eixo e excentricidade orbital dos objetos considerados. .... p. 52
- 9 Resumo dos resultados para diferentes massas iniciais atingindo a inclinação final de  $i = 0,6961^\circ$  .... p. 54



## **LISTA DE FIGURAS**

Figura 1	Estrutura do propulsor .....	17
Figura 2	Esquemática do funcionamento do acelerador Hall .....	18
Figura 3	Interpretação geométrica de elementos orbitais para o caso planar do problema de dois corpos. ....	21
Figura 4	Representação esquemática dos elementos orbitais no espaço. ....	21
Figura 5	Figura esquemática da transferência de Hohmann. Caso ideal de uma transferência bi-impulsiva entre duas órbitas circulares coplanares. ....	23
Figura 6	A proposta é uma variação da <u>manobra Hohmann</u> . O impulso na região do apocentro orbital provoca aumento na distância do pericentro. ....	32
Figura 7	A circularização da órbita semelhante ao efeito do segundo impulso da <u>manobra Hohmann</u> .....	33
Figura 8	Evolução do semi-eixo orbital para os diferentes valores de empuxo considerados. Massa inicial $m_0 = 552 \text{ kg}$ foi conduzida a uma órbita de $700 \text{ km}$ de altitude. ....	34
Figura 9	Excentricidade, $E = 100 \text{ mN}$ e $m_0 = 552 \text{ kg}$ .....	35
Figura 10	Medida do consumo de propelente ao final da manobra em função da duração para os vários empuxos entregues ( $m_0 = 552 \text{ kg}$ ). ....	35

Figura 11	Semi-eixo por tempo, $\theta = 50^\circ$ e $m_0 = 552 \text{ kg}$ .....	37
Figura 12	Excentricidade em função do tempo. O valor mínimo atingido ao final da manobra é $1 \times 10^{-3}$ . Valores em análise: $m_0 = 552 \text{ kg}$ , $E = 100 \text{ mN}$ .....	38
Figura 13	A queda no valor da excentricidade acontece em degraus e isso provoca um limite do método. Constatou-se que se o valor da excentricidade na $i$ -ésima interação $e_i$ for menor que o valor de $\frac{\Delta e}{\Delta t}$ , $e_i$ é o valor mínimo de excentricidade obtido. .	39
Figura 14	Forma da órbita, $\theta = 50^\circ$ e $m_0 = 552 \text{ kg}$ .....	40
Figura 15	Tempos de manobra, $m_0 = 552 \text{ kg}$ . .....	41
Figura 16	Consumo por abertura angular, $m_0 = 552 \text{ kg}$ .....	41
Figura 17	Atuação esquemática das forças no plano de manobra. Observam-se segmentos ativos próximos ao pericentro orbital bem como ao apocentro. ....	44
Figura 18	Distância radial em função do tempo. ....	46
Figura 19	Monitoramento da evolução temporal da excentricidade orbital do objeto de $552 \text{ kg}$ . ....	46
Figura 20	Redução no tempo de manobra em virtude do progressivo aumento do segmento ativo da matriz de propulsores a plasma. A massa inicial removida de órbita foi de $552 \text{ kg}$ . ....	47
Figura 21	Comparativo do consumo para manobra de remoção da GEO .....	49
Figura 22	Representação da atuação do PHall em mudanças de inclinação .....	51

Figura 23	Varição da inclinação orbital em função do tempo. É mostrado um comparativo referente aos diferentes valores de empuxo considerados .....	52
Figura 24	Nodo ascendente ao longo da duração da manobra de aquisição de órbita equatorial para o objeto de $m_0 = 552 \text{ kg}$ .....	53
Figura 25	Semi-eixo por tempo, $\theta = 50^\circ$ e $m_0 = 1052 \text{ kg}$ .....	60
Figura 26	Semi-eixo por tempo, $\theta = 50^\circ$ e $m_0 = 852 \text{ kg}$ .....	61
Figura 27	A queda na excentricidade, característica da manobra de circularização, é evidenciada no gráfico. O valor mínimo atingido ao final da manobra é $1 \times 10^{-3}$ . Valores em análise: $m_0 = 1052 \text{ kg}$ , $E = 100 \text{ mN}$ .....	61
Figura 28	A queda na excentricidade, característica da manobra de circularização, é evidenciada no gráfico. O valor mínimo atingido ao final da manobra é $1 \times 10^{-3}$ . Valores em análise: $m_0 = 802 \text{ kg}$ , $E = 100 \text{ mN}$ .....	62
Figura 29	Tempos de manobra, $m_0 = 1052 \text{ kg}$ . .....	62
Figura 30	Tempos de manobra, $m_0 = 802 \text{ kg}$ . .....	63
Figura 31	Consumo por abertura angular, $m_0 = 1052 \text{ kg}$ .....	63
Figura 32	Consumo por abertura angular, $m_0 = 802 \text{ kg}$ .....	64
Figura 33	Distância radial em função do tempo, $m_0 = 802 \text{ kg}$ .....	65
Figura 34	Distância radial em função do tempo, $m_0 = 1052 \text{ kg}$ .....	66

Figura 35	Monitoramento da excentricidade orbital do objeto de 802 kg ao longo do tempo de manobra. ....	66
Figura 36	Monitoramento da excentricidade orbital do objeto de 1052 kg ao longo do tempo de manobra. ....	67
Figura 37	Observa-se a esperada redução no tempo de manobra em virtude do progressivo aumento do segmento ativo da matriz de propulsores a plasma. Massa inicial removida de órbita foi de 802 kg. ....	67
Figura 38	Observa-se a esperada redução no tempo de manobra em virtude do progressivo aumento do segmento ativo da matriz de propulsores a plasma. Massa inicial removida de órbita foi de 1052 kg. ....	68
Figura 39	Variação temporal da inclinação orbital causada pelo funcionamento dos propulsores para o objeto cuja massa inicial $m_0 = 671$ kg. ....	69
Figura 40	Evolução temporal da inclinação de órbita para empuxos entre 100 e 600 mN. O objeto inicialmente geosíncrono com massa de 802 kg teve a inclinação diminuída ....	70
Figura 41	Evolução temporal da inclinação de órbita para empuxos entre 100 e 600 mN aplicados a um objeto de 1052 kg de massa inicial ....	70
Figura 42	Nodo ascendente ao longo da duração da manobra de aquisição de órbita equatorial para o objeto de $m_0 = 671$ kg ....	71
Figura 43	Nodo ascendente ao longo da duração da manobra de aquisição de órbita equatorial para o objeto de $m_0 = 802$ kg ....	71
Figura 44	Nodo ascendente ao longo da duração da manobra de aquisição de órbita equa-	

torial para o objeto de  $m_0 = 1052 \text{ kg}$  ..... 72

.....

## **LISTA DE SÍMBOLOS**

$\vec{E}$	Campo Elétrico
$\vec{B}$	Campo Magnético
$\vec{V}_H$	Velocidade de deriva Hall
$\vec{J}_H$	Densidade de corrente Hall
$n$	Número inteiro de portadores de carga
$e$	Carga elementar
$\hat{\theta}$	Vetor unitário na direção
$a$	Semi-eixo maior da órbita
$e$	Excentricidade orbital
$\Omega$	Longitude do nodo ascendente
$\omega$	Longitude do pericentro
$M$	Anomalia média
$R$	Raio da órbita 1
$R'$	Raio da órbita 3
$\Delta V$	Varição da velocidade
$V_0$	Módulo da velocidade na órbita 1
$\Delta V'$	Velocidade após o impulso
$T_1$	Período da órbita 1
$t$	Tempo necessário para a manobra
$\vec{x}(t)$	Variáveis de estado
$\dot{\vec{x}}$	1° derivada temporal de $\vec{x}(t)$
$\vec{u}(t)$	Variáveis de controle
$\vec{p}$	Momento conjugado
$\vec{p}^T$	Matriz transposta de $\vec{p}$
$H$	Hamiltoniana do sistema
$\vec{u}^*$	Função de controle ótimo para transferência orbital
$H^*$	Hamiltoniana ótima
$m_p$	Massa de propelente

$\vec{r}$	Raio orbital
$\vec{v}$	Velocidade orbital
$\vec{\alpha}$	Aceleração entregue pelo propulsor
$m(t)$	Massa do satélite ( $t_0 < t < t_1$ )
$m_0$	Massa inicial do objeto
$\vec{U}$	Velocidade de ejeção do propelente
$f_v$	Parcela de aceleração proveniente de potenciais gravitacionais
$\vec{p}_r$	Momento conjugado da variável $\vec{r}$
$\vec{p}_v^T$	”Primer-vector” de Lawden
$q$	Elemento orbital qualquer
$\mu$	Parâmetro gravitacional
$J_2, J_4 e J_6$	Coefficientes de achatamento
$E_\alpha$	Intensidade do empuxo
$\vartheta$	Anomalia verdadeira
$\omega$	Longitude do pericentro
$h_\pi$	Altura de perigeo
$h_\alpha$	Altura de apogeo
$\theta$	Abertura angular da região de propulsão ativa
$h_{\pi \min}$	Altura mínima de perigeo
$h_{\alpha \max}$	Altura máxima de apogeo
$\Upsilon$	Consumo normalizado
$\tau$	Duração da manobra
$\theta_{max}$	Abertura angular máxima da região ativa de propulsão

# 1 INTRODUÇÃO

## 1.1 MOTIVAÇÃO

Satélites artificiais colocados em órbita, atendem a diversas finalidades militares, científicas e comerciais. Manter sob controle o movimento desses corpos, em geral, implica a necessidade de aplicação de forças.

Deste modo, o problema de transferir veículos espaciais de uma órbita para outra, exige a instalação de sistemas de propulsão. Equipamentos como esses utilizam o princípio da ação e reação e são caracterizados pela produção de força de empuxo mediante ejeção da matéria por eles armazenada, chamada de propelente.

Numerosas e diversas são as tecnologias e aplicações dos sistemas de propulsão. Entre essas tecnologias, a propulsão a plasma - proposta pela primeira vez em 1906 por Robert Goddard (STUHLINGER, 1964) - é do tipo que utiliza eletricidade para prover suficiente velocidade de exaustão ao propelente. Em outros termos é um dos exemplos de utilização da **propulsão elétrica**.

A energia proveniente de painéis solares, reatores nucleares, irradiação de microondas ou lasers, associada a estruturas de controle térmico e gerenciamento de propelente, possibilita a operabilidade dos propulsores (DONATO, 2006).

Os elementos centrais no sistema de propulsão de espaçonaves, que é o objeto deste estudo, são os propulsores a plasma. Tais dispositivos utilizam a aceleração de íons através de campos eletromagnéticos para a transformação da energia elétrica (ionização) em energia cinética (energia mecânica de movimento).

Propulsores a plasma são muito utilizados em missões de inserção orbital, posicionamento de satélites, remoção de órbita, compensação de arrasto, controle de atitude bidimorb (OLESON, 1997).

O mecanismo, apesar do baixo empuxo que produz, fornece altas velocidades aos íons expelidos de sua estrutura além de possuir grande impulso específico e poder ser utilizado con-



tinuamente por longos períodos.

O plasma, gerado a partir de descargas termiônicas em cátodos emissores de elétrons, adquire no interior da estrutura do propulsor uma corrente proveniente de variações na intensidade do campo magnético estabelecido. Esse fenômeno, conhecido como efeito Hall, provoca a ejeção desse plasma em virtude da aceleração que surge da interação de corrente elétrica e campo magnético.

O início do trabalho em propulsores Hall foi na década de 1960 nos Estados Unidos e antiga União Soviética. No entanto, por não atingir os níveis de desempenho esperados, nos anos 70 a pesquisa nos EUA foi cessada (OLESON; SANKOVIC; CENTER, 2001).

Na URSS, o desenvolvimento continuou e em 1971 a bordo da missão *Meteor* (cuja finalidade era meteorológica) o propulsor Hall, chamado SPT-60, foi usado pela primeira vez. Nas duas décadas subseqüentes, vários SPT (*Stationary Plasma Thrusters*) foram utilizados em operações. Com o final da guerra fria, na década de 1990, os avanços tecnológicos dos propulsores Hall se tornaram disponíveis para avaliação e utilização no Ocidente.

A aplicabilidade dos propulsores a plasma do tipo Hall em missões brasileiras é corroborada por características como a baixa demanda por potência elétrica para produção de empuxo e a redução de custos em manutenção.

Desde 2002, o Laboratório de Plasmas do Instituto de Física da Universidade de Brasília - UnB vem desenvolvendo um propulsor que tem como objetivo a criação e o estudo de um sistema de propulsão a plasma produzido por corrente Hall, baseado nos *Stationary Plasma Thrusters* (SPT). A principal inovação que diferencia o projeto da UnB é a utilização de ímas permanentes como fonte de campos magnéticos. Essa opção reduz o consumo de eletricidade visto que torna desnecessária a disponibilização de corrente para o uso de eletroímas com a mesma finalidade.

O trabalho da equipe desse projeto tem resultado na comprovação da viabilidade técnica do propulsor Hall com ímas permanentes. A primeira série de medidas e análises de parâmetros qualificativos, tais como razão de massa ionizada e corrente de descarga, foi mostrada em 2003 (FERREIRA; FERREIRA; PLASMAS, 2003).

Em (SOUZA, 2006), é formulado o problema da produção e do movimento dos íons e elétrons e proposto um entendimento mais abrangente para a aceleração dos íons, sugerindo ter o campo elétrico papel fundamental na ejeção do plasma. São descritas as evidências experimentais dessa hipótese e discorre-se sobre suas conseqüências para a compreensão do funcionamento do propulsor.

Dentro do escopo do projeto, importante papel desempenha o estudo das possibilidades de aplicações dinâmicas do propulsor Hall. Este trabalho, que trata de simulações numéricas de manobras de aquisição de órbita, propõe estratégias para circularização, aumento de altitude, alteração de plano orbital, remoção pós-vida útil de satélites bem como discute as limitações oriundas dos métodos aplicados.

## 1.2 PROPULSOR HALL - PRINCÍPIOS DE FUNCIONAMENTO

Os propulsores Hall funcionam através da aceleração de íons pesados a altas velocidades de ejeção por meio de campos elétricos e magnéticos cruzados no interior do canal do propulsor.

A Figura 1 apresenta de forma esquematizada a estrutura do propulsor Hall com ímãs permanentes desenvolvido pelo Laboratório de Plasmas da Universidade de Brasília.

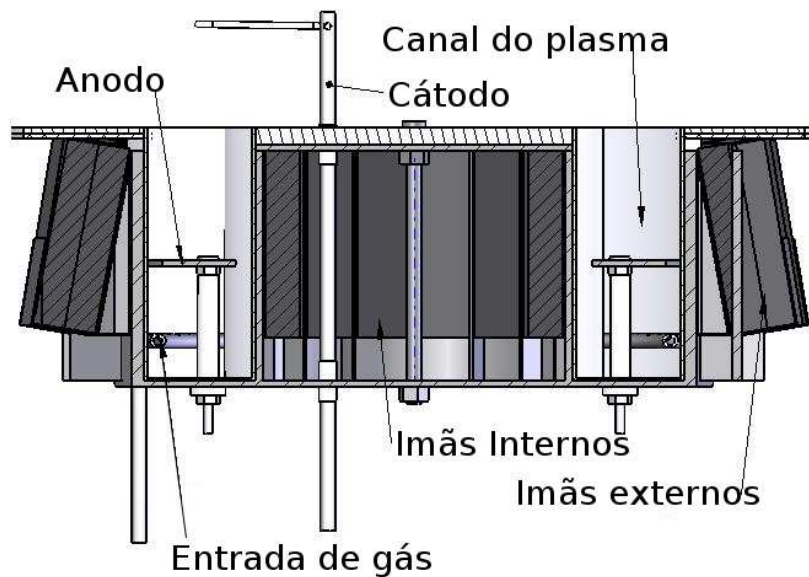


Figura 1: Vista lateral esquemática da estrutura do Propulsor Hall com ímãs permanentes.

Proveniente do cátodo, uma corrente eletrônica é lançada em direção ao ânodo. Surge uma velocidade de deriva em uma direção perpendicular aos campos radial, magnético e axial, elétrico (ver Eq.1.1).

$$\vec{V}_H = \frac{\vec{E} \times \vec{B}}{B^2} \quad (1.1)$$

Onde  $\vec{V}_H$  é a velocidade de deriva Hall,  $\vec{E}$  é o campo elétrico estabelecido entre o ânodo e o cátodo,  $\vec{B}$  representa o campo magnético existente no interior do canal do plasma e  $B$  é a magnitude desse campo magnético.

Os ímãs permanentes de ferrita são capazes de produzir um campo magnético predominantemente radial de intensidade de aproximadamente 300 *gauss* no interior do canal do propulsor. A emissão eletrônica é promovida pelo aquecimento do cátodo ao passo que a descarga termiônica é proveniente da tensão que alimenta o ânodo no interior do canal (CARVALHO, 2008).

A Figura 2 mostra o esquema de funcionamento do propulsor Hall. A velocidade de deriva Hall está relacionada à densidade de corrente Hall  $J_H$ , que aparece na referida figura, através da Eq.1.2.

$$\vec{J}_H = neV_H\hat{\theta} \quad (1.2)$$

Onde  $n$  é o número de portadores de carga,  $e$  é a carga elementar,  $\hat{\theta}$  é o vetor unitário que dá a direção em torno do eixo de simetria da estrutura.

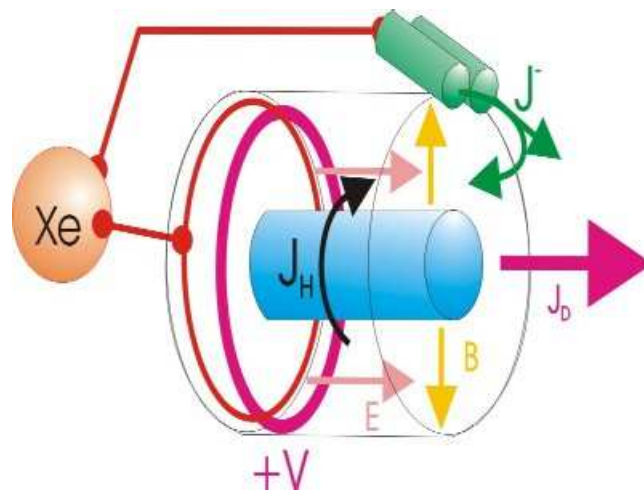


Figura 2: Esquemática do funcionamento do acelerador Hall

A interação da corrente Hall com o campo magnético radial proveniente dos ímãs permanentes provoca uma aceleração no plasma dada pela Eq.1.3. Essa aceleração provoca a ejeção do propelente resultando na produção do empuxo.

$$\frac{d}{dt}\vec{U} = \frac{1}{n}\vec{J}_H \times \vec{B} \quad (1.3)$$

Onde  $\vec{U}$  é a velocidade de ejeção das partículas do plasma.

A Tabela 1 mostra valores obtidos em medidas experimentais bem como as expectativas de desempenho para o segundo protótipo (PHALL II).

Tabela 1: Comparativo dos parâmetros qualificativos obtidos com o primeiro e esperados para o segundo protótipo.

	PHALL1 (obtido)	PHALL2 (esperado)
Empuxo máximo disponível ( $mN$ )	126	126
Empuxo medido ( $mN$ )	84,9	120,0
Densidade de empuxo medido ( $\frac{N}{m^2}$ )	4,68	< 6,0
Impulso específico máximo (s)	1607	1607
Impulso específico medido (s)	1083	1600 <sup>1</sup>
Razão de massa ionizada (%)	3,30	~ 30
Consumo de Propelente ( $\frac{kg}{s}$ )	$6,0 \times 10^{-6}$	$1,0 \times 10^{-6}$
Energia Consumida	350 W	250 W - 350 W
Eficiência elétrica (%)	33,9	60
Eficiência total (%)	10,12	50,0

### 1.3 OBJETIVOS

O trabalho tem seu foco no estudo numérico de transferências orbitais. O objetivo é calcular o consumo de propelente bem como a duração das manobras mediante monitoramento da variação de elementos orbitais.

Pretende-se nesse estudo demonstrar a viabilidade do uso de propulsores de baixo empuxo, como por exemplo o PHALL, em missões de interesse nacional conforme (AEB, 1996).

Este trabalho está estruturado de forma a trazer nos Capítulos 3, 4 e 5, respectivamente, os estudos numéricos sobre aquisição da Órbita geossíncrona, remoção de satélites geoestacionários e transferência para a geossíncrona equatorial a partir da inclinação inicial de  $7^\circ$ .

As conclusões e perspectivas estão resumidas no Capítulo final 6.

## 2 A DINÂMICA DE SATÉLITES ARTIFICIAIS

### 2.1 ELEMENTOS ORBITAIS CLÁSSICOS

Da solução do problema de Kepler, surge um conjunto de seis constantes de integração. São os conhecidos elementos keplerianos ou orbitais. O semi-eixo maior da órbita  $a$  e a excentricidade  $e$  caracterizam tamanho e forma da órbita, a inclinação  $i$  e a longitude do nodo ascendente  $\Omega$  localizam o plano de órbita com relação ao equatorial, o argumento do pericentro  $\omega$  define a orientação da órbita em relação a seu plano, finalmente, a anomalia média  $M$  fornece a posição orbital do satélite ao longo do tempo.

A Eq.2.1 é a solução do problema de dois corpos <sup>1</sup>. As órbitas fechadas estabelecidas para os casos em que o valor da excentricidade é nulo são circulares ao passo que para valores entre zero e um são ditas elípticas.

Para valores de excentricidade maiores ou iguais a um, as órbitas são hiperbólicas ou parabólicas, respectivamente.

$$r = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos(\vartheta)} \quad (2.1)$$

Nessa equação, aparecem quantidades tais como  $r$ , magnitude da distância radial (distância entre o objeto e o foco ou corpo central),  $a$  é o semi-eixo maior da órbita (metade do comprimento do segmento de reta que liga apocentro e pericentro passando pelo foco),  $e$  é a excentricidade, e  $\vartheta$  é a anomalia verdadeira (ângulo entre as posições orbitais do objeto e do pericentro) das quais se pode ter uma interpretação geométrica inicial pela observação da Figura 3.

A órbita no espaço está representada da na Figura 4 onde pode-se observar as variáveis angulares  $\Omega$  (ângulo medido entre a direção de referência e a linha dos nodos),  $\omega$  (argumento do pericentro) e  $i$  (inclinação orbital).

Periodicamente, as órbitas de satélites artificiais precisam ser corrigidas em virtude de

---

<sup>1</sup>Para uma abordagem mais detalhada do assunto, sugere-se a leitura de (MURRAY; DERMOTT, 1999).

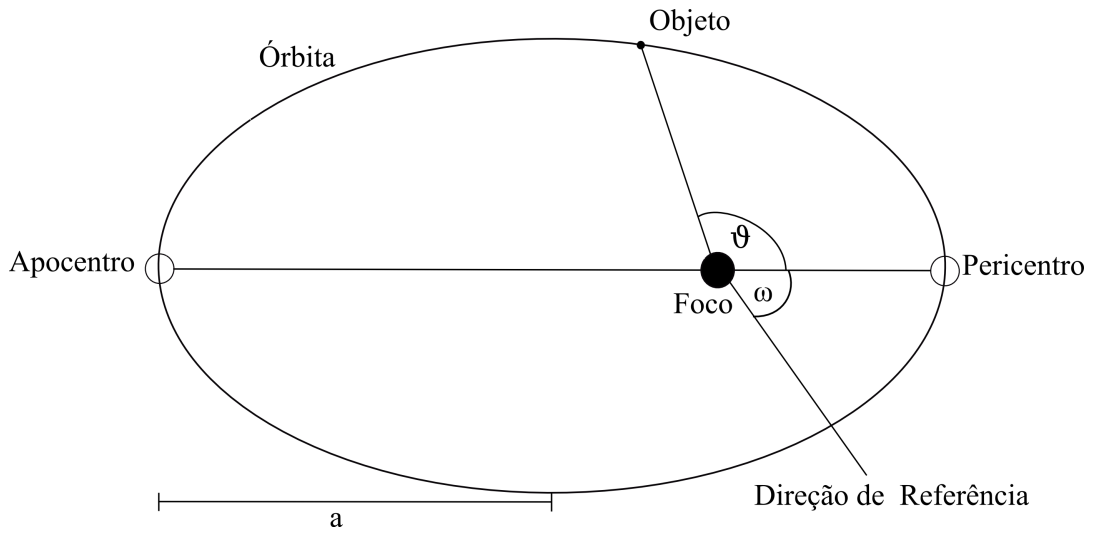


Figura 3: Interpretação geométrica de elementos orbitais para o caso planar do problema de dois corpos.

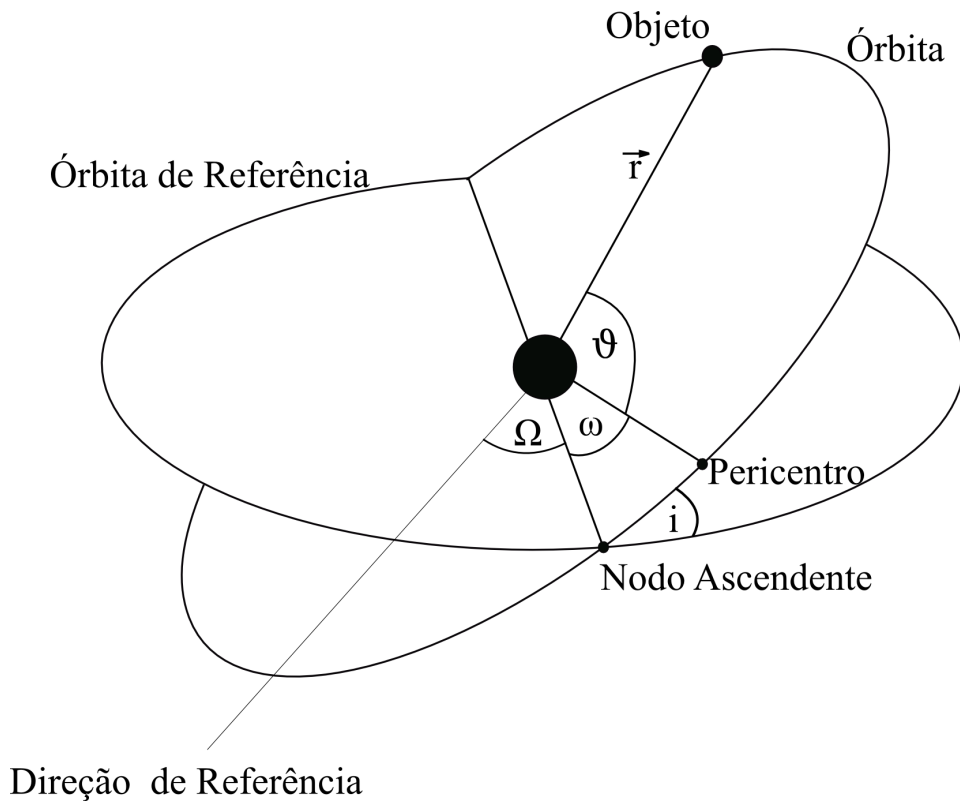


Figura 4: Representação esquemática dos elementos orbitais no espaço.

perturbações que ocorrem por efeitos da pressão solar de radiação, de potenciais luni-solares, efeitos geopotenciais ou ainda atmosféricos.

Os elementos orbitais devem ser constantemente monitorados para que se tenha um controle de órbita adequado.

## 2.2 TIPOS DE ÓRBITAS

Existem diversos tipos de órbitas em torno do planeta Terra, cada qual oferecendo características funcionais que viabilizam diferentes serviços a serem disponibilizados por satélites artificiais.

As órbitas baixas (*LEO - Low Earth Orbit*) com altitudes entre 160 e 2000 km, assim como as órbitas intermediárias (*MEO - Medium Earth Orbit*) que possuem altitudes entre 2000 e 34000 km, hospedam satélites meteorológicos, de sensoriamento remoto, de navegação, de comunicação de dados. Existem as órbitas polares, cuja inclinação do plano orbital é próxima de 90 graus em relação ao plano de referência equatorial.

A crescente demanda por satélites de telecomunicações torna disputada e densamente povoada a órbita geostacionária (*GEO - Geostationary Earth Orbit*) com altitude de aproximadamente 36000 km.

## 2.3 MANOBRA HOHMANN

O problema da transferência de um veículo espacial - em um campo gravitacional newtoniano - entre duas órbitas circulares coplanares, foi estudado por Hohmann em 1925 (HOHMANN, 1925).

Inicialmente na órbita 1 de raio  $R$ , o veículo sofre uma variação de velocidade  $\Delta V$ , paralela a seu movimento, cuja magnitude é dada por:

$$\Delta V = V_0 \left| \sqrt{\frac{2 \left(\frac{R'}{R}\right)}{\left(\frac{R'}{R}\right) + 1}} - 1 \right| \quad (2.2)$$

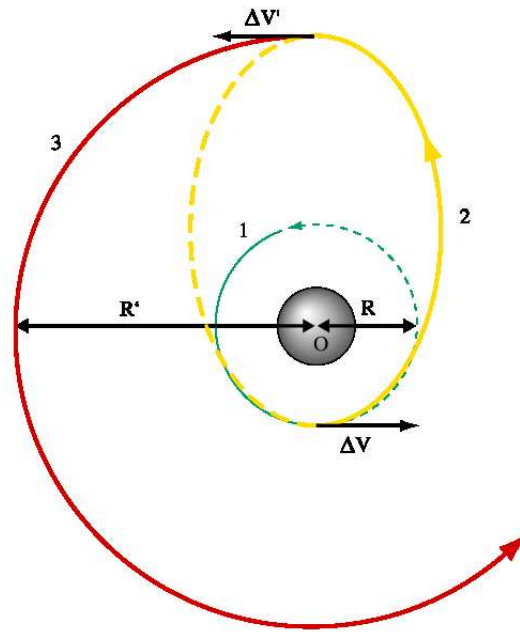


Figura 5: Figura esquemática da transferência de Hohmann. Caso ideal de uma transferência bi-impulsiva entre duas órbitas circulares coplanares.

Onde  $R'$  é o raio orbital final e  $V_0$  é o módulo da velocidade na órbita 1. A partir desse primeiro impulso, a órbita 2 é atingida. Após metade da revolução em 2, cujas distâncias radiais de apocentro e pericentro valem respectivamente  $R'$  e  $R$ , um novo impulso - no mesmo sentido do movimento - é fornecido de forma que:

$$\Delta V' = V_0 \left| 1 - \sqrt{\frac{2}{\left(\frac{R'}{R}\right) + 1}} \right| \sqrt{\left(\frac{R}{R'}\right)} \quad (2.3)$$

É esse último impulso que faz com que o objeto atinja a órbita 3 conforme visto na Figura 5. O tempo necessário para essa manobra em função do período  $T_1$  da órbita 1 é dado por:

$$t = \frac{1}{2} \left( \frac{1 + \frac{R'}{R}}{2} \right)^{\frac{3}{2}} T_1 \quad (2.4)$$

A Transferência Hohmann é a solução bi-impulsiva ótima para o transporte de veículos entre duas órbitas circulares coplanares. Apesar de se aplicar a um caso muito particular de manobra orbital, é um dos resultados mais largamente utilizados.



Em uma situação em que já se parta da órbita elíptica, como acontece no lançamento de satélites geossíncronos, a manobra Hohmann justifica o uso dos chamados **motores de apocentro**.

## 2.4 O PRINCÍPIO DE PONTRYAGIN

Em missões de longa duração, o uso de propulsores iônicos é comprovadamente interessante (BREWER, 1970). Contudo, para que se conheça o efeito da força impulsiva é necessária a integração ao longo do tempo de manobra.

O problema da otimização de transferências orbitais usando propulsão finita tem sido estudado desde a década de 1950. No trabalho de Tsien (TSIEN, 1953), foi mostrado que uma força aplicada na direção do movimento é mais eficiente que na sua perpendicular. Os trabalhos de Lawden (LAWDEN, 1953, 1955; Lawden, 1992) trataram do direcionamento da propulsão tal que se atingisse a máxima transferência de energia por unidade de massa de propelente.

A maioria dos problemas de controle ótimo são abordados pelo **princípio de máximo de Pontryagin**.

A teoria do controle ótimo busca as melhores condições possíveis para efetuar determinada mudança de estado de um sistema dinâmico, principalmente se existirem restrições. O princípio de Pontryagin é o nome dado a um certo conjunto de resultados necessários à otimização das variáveis de controle (PONTRYAGIN et al., 1962).

Um sistema dinâmico, descrito por variáveis de estado  $\vec{x}(t) = \{x_1 \dots x_n\}$  cuja evolução temporal é dada pela equação de estado 2.5.

$$\dot{\vec{x}} = \vec{f}(\vec{x}, \vec{u}, t) \quad (2.5)$$

onde as variáveis de controle  $\vec{u}(t) = \{u^0, u^1, \dots, u^n\}$  são definidas para todo  $t \in [t_0, t_f]$  no domínio de controle  $U \in R^n$  independente do tempo.

Considerando a variável vetorial  $\vec{p} = \{p_0, p_1, \dots, p_n\}$  que satisfaz à equação variacional adjunta 2.6:

$$\dot{\vec{p}}^T = -\vec{p}^T \frac{\partial \vec{f}(\vec{x}, \vec{u}, t)}{\partial \vec{x}} \quad (2.6)$$

onde  $\vec{p}^T$  é a matriz transposta de  $\vec{p}$ .

As equações de Hamilton são escritas conforme Eq.2.7

$$\dot{\vec{x}} = \left( \frac{\partial H}{\partial \vec{p}} \right)^T \quad \dot{\vec{p}} = - \left( \frac{\partial H}{\partial \vec{x}} \right)^T \quad (2.7)$$

A função hamiltoniana pode ser escrita como,

$$H = \vec{p}^T \vec{f} = \sum_{i=0}^n p_i f^i \quad (2.8)$$

Segundo o princípio de Pontryagin, se  $\vec{u}^* = \vec{u}^*(t)$  é a função de controle ótimo para a transferência de um objeto de  $\vec{x}_0$  para  $\vec{x}_1$  no tempo  $t_1 - t_0$ , então:

1. A hamiltoniana ótima  $H^* = H(\vec{x}, \vec{p}, \vec{u}^*)$ , é o máximo de  $H(\vec{x}, \vec{p}, \vec{u})$  dentro do domínio de controle;
2.  $H^* = cte$ ;
3. Se  $t_1$  é livre,  $H^* = 0$  quando  $t_0 \leq t \leq t_1$  e  $f_0(t_1) = 0$ ;
4.  $p_0(t_1) < 0$ .

A aplicação em propulsão é feita assumindo que o estado de um objeto espacial será dado por  $\vec{x}(t) = \{x^0, x^1, \dots, x^6\} = \{m_p, \vec{r}, \vec{v}\}$ .

O controle será expresso pelo vetor  $\vec{\alpha}$  que é a aceleração provocada pelo empuxo proporcionado pelo propulsor.

Designando:

$$\begin{aligned} m &= m(t), & \text{massa do satélite } (t_0 \leq t \leq t_1); & \quad (2.9) \\ m_0 &= m(t_0), \quad m_1 = m(t_1); \\ m_p &= m_0 - m_1, & \text{Consumo de Propelente;} \end{aligned}$$

As equações de movimento podem ser escritas como em Eq.2.10.

$$\begin{aligned} \dot{\vec{r}} &= \vec{v} \\ \dot{\vec{v}} &= \vec{f}_v + \vec{\alpha} \end{aligned} \quad (2.10)$$

Onde  $\vec{f}_v = \vec{f}_v(\vec{r})$ .

O funcional a ser minimizado é a massa de propelente consumida ao final da manobra, (ver Eq.2.11)

$$\xi = m_p(t_1) = \int_{t_0}^{t_1} \dot{m} dt \quad (2.11)$$

Para o problema de simples transferência de órbitas abordado neste trabalho, temos que  $x^0(t_0) = m_p(t_0) = 0$  e  $x^0(t_1) = m_p(t_1) = \xi$ .

Pode se construir uma função hamiltoniana (ver Eq.2.8) da forma seguinte:

$$H = p_0 \dot{m}_p + \vec{p}_r^T \vec{v} + \vec{p}_v^T \vec{f}_v + \vec{p}_\alpha^T \vec{\alpha} \quad (2.12)$$

$$\vec{p} = \{p_0, p_v, p_r\}$$

Aplicar o princípio de máximo à hamiltoniana escrita na Eq.2.12 significa dizer que a propulsão ótima deverá sempre ser direcionada conforme o multiplicador de lagrange relacionado à velocidade ( $\vec{p}_v$ ) que é conhecido na literatura por *primer vector* de *Lawden* (MAREC, 1979).

Das Eqs.2.7 e 2.12 vêm as relações entre  $\vec{p}_v$  e  $\vec{p}_r$ :

$$\dot{\vec{p}}_r = - \left( \frac{\partial H}{\partial \vec{r}} \right)^T = - \left( \frac{\partial \vec{f}_v}{\partial \vec{r}} \right)^T \vec{p}_v \quad (2.13)$$

$$\dot{\vec{p}}_r = - \left( \frac{\partial H}{\partial \vec{r}} \right)^T = -\vec{p}_r \quad (2.14)$$

A solução é dada por:

$$\ddot{\vec{p}}_v = \left( \frac{\partial \vec{f}_v}{\partial \vec{r}} \right)^T \vec{p}_v \quad (2.15)$$

As condições de transversalidade que aparecem para a situação proposta são:

$$H^* = 0 \quad \text{hamiltoniana ótima} \quad (2.16)$$

$$(\vec{p}_r^T \vec{v} + \vec{p}_v^T \vec{f}_v) |_{t_1} = 0 \quad (2.17)$$

$$(\vec{p}_r^T \vec{v} + \vec{p}_v^T \vec{f}_v) |_{t_0} = 0 \quad (2.18)$$

$$p_0 = -1 \quad (2.19)$$

Não existe um conjunto completo de condições de contorno em um mesmo instante. Deste

modo não há solução analítica geral para o chamado (TPBVP) *TWO POINT BOUNDARY VALUE PROBLEM* (PRADO; RIOS-NETO, 1993).

#### 2.4.1 PROPULSÃO LOCALMENTE OTIMIZADA

Em (A.A.SUKHANOV, 2007) é mostrada uma abordagem para otimização local da propulsão na qual se supõe um parâmetro orbital  $q = q(\vec{r}, \vec{v})$  a sofrer alteração por meio de empuxo.

Definindo

$$\vec{p}^T = \frac{\partial q}{\partial \vec{v}} \quad (2.20)$$

A mudança infinitesimal provocada na velocidade orbital do objeto devido ao empuxo é dada por:

$$d\vec{v} = \vec{\alpha} dt \quad (2.21)$$

Portanto, a variação de  $q$  no tempo  $dt$  é,

$$dq = \vec{p}^T \vec{\alpha} dt \quad (2.22)$$

De forma que o incremento será máximo se  $\vec{\alpha} \uparrow \vec{p}$  assim como o decremento será máximo se  $\vec{\alpha} \downarrow \vec{p}$ .

A Eq.2.6 é satisfeita por  $\frac{\partial q}{\partial \vec{x}}$ , isso leva à constatação de que  $\vec{p} \parallel \vec{p}_v$  de forma que o vetor de Lawden provê máximos locais da hamiltoniana.

Daí, para o problema *CEV* (*CONSTANT EJECTION VELOCITY*), a aceleração promovida pelo sistema de propulsão é dada por:

$$\vec{\alpha} = \pm \frac{\dot{m}_p U}{m} \frac{\vec{p}}{p} \quad (2.23)$$

No Capítulo 3 é procedido o estudo acerca da variação do semi-eixo maior da órbita. A Eq.2.24 fornece o valor de  $a$  em função da velocidade orbital para o problema de Kepler.

$$a = \frac{1}{\frac{2}{r} - \frac{v^2}{\mu}}, \quad (2.24)$$

onde  $\mu$  é o parâmetro gravitacional.

Procedendo-se a definição da variável adjunta  $\vec{p}_v$ , conforme descrito na Eq.2.20, pode-se escrever a Eq.2.25 que torna explícito que tanto  $\vec{p}_v$  quanto o empuxo aplicado devem ter a direção tangente à órbita para a otimização da variação do semi-eixo maior.

$$\vec{p}_v = \left( \frac{\partial a}{\partial \vec{v}} \right)^T = \frac{2a^2}{\mu} \vec{v} \quad (2.25)$$

Analogamente, no Capítulo 5 a alteração da inclinação orbital  $i$  é efetuada com o acionamento da matriz de propulsores em uma direção paralela ao vetor expresso na Eq.2.26.

$$\cos i = \frac{[\vec{r} \times \vec{v}]_z}{|(\vec{r} \times \vec{v})|}$$

$$\vec{p}_v = \left( \frac{\partial i}{\partial \vec{v}} \right)^T = \frac{r \cos(\omega + \vartheta)}{|(\vec{r} \times \vec{v})|^2} (\vec{r} \times \vec{v}) \quad (2.26)$$

## 2.5 O INTEGRADOR MERCURY 6.1

O MERCURY é um pacote *software* destinado à integração numérica do problema de N corpos. É concebido para cálculo da evolução orbital de objetos sob ação de campos gravitacionais oriundos de grandes massas centrais (CHAMBERS, 1999).

Escrito em linguagem *FORTRAN 77* e utilizado amplamente em trabalhos na área da mecânica celeste, o *software* é aplicado ao movimento de satélites artificiais em torno do planeta Terra.

São incluídos os efeitos newtonianos gravitacionais entre os objetos interagentes assim como os coeficientes do segundo, quarto e sexto harmônicos zonais, respectivamente  $J_2$ ,  $J_4$  e  $J_6$  relacionados à forma não esférica do corpo central. Contudo, outras forças podem ser incluídas através de algoritmos convenientemente elaborados e integrados ao código.

## 2.6 AS SIMULAÇÕES

Nesta seção, enfoque é dado à metodologia adotada para a obtenção dos resultados que são apresentados nos Capítulos 3, 4 e 5.

Este estudo contempla manobras de aquisição de altitude, circularização para alcance da órbita geossíncrona, remoção de geostacionários e alteração da inclinação do plano orbital.

A ferramenta utilizada foi o integrador apresentado na Seção 2.5. O tempo é a variável independente em todos os casos e o algoritmo *Bulirsch-Stoer* (STOER; BULIRSCH, ) foi utilizado para os cálculos.

A modelagem dinâmica do problema de três corpos - Terra, Lua, Satélite - acompanhada de perturbações advindas do achatamento terrestre, fornece a descrição do movimento a que objetos espaciais estão sujeitos nos trechos orbitais onde os propulsores não atuam.

Os valores numéricos assumidos para  $J_2$  e  $J_4$  foram  $1,08263 \times 10^{-3}$  e  $-1,6233 \times 10^{-6}$ , respectivamente. Nos segmentos ativos, o movimento é regido pela resultante das forças gravitacionais além da propulsão entregue.

O empuxo que propulsor Hall é capaz de proporcionar é dado por:

$$\vec{E} = \vec{U} \frac{d}{dt}m \quad (2.27)$$

Foram considerados constantes:

1. A magnitude da velocidade de ejeção ( $U$ );
2. A taxa de consumo de propelente  $(\frac{d}{dt}m) = 0,5184$  kg/dia;
3. O valor absoluto do empuxo ( $E$ ) fornecido por cada propulsor Hall, 100 mN.

Evidentemente, as quantidades explicitadas estão coerentes com os parâmetros qualificativos do propulsor Hall (ver Seção 1.2).

A instalação de múltiplos dispositivos no veículo, formando uma **matriz de propulsores**, é a forma com que se garante a análise das manobras sob diferentes valores de empuxo. Em (BEAL, 2004) é apresentado um estudo bem completo a respeito da aplicabilidade dessa abordagem.

As massas dos objetos considerados nos Capítulos 3, 4 e 5 já incluem o combustível disponível para a missão entretanto sofreram acréscimos de 6,5 kg para cada propulsor instalado.

### **3 TRANSFERÊNCIA À ÓRBITA GEOSSÍNCRONA**

#### **3.1 INTRODUÇÃO**

Atualmente, o uso de propulsores Hall está mais ligado às correções de órbita em satélites geostacionários, no entanto, em (KOROTEEV et al., 2004) é analisada - por meio da definição de indicadores de efetividade e desempenho econômico - a viabilidade de sua utilização em manobras de grande amplitude.

Em (AKHMETSHIN, 2004) são estudados dois tipos de transferências para a órbita geossíncrona usando baixo empuxo. O primeiro possibilita o acionamento e o desligamento do sistema de propulsão. No segundo, o sistema funciona continuamente sem quaisquer restrições nas possibilidades de direcionamento. Em ambos os casos a magnitude do empuxo é suposta constante. As variáveis de controle, sejam os instantes de início e término dos segmentos ativos ou a direção que deve assumir o vetor propulsão para que a transferência seja ótima, são determinadas pelo princípio de máximo de Pontryagin.

O problema da aquisição de órbita geossíncrona usando o propulsor Hall será abordado de duas maneiras distintas. Na primeira, o satélite em questão é transportado entre duas órbitas circulares concêntricas. Uma exterior, a geossíncrona e outra interior, uma órbita baixa. A direção do vetor propulsão é determinada pelo princípio de máximo aplicado à propulsão a jato, conforme (A.A.SUKHANOV, 2007).

A segunda considera que o veículo parte de uma órbita elíptica cujo apocentro já possui a mesma altura do anel geostacionário. Inicia-se uma manobra semelhante à Hohmann (HOHMANN, 1925), que tem como resultado a aquisição da órbita geossíncrona.

A estrutura do presente capítulo engloba uma breve descrição dos métodos utilizados para o alcance dos propósitos (Seção 3.2), seguida da apresentação dos resultados obtidos bem como da sua discussão (Seção 3.3).

## 3.2 METODOLOGIA

Visando aos propósitos explicitados na Seção 3.1, foram desenvolvidas rotinas de cálculo em *FORTRAN 77* devidamente integradas ao *MERCURY*.

Essa integração exigiu a configuração da Terra como corpo central do movimento, a definição do raio do anel geoestacionário como unidade padrão de distância, a definição dos valores numéricos dos coeficientes de achatamento.

Em todos os casos abordados neste capítulo, os objetos nos quais atuam os empuxos foram tratados como massas pontuais sujeitas à ação gravitacional do planeta Terra e da Lua. A cada passo de integração, foram obtidas posição e velocidade (relativas ao corpo central) e calculados os elementos orbitais osculadores. Dessa forma, o monitoramento dessas grandezas foi efetuado.

### PROPULSÃO CONTINUAMENTE ATIVA

Forças externas paralelas à velocidade orbital otimizam o ganho de energia (A.A.SUKHANOV, 2007).

$$\vec{E} = E_{\alpha} \hat{v} \quad (3.1)$$

onde  $E_{\alpha}$  é a intensidade do empuxo proveniente da matriz de propulsores.

No entanto a manobra realizada conduziu os objetos listados na Tabela 2 de suas órbitas geoestacionárias até a altitude de 700 km <sup>1</sup>. O vetor empuxo esteve anti-paralelo à velocidade orbital do veículo.

Como as perturbações consideradas são conservativas e a influência lunar sobre o tempo de manobra é pequena, são apresentados na Seção 3.3 os resultados de integrações reversas, onde se alterou o sinal na Eq.3.1.

---

<sup>1</sup>Os gráficos com resultados para massas iniciais de 802 e 1052 kg, omitidos do texto do presente capítulo, podem ser encontrados no apêndice A.



Tabela 2: Satélites transportados da órbita geoestacionária para uma órbita circular de 700 km de altitude.

$m_0$ (kg)	$i$ (graus)	$e$ ( $\times 10^{-4}$ )	$n$ (rev/dia)
1052	7.0	4,368	1,00273355
802	7.0	4,368	1,00273355
552	7.0	4,368	1,00273355

### PROPULSÃO ATIVA EM TRECHOS

Esta estratégia permite que a matriz de propulsores seja ligada em certos segmentos orbitais e desligada em outros. Deste modo, há alternância entre trechos balísticos - onde não existe ejeção de propelente - e arcos ativos de apocentro, onde o sistema funciona. A Figura 6 traz esquematicamente a forma de atuação do vetor propulsão de magnitude constante.

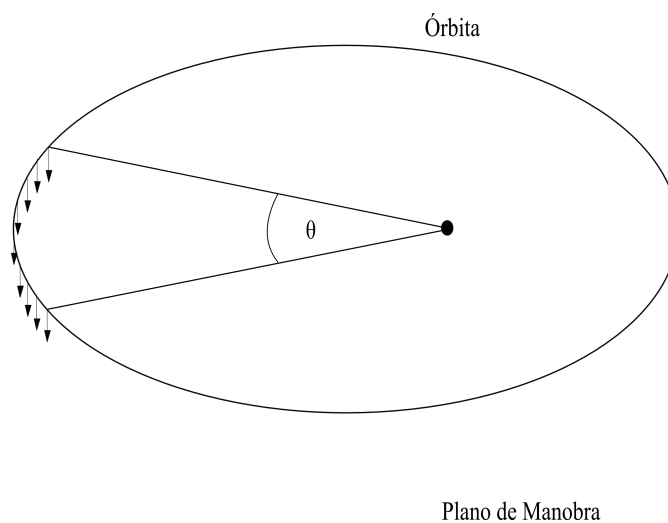


Figura 6: A proposta é uma variação da manobra Hohmann. O impulso na região do apocentro orbital provoca aumento na distância do pericentro.

O efeito esperado dessa manobra pode ser visto na Figura 7. Percebe-se o processo de circularização orbital que promove a aquisição da órbita geossíncrona.

Para diferentes valores de abertura angular  $6^\circ \leq \theta \leq 186^\circ$  e empuxo aplicado  $100 \text{ mN} \leq E \leq 600 \text{ mN}$ , foram avaliados os tempos de manobra e de consumo de propelente.

Além disso, foram monitorados valores orbitais de semi-eixo maior  $a$ , distância radial  $r$ , anomalia verdadeira  $\vartheta$ , excentricidade  $e$  e argumento do pericentro  $\omega$  com o objetivo de perceber as particularidades de cada caso.

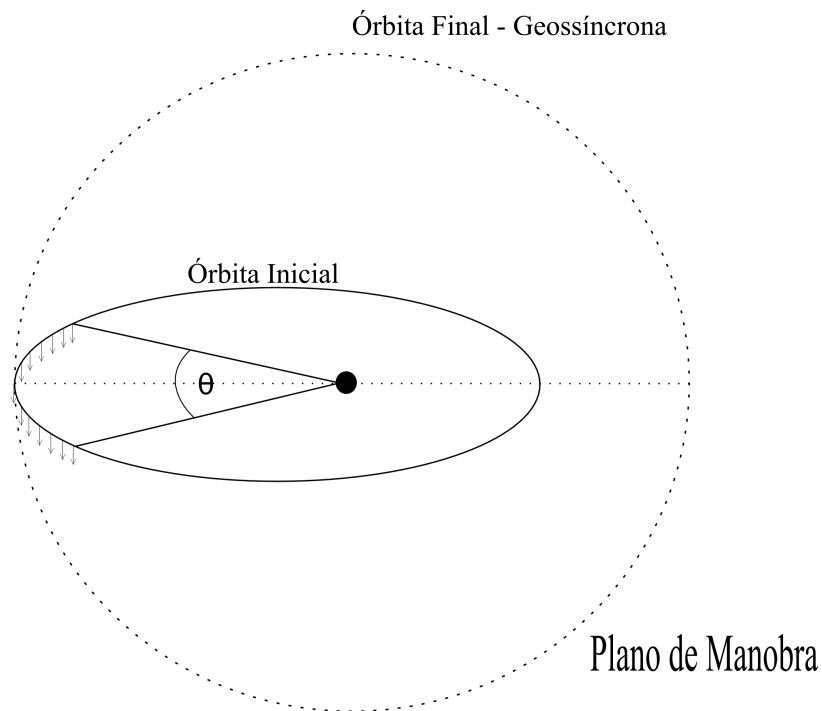


Figura 7: A circularização da órbita semelhante ao efeito do segundo impulso da manobra Hohmann

A definição de órbitas iniciais levou em consideração as possibilidades dos veículos lançadores existentes no mercado. A referência (MUGNIER, ) fornece informações relativas ao lançador *ARIANE 4* que foi usado no lançamento da série de satélites geoestacionários Brasilsat a partir de Kourou na Guiana Francesa (BULLETIN, a, b; NASA, a, b).

Os valores iniciais de altitude de pericentro  $h_{\pi}$ , altitude de apocentro  $h_{\alpha}$ , argumento de pericentro  $\omega$  e inclinação  $i$  utilizados para as simulações da manobra de circularização proposta nesta etapa do trabalho estão dispostas resumidamente na Tabela 3.

Tabela 3: Parâmetros da órbita de transferência padrão do lançador ARIANE 4 usado para o lançamento dos satélites da série Brasilsat.

$h_{\pi}$ (km)	$h_{\alpha}$ (km)	$\omega$ (graus)	$i$ (graus)	$e$
200	35786	178	7	0,7300

### 3.3 RESULTADOS

## PROPULSÃO CONTINUAMENTE ATIVA

Neste ponto da apresentação de resultados, aborda-se o problema por meio do movimento espiral provocado pela atuação da matriz de propulsores PHall.

A inversão do sinal na Eq.3.1 provoca progressiva redução na altitude do movimento. Pode-se observar isso na Figura 8, que apresenta a evolução temporal do semi-eixo orbital. O critério de parada na integração do movimento foi a chegada em  $700\text{ km}$  de altitude. O empuxo foi variado entre  $100\text{ mN}$  e  $600\text{ mN}$  e o comparativo está presente no referido gráfico.

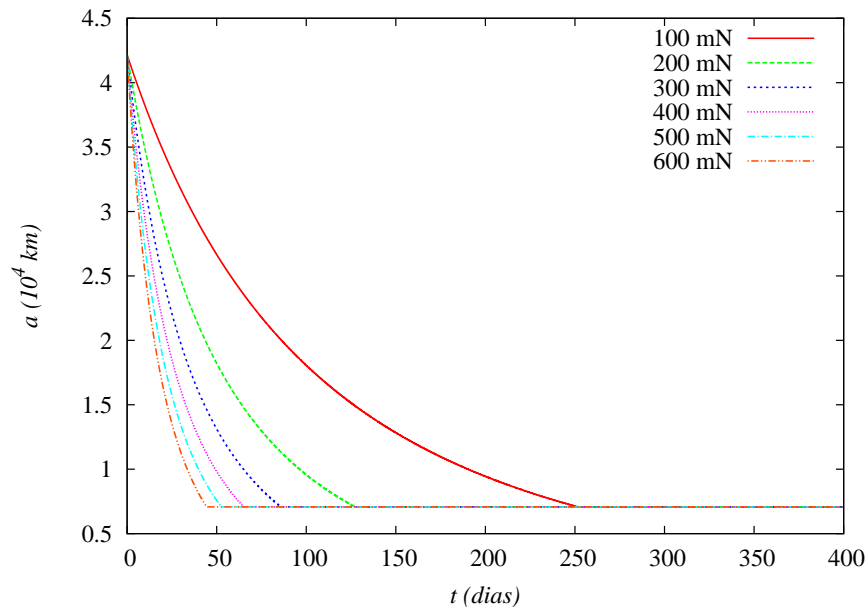


Figura 8: Evolução do semi-eixo orbital para os diferentes valores de empuxo considerados. Massa inicial  $m_0 = 552\text{ kg}$  foi conduzida a uma órbita de  $700\text{ km}$  de altitude.

A Figura 9 mostra um exemplo de evolução do valor da excentricidade orbital para o caso em que um satélite de massa inicial de  $552\text{ kg}$  sofreu ação de um empuxo de  $100\text{ mN}$ . Vê-se que durante a manobra, esse elemento orbital mantém seu valor dentro do que considerou-se aceitável neste capítulo, em torno de  $10^{-3}$ . A atuação contínua da matriz de propulsores provoca variação na excentricidade orbital, no entanto, os valores máximos atingidos são suficientemente baixos para considerar a proposta adequada.

O comparativo do consumo de propelente em função da duração da manobra para os diversos empuxos utilizados é mostrado na Figura 10. Constata-se que, para todos os casos estudados, o consumo de propelente esteve sempre em torno de  $23,3\%$  da massa inicial. Percebe-se uma progressiva redução do tempo necessário às manobras conforme se aumenta a propulsão.

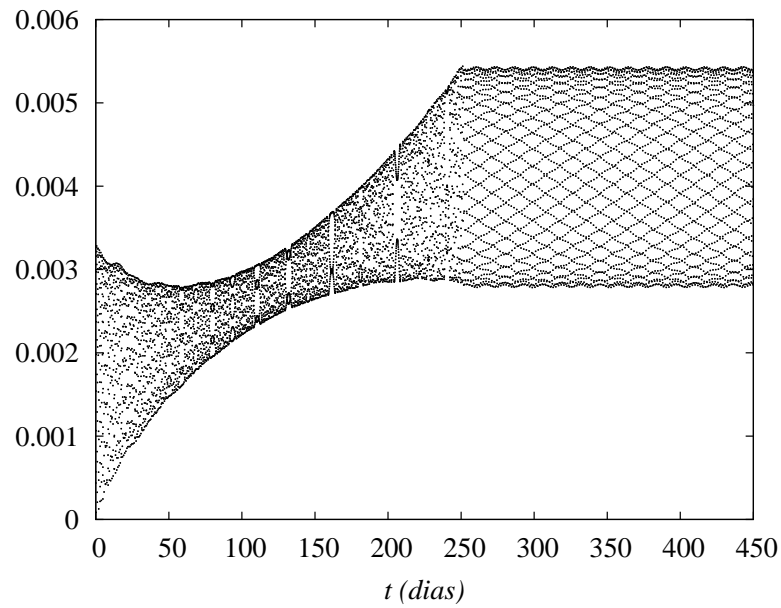


Figura 9: Evolução temporal da excentricidade. A atuação tangencial da propulsão não provoca alterações muito acentuadas. No entanto percebem-se oscilações (para  $E = 100 \text{ mN}$  e  $m_0 = 552 \text{ kg}$ ).

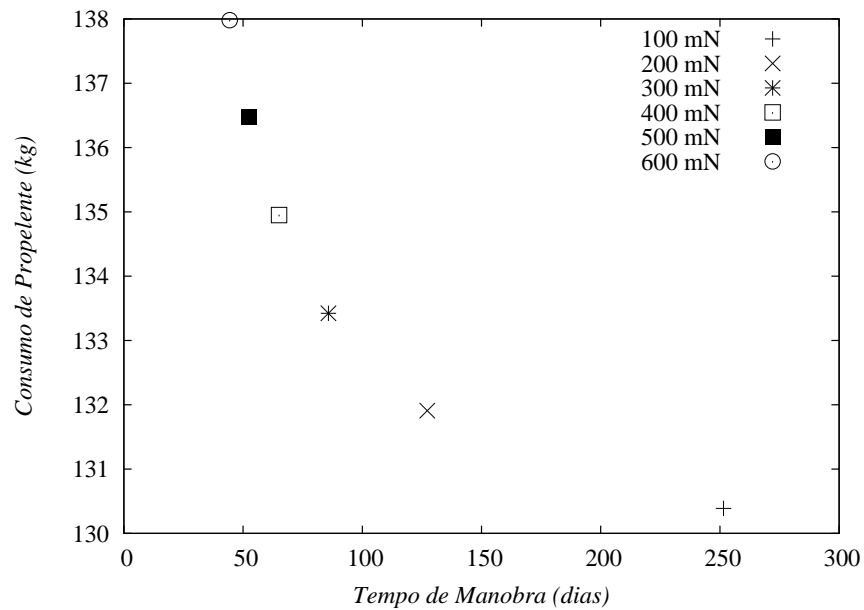


Figura 10: Medida do consumo de propelente ao final da manobra em função da duração para os vários empuxos entregues ( $m_0 = 552 \text{ kg}$ ).

É possível perceber que o aumento na quantidade de propulsores instalados (maiores valores de empuxo) provoca um acréscimo na massa seca do sistema, isso implica maior gasto de combustível, fato que pode ser observado na referida figura.

## PROPULSÃO ATIVA EM TRECHOS

Os objetos listados na Tabela 4 foram conduzidos à órbita geossíncrona a partir das condições iniciais presentes na Tabela 3.

Tabela 4: Massas iniciais dos satélites que tiveram a órbita circularizada, conforme os métodos pulsados descritos na Seção 3.2. Foram testados satélites de pequeno, médio e grande porte.

Objeto	$m_0$ (kg)
B1	1052
B11	802
B111	552

Inicialmente, o objetivo foi averiguar se a manobra realizada de fato corresponde às expectativas. A Figura 11 mostra que existe um aumento no semi-eixo maior da órbita, percebe-se inclusive uma redução grande no tempo de manobra à medida que se aumenta o empuxo.

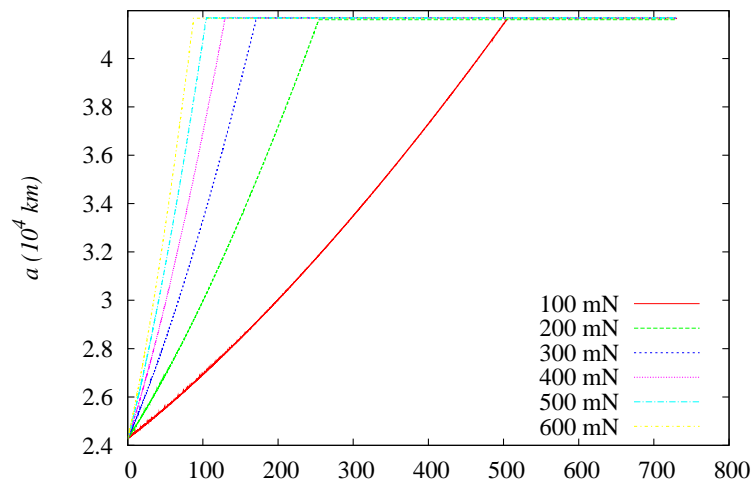


Figura 11: Gráfico da evolução temporal do semi-eixo orbital para uma abertura angular de  $50^\circ$  e empuxos entre 100 e 600  $mN$ . O aumento se dá predominantemente em virtude das variações na altura do pericentro ( $m_0 = 552$  kg).

A alta excentricidade da órbita inicial implica o fato de que o satélite passa mais tempo na região próxima do apocentro, onde a velocidade é menor. Para maiores valores de tempo, em virtude da atuação do PHALL, as diferenças entre as velocidades nos diversos pontos da trajetória se tornam menos acentuadas.

A análise da excentricidade dá prosseguimento ao exposto. A Figura 12 mostra a queda no valor desse elemento orbital.

As integrações foram encerradas quando a excentricidade chegou a  $1 \times 10^{-3}$ .

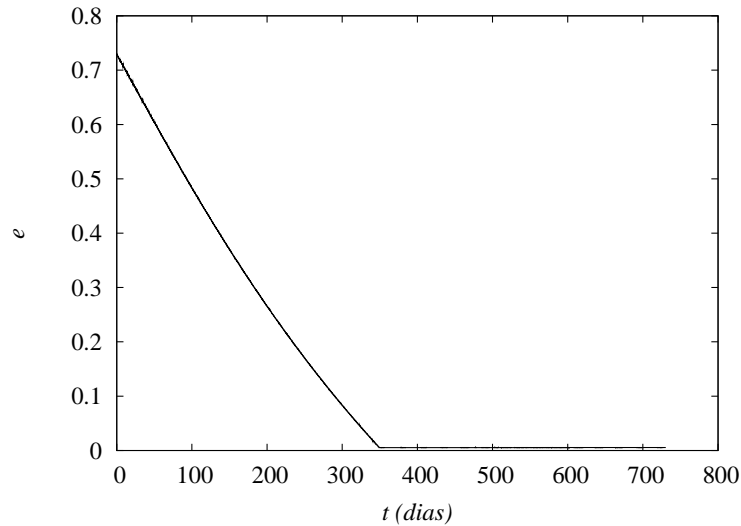
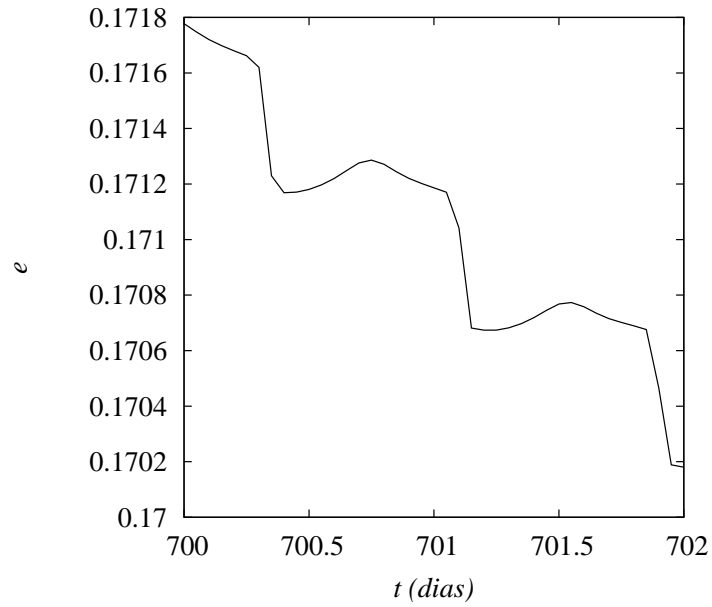


Figura 12: Excentricidade em função do tempo. O valor mínimo atingido ao final da manobra é  $1 \times 10^{-3}$ . Valores em análise:  $m_0 = 552 \text{ kg}$ ,  $E = 100 \text{ mN}$

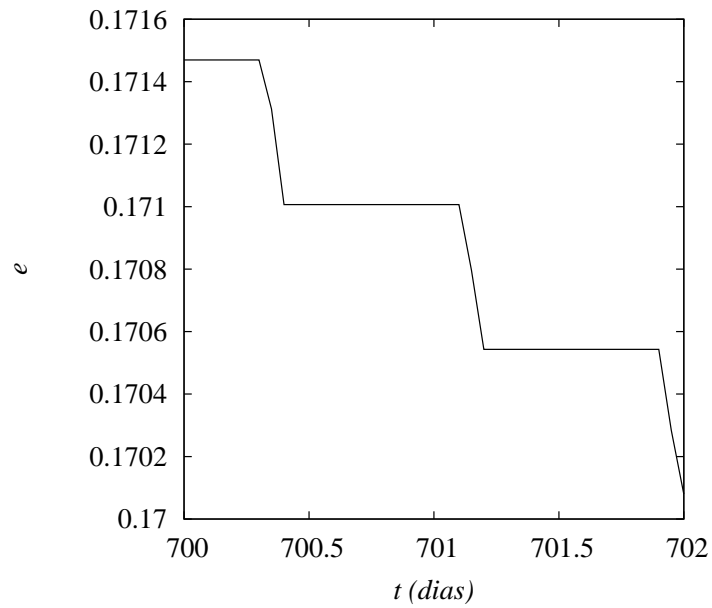
A Figura 13 mostra em detalhe o comparativo da queda da excentricidade para uma situação análoga ao caso estudado 13(a), e para o problema de dois corpos 13(b). Foi numericamente constatado que a forma degrau do decaimento da excentricidade impõe um limite ao valor mínimo alcançável pelo método. Se o valor de excentricidade, na  $i$ -ésima interação  $e_i$ , for menor que o valor de  $\frac{\Delta e}{\Delta t}$ ,  $e_i$  será o valor mínimo obtido em virtude das características do método proposto para a manobra.

A evolução temporal do formato da órbita é mostrada na Figura 14. Percebe-se a semelhança existente entre ela e a Figura 7. Isso indica que, do ponto de vista dinâmico, a manobra atingiu os resultados esperados. Em outras palavras, foi obtida uma circularização orbital usando o propulsores hall, com empuxo constante (do ponto de vista vetorial) simplificando o controle de atitude, ao longo de uma região angular próxima ao apogeo.

O tempo gasto para a realização da manobra é analisado a partir da Figura 15 que apresenta um conjunto de valores de duração de manobra em função do ângulo de abertura  $\theta$  para os vários valores diferentes de empuxo fornecidos. É esperado que haja uma redução do tempo gasto na manobra à medida que se aumenta o tamanho da região ativa de propulsão (valores crescentes de  $\theta$ ), contudo, principalmente quando  $\theta > 70^\circ$  a diferença na duração da manobra depende muito mais sensivelmente da magnitude do empuxo fornecido.



(a) Problema de três corpos, com achatamento terrestre.



(b) Problema de Kepler.

Figura 13: A queda no valor da excentricidade acontece em degraus e isso provoca um limite do método. Constatou-se que se o valor da excentricidade na  $i$ -ésima interação  $e_i$  for menor que o valor de  $\frac{\Delta e}{\Delta t}$ ,  $e_i$  é o valor mínimo de excentricidade obtido.



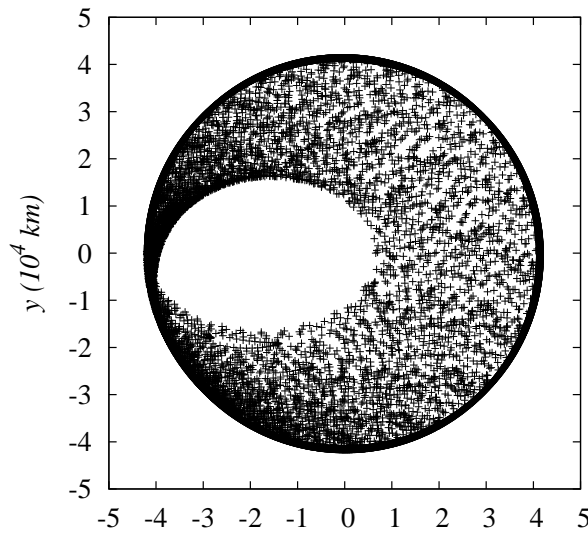


Figura 14: Gráfico da evolução da forma da órbita. Observa-se a semelhança com a Figura 7, no caso mostrado  $\theta = 50^\circ$  e  $m_0 = 552 \text{ kg}$ .

Isso acontece porque se  $\theta > 70^\circ$  os segmentos orbitais ativos possuem regiões muito afastadas do apogeo. Nessas regiões - interiores aos segmentos ativos de propulsão - a efetividade do propulsor é reduzida pois o período em que o objeto espacial permanece nelas é pequeno. Assim, as contribuições para a redução do tempo de manobra são progressivamente menores explicando a saturação que se percebe na Figura 15 para  $\theta > 70^\circ$ .

A Figura 16 mostra um comparativo do consumo de propelente dado em função da abertura angular de apocentro  $\theta$ . Observa-se que há um mínimo em torno de  $\theta = 50^\circ$  que não parece depender da massa inicial do objeto espacial.

Essa otimização do aproveitamento da energia entregue pelo PHall é decorrente do fato de que na região angular  $155^\circ < \vartheta < 215^\circ$  há a maior permanência do objeto durante o tempo de manobra, em virtude da excentricidade inicial da órbita.

Para os diversos empuxos considerados, percebe-se uma pequena diferença entre os valores de consumo de combustível. O aumento no valor absoluto da propulsão vem acompanhado de um acréscimo na massa seca do sistema. É importante salientar que qualquer aumento na massa de lançamento de uma missão espacial deve ser cuidadosamente avaliado e otimizado de forma que sempre se consiga a maior massa útil possível.

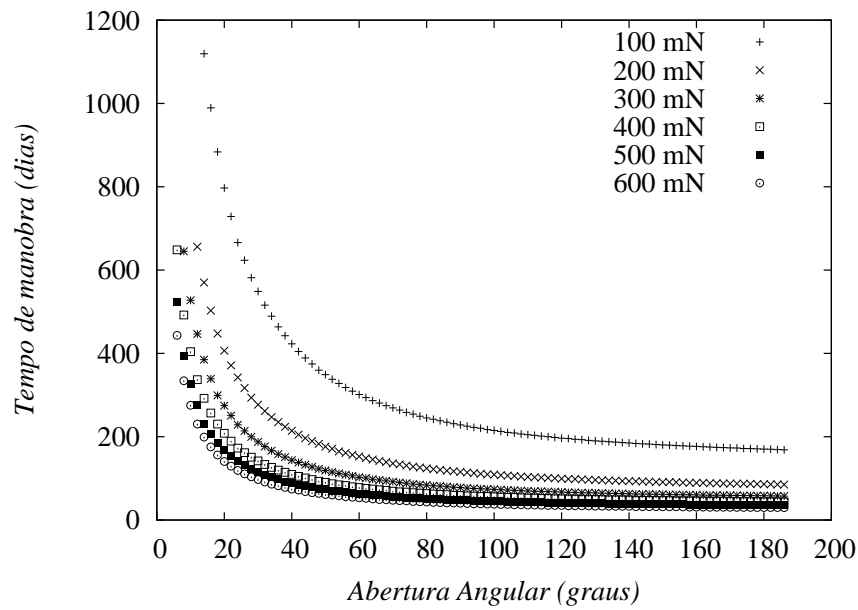


Figura 15: Comparação entre os tempos de manobra para as diferentes quantidades de propulsores Hall instalados e massa inicial de 552 kg.

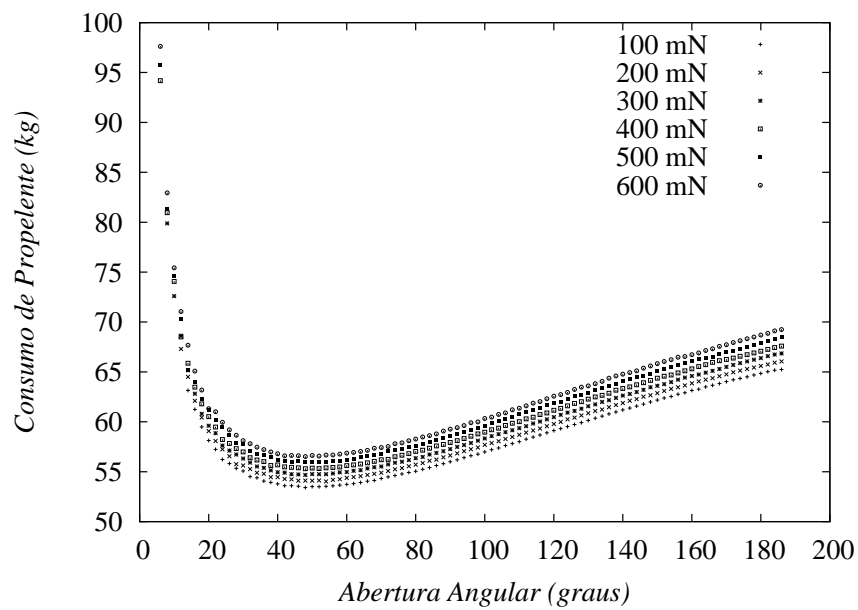


Figura 16: Comparativo entre o consumo de propelente em função de  $\theta$  para os diversos valores de propulsão. A massa inicial foi de 552 kg.

## 4 **REMOÇÃO DE SATÉLITES GEOESTACIONÁRIOS**

### 4.1 INTRODUÇÃO

Do lançamento ou da colocação de satélites em operação, podem resultar **detritos orbitais**. O crescimento da quantidade desses pedaços de equipamentos sem qualquer funcionalidade, sejam eles estágios de veículos de lançamento ou fragmentos de satélites fora da vida útil, representa um potencial risco a futuras missões (DAVEY; TAYLOR, 2005).

O acúmulo desses objetos em regiões próximas a órbitas operacionais assim como a padronização de medidas para sua redução têm sido temas de diversas discussões internacionais.

Os princípios fundamentais desses padrões são: a prevenção da destruição de satélites em órbita, remoção orbital pós-missão e limitação da quantidade de objetos eliminados durante operações normais (KATO, 2001).

Programas e projetos espaciais devem portanto planejar e avaliar procedimentos coerentes com esses princípios de forma a minimizar o impacto em missões futuras i.e, ao final de sua vida útil, satélites devem deixar suas órbitas funcionais que serão ocupadas por sucessores tecnológicos.

A região do anel geoestacionário, por ser a mais usada (JEHN, 2005), é o particular foco de práticas e políticas de controle de população de objetos (JOHNSON, 1999).

Rotinas padrão propostas em (NASA, 2000) para redução dos detritos são:

- A re-entrada na atmosfera que implica ação de forças de arrasto reduzindo a durabilidade dos materiais em órbita;
- A ejeção da graviesfera que trata-se de uma manobra para aquisição de órbita heliocêntrica;
- Remoção direta das estruturas tão logo a missão tenha terminado;
- Condução à órbita cemitério que é a remoção orbital de satélites pós-vida útil.

O interesse nesse tipo de manobra reside na inexistência de vínculo temporal estreito, ou seja, a preocupação com a rapidez da manobra é menor do que com sua segurança e economia.

Neste capítulo almejam-se resultados que indiquem a quantidade de propelente e o tempo necessário para a remoção orbital de satélites ao final de sua vida útil. A manobra será descrita na Seção 4.2 onde serão expostos e discutidos os resultados obtidos.

## 4.2 METODOLOGIA

Como foi dito anteriormente, existem regiões em torno das diversas órbitas operacionais que devem ser protegidas de detritos. Órbitas exteriores a essas regiões, destinadas à realocação dos equipamentos fora da vida útil, são as chamadas **órbitas cemitério**.

A Tabela 5 apresenta as condições prepostas para órbita cemitério para diferentes regimes operacionais de satélites em torno da Terra.

Tabela 5: Órbitas cemitério propostas para diferentes regimes de operação. A altura mínima de perigeo  $h_{\pi \min}$  e a altura máxima de apogeo  $h_{\alpha \max}$  estão listados abaixo

<b>Regime Operacional</b>	$h_{\pi \min}$ (km)	$h_{\alpha \max}$ (km)
Entre LEO e MEO	2000	19700
Entre MEO e GEO	20700	35300
Acima da GEO	36100	—

A manobra proposta nesta seção têm o objetivo de afastar os satélites geoestacionários considerados de suas órbitas operacionais sem preocupação com alterações nos planos orbitais.

Para a situação estudada, a referência (NASA, 2000) fornece regiões em torno das órbitas operacionais que devem ser protegidas à época da remoção. Em (JOHNSON, 1999) há enfoque no caso de órbitas geoestacionárias.

Os destinos dos objetos que serão removidos são as órbitas-cemitério cujas distâncias de pericentro devem estar necessariamente além do raio limite externo da região protegida (ver Tabela 5). Os objetos a serem removidos foram considerados massas pontuais sob ação das forças gravitacionais da Terra e Lua além das perturbações geopotenciais devidas à forma não esférica do corpo central. Foram desenvolvidas rotinas de cálculo em *FORTTRAN 77* devidamente integradas ao *MERCURY*.

Partindo da órbita geoestacionária, definem-se aberturas angulares ( $\theta$ ) centradas ora no apo-

centro, ora no pericentro. Dessa forma combinam-se segmentos ativos e inativos de propulsão. O critério de desligamento dos propulsores somente é testado quando os objetos emergem das regiões ativas. A manobra foi considerada concluída quando os valores de distância de pericentro alcançaram o limite externo das regiões protegidas.

A Figura 17 mostra esquematicamente a forma de atuação dos propulsores nesta abordagem.

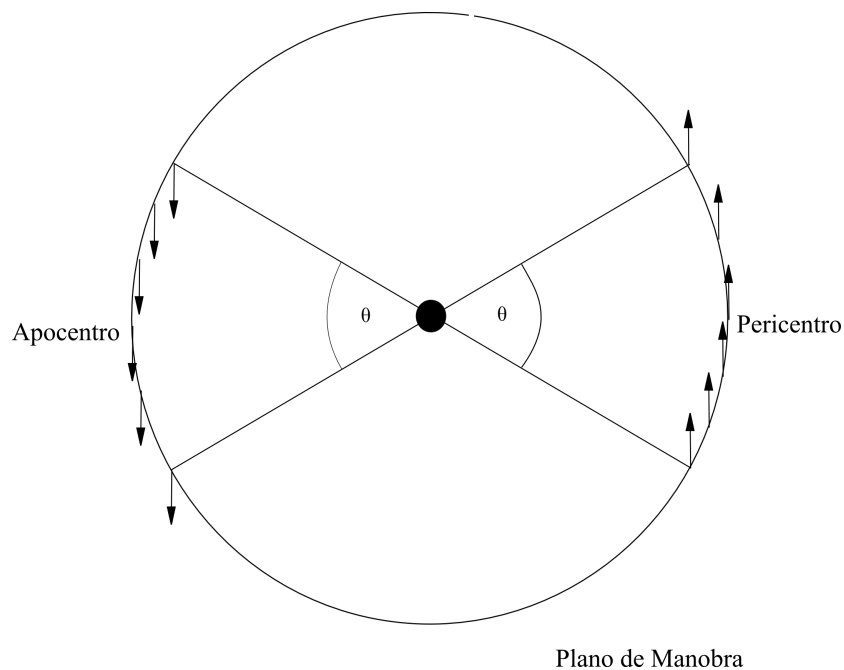


Figura 17: Atuação esquemática das forças no plano de manobra. Observam-se segmentos ativos próximos ao pericentro orbital bem como ao apocentro.

Neste contexto, a propulsão foi variada  $100 \text{ mN} \leq E \leq 600 \text{ mN}$  por meio da adição de propulsores à matriz. Foram monitorados os elementos orbitais osculadores, o tempo de manobra e o tempo de funcionamento do sistema.

Também foi analisado o comportamento para diferentes valores de abertura angular. A variação ocorreu de dois em dois graus de forma que  $6^\circ \leq \theta \leq 86^\circ$ . O objetivo nesta etapa do trabalho é analisar as condições em que a proposta de manobra conduz aos resultados esperados. A partir deste ponto o interesse está em avaliar, para as diversas propulsões e massas<sup>1</sup>, qual o comportamento do consumo e da duração da manobra em função da abertura angular  $\theta$ .

<sup>1</sup>Os gráficos referentes às massas iniciais de 1052 e 802 kg estão dispostos no apêndice.

### 4.3 RESULTADOS

#### REMOÇÃO DE SATÉLITES GEOESTACIONÁRIOS

Os objetos para os quais a remoção orbital foi estudada estão listados na Tabela 6<sup>2</sup>. Os valores dos parâmetros que constam da referida tabela foram reproduzidos de (CELESTRAK, 2007).

Tabela 6: Valores operacionais adotados para massa inicial  $m_0$ , movimento médio  $N$ , excentricidade  $e$ , bem como para inclinação  $i$  de missões geoestacionárias consideradas.

$m_0$ (kg)	$N$ (rev/dia)	$e \times 10^{-4}$	$i$ (graus)
1052	1,00273355	4,368	0,6961
802	1,00273355	4,368	0,6961
552	1,00273355	4,368	0,6961

A evolução temporal da distância radial - conforme a Figura 18 - é representada pela curva ascendente e oscilatória. As oscilações percebidas indicam as diversas passagens do objeto pelo perigeo e apogeo. A atuação do propulsor Hall conforme descrito anteriormente é responsável pela elevação da altitude até que a altura de pericentro ultrapasse o limite exterior da região protegida em torno da Geoestacionária. O satélite, com massa de 552 kg, é considerado removido no momento em que a órbita cemitério é atingida (o que é evidenciado pelo trecho do gráfico no qual o valor médio da distância radial deixa de sofrer aumentos.). Essa figura está representando os resultados obtidos para um empuxo de 100 mN, e uma abertura de 12°.

Pode-se acompanhar a evolução da excentricidade orbital através da Figura 19. O monitoramento da excentricidade orbital do objeto de 552 kg ao longo do tempo de manobra revela que existem oscilações de curto período geradas pelas passagens do objeto nos segmentos ativos de propulsão. A magnitude dos valores atingidos não ultrapassou a ordem de  $10^{-3}$ . Os impulsos de pericentro elevam o valor da excentricidade, ao passo que os de apocentro reduzem-no.

Após o desligamento do sistema, percebe-se a redução da amplitude dessas oscilações. O propulsor deixa de agir e oscilação passa a ser devida somente às perturbações advindas do campo gravitacional lunar.

<sup>2</sup>Os gráficos referentes aos resultados para satélites de massa inicial de 1052 e 802 kg foram omitidos do texto da dissertação mas podem ser encontrados no apêndice

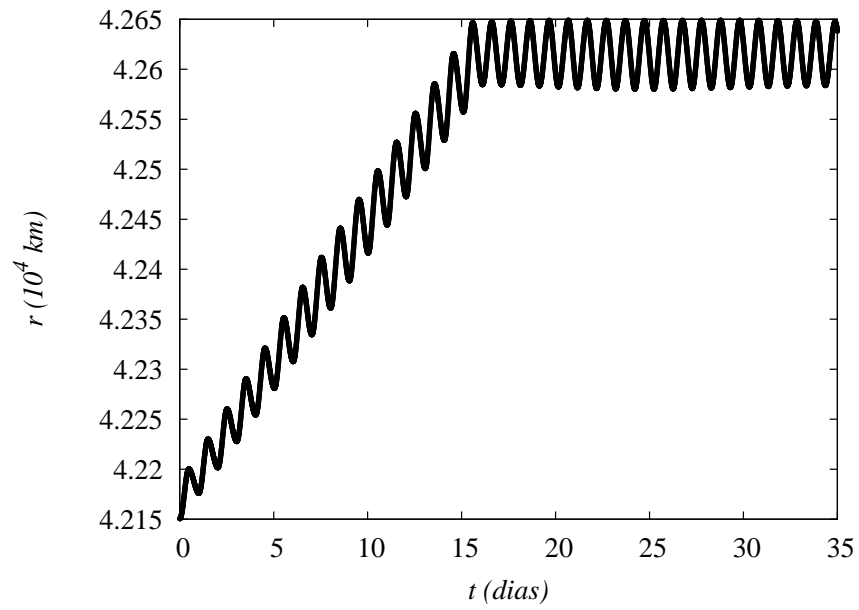


Figura 18: Distância radial em função do tempo.

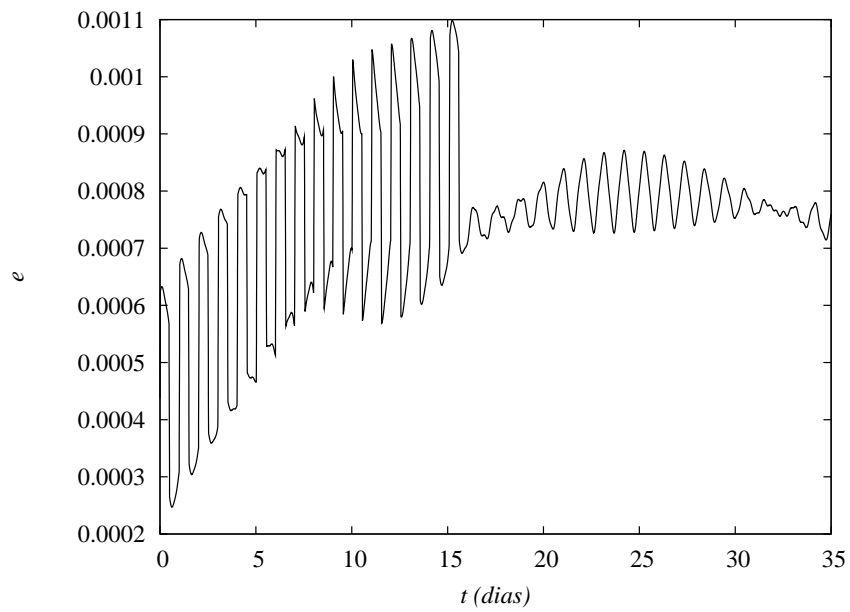


Figura 19: Monitoramento da evolução temporal da excentricidade orbital do objeto de 552 kg.

Nas simulações foram consideradas regiões angulares dentro das quais a matriz de propulsores, ativa, forneceu aos objetos vetor empuxo constante e paralelo à velocidade orbital do pericentro ou apocentro (ver Figura 17). O critério de parada era testado para os objetos ao emergirem dessas regiões.

Esse método levou aos resultados presentes na Figura 20 que torna explícita a relação existente entre a duração da manobra e  $\theta$  para os diversos valores de empuxo. Constam na figura referida acima valores para 100, 300 e 600 *mN*.

Percebe-se progressiva redução no tempo de manobra de acordo com o aumento do tamanho das regiões ativas de propulsão. Entretanto surgem situações nas quais satélites com diferentes valores de  $\theta$  concluem a manobra no mesmo trecho balístico. Essa característica é proveniente do método descrito neste capítulo.

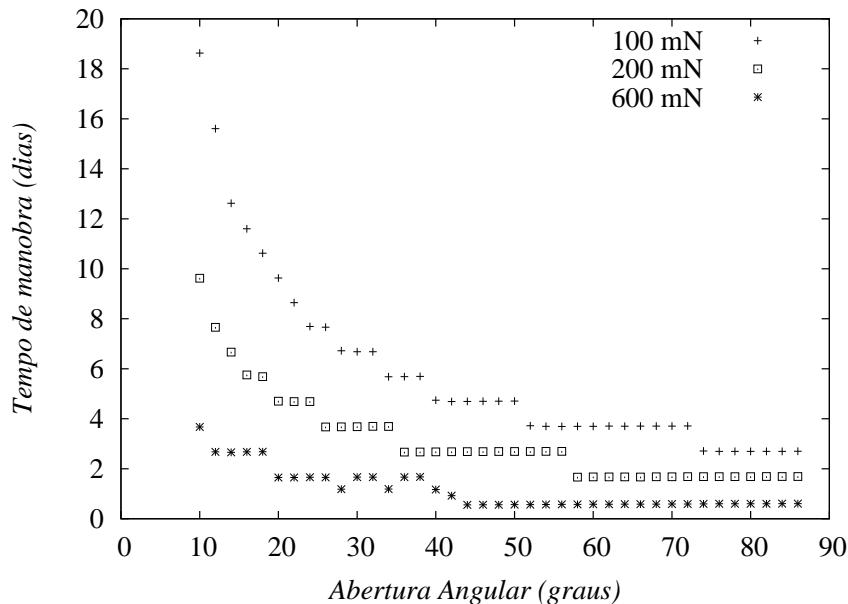


Figura 20: Redução no tempo de manobra em virtude do progressivo aumento do segmento ativo da matriz de propulsores a plasma. A massa inicial removida de órbita foi de 552 *kg*.

Para a estimativa de consumo, deve-se considerar a seguinte variável  $\Upsilon$  definida como sendo a razão entre o consumo de propelente  $m_p$  e a duração da manobra  $\tau$ .

$$\Upsilon = \frac{m_p}{\tau} \quad (4.1)$$

A definição feita na Eq.4.1 torna comparáveis as medidas de consumo para os casos estudados. A partir disso foram avaliados os ângulos  $\theta$  para os quais o método conduz a resultados adequados.

Os valores máximos de  $\theta$  para os quais se observou proporcionalidade com  $\Upsilon$  estão dispo-



tos resumidamente na Tabela 7.

Tabela 7: Valores máximos de  $\theta$  para os quais se observa proporcionalidade entre  $\Upsilon$  e  $\theta$ .

$E$ (mN)	$m_0 = 552$ kg	$m_0 = 802$ kg	$m_0 = 1052$ kg
	$\theta_{max}$ (graus)	$\theta_{max}$ (graus)	$\theta_{max}$ (graus)
100	62	70	66
200	60	60	60
300	50	58	60
400	40	48	58
500	30	40	48
600	16	34	46

Os valores presentes na Tabela 7 indicam que o ângulo máximo - região onde o método descrito na Seção 4.2 fornece resultados adequados - parece diminuir de acordo com o aumento da propulsão. O acréscimo de massa também influencia de forma que aparentemente existe uma tendência ao aumento no valor de  $\theta_{max}$ .

A Figura 21 expõe a razão entre consumo de propelente e duração da manobra de aquisição de órbitas-cemitério em função da abertura angular das regiões onde há acionamento do propulsor PHALL. Estão presentes os valores numéricos obtidos em simulações realizadas para os diferentes empuxos considerados. Constata-se que nos intervalos  $6^\circ \leq \theta \leq \theta_{max}$  referentes a cada valor de propulsão, existe proporcionalidade entre os aumentos da razão consumo-duração e da abertura angular. No caso mostrado a massa do satélite geoestacionário no início da manobra de remoção foi de 552 kg.

A linearidade, bastante evidenciada na figura referida acima, permite observar também que a ausência de grande diferença de consumo para os diferentes valores de propulsão significa que há uma compensação entre aumento de quantidade de propulsores instalados e conseqüente queda na duração da manobra.

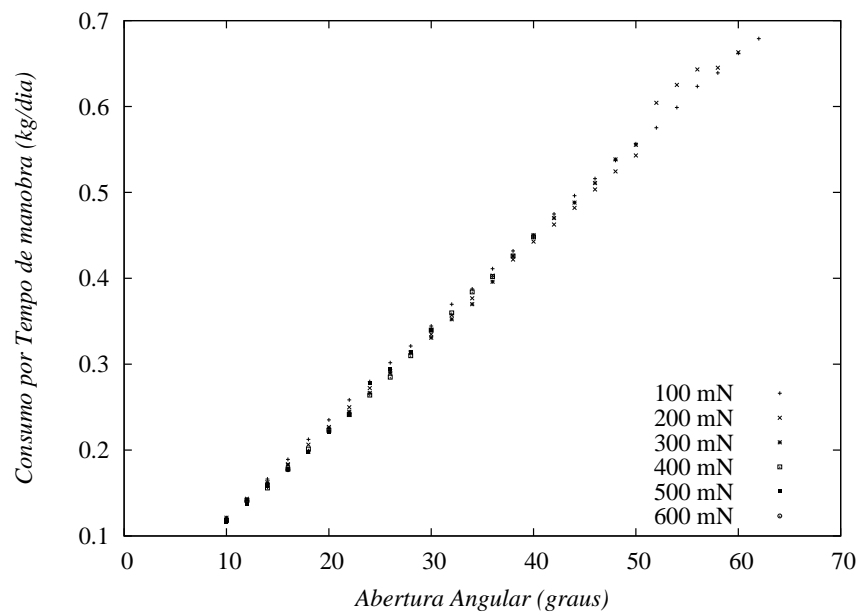


Figura 21: Consumo normalizado  $\Upsilon$  em função da abertura angular  $\theta$  das regiões ativas.

## 5 ALTERAÇÃO DE INCLINAÇÃO ORBITAL

### 5.1 INTRODUÇÃO

Este capítulo se propõe a analisar - sob aspectos de consumo de propelente e duração - uma proposta de manobra orbital para mudança de inclinação em satélites artificiais cujas massas estejam entre 0,5 e 1,0 tonelada<sup>1</sup>.

A transferência de energia cinética ao objeto espacial consistiu na atuação da matriz de propulsores durante todo o tempo de manobra. O empuxo aplicado foi perpendicular ao plano de órbita.

Na Seção 5.2, a manobra em questão será descrita ao passo que na Seção 5.3 encontram-se de forma sistematizada os resultados obtidos e a discussão de suas vantagens e desvantagens.

### 5.2 METODOLOGIA

Os métodos utilizados para atingir os objetivos presentes na Seção 5.1 são semelhantes àqueles descritos na Seção 3.2.

No caso estudado neste capítulo, satélites geossíncronos, inicialmente com inclinação orbital de 7°, sofreram atuação de empuxo na mesma direção de seu momento angular conforme a Eq.5.1.

$$\vec{E} = E_{\alpha} \cos(\omega + \vartheta) \frac{(\vec{r} \times \vec{v})}{|(\vec{r} \times \vec{v})|} \quad (5.1)$$

É possível identificar na Figura 22 uma representação esquemática da atuação dos propul-

---

<sup>1</sup>Os gráficos referentes aos resultados para satélites de massa inicial de 1052 e 802 kg foram omitidos do texto da dissertação mas podem ser encontrados no apêndice.

sores Hall.

Os vetores, cujas origens estão na órbita, representam o direcionamento da ação do empuxo. O valor absoluto de  $\vec{E}$  depende do chamado *argumento da latitude*, deste modo assume valores máximos e mínimos no pericentro e apocentro.

O resultado dessa manobra é o aumento da inclinação orbital  $i$  (ângulo existente entre o plano orbital e a órbita de referência).

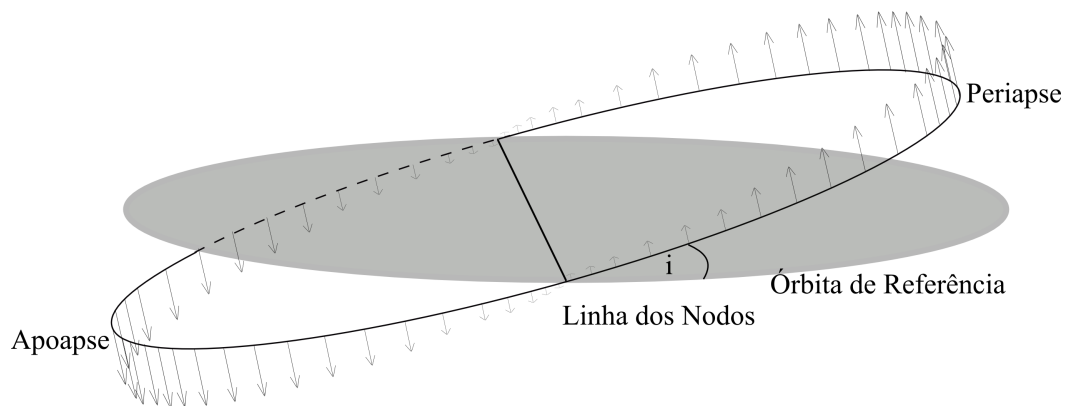


Figura 22: Atuação de propulsores de maneira contínua. O módulo da propulsão entregue pela matriz de propulsores assume valores extremos no pericentro e apocentro entretanto se anula nas passagens pelos nodos ascendente e descendente.

Nas simulações cujos resultados podem ser encontrados na Seção 5.3, o sinal de  $E_\alpha$  foi invertido de forma que o efeito resultante seja a queda no valor da inclinação orbital.

O critério adotado para que se considerasse encerrada a manobra, no instante marcado pelo desligamento da matriz de propulsores, foi a chegada do valor da inclinação orbital a  $0,6961^\circ$  que foi a inclinação da órbita operacional do satélite geoestacionário Brasilsat B1 (CELESTRAK, 2007).

A Tabela 8 traz os valores de massa inicial, inclinação, semi-eixo e excentricidade orbital dos diversos objetos espaciais que foram manobrados.

### 5.3 RESULTADOS

A aplicação contínua de empuxo é a principal característica do método aqui exposto. A direção de atuação que otimiza a alteração de inclinação orbital é paralela ao momento angular

Tabela 8: Valores para massa inicial, inclinação, semi-eixo e excentricidade orbital dos objetos considerados.

$m_0, kg$	$i$ (graus)	$a (\times 4,237814 \cdot 10^4 km)$	$e (\times 10^{-3})$
1052	7,0	0,9950656124	0,4368
802	7,0	0,9950656124	0,4368
671	7,0	0,9950656124	0,4368
552	7,0	0,9950656124	0,4368

$(\vec{r} \times \vec{v})$  (A.A.SUKHANOV, 2007). No entanto, a magnitude é variável de acordo com a posição do satélite em sua órbita com relação à linha dos nodos (ver Eq.2.26).

A sub-rotina de cálculo contemplou essas situações e as simulações executadas geraram os resultados expostos nesta seção.

A Figura 23 mostra como a atuação dos propulsores da forma proposta pode reduzir a

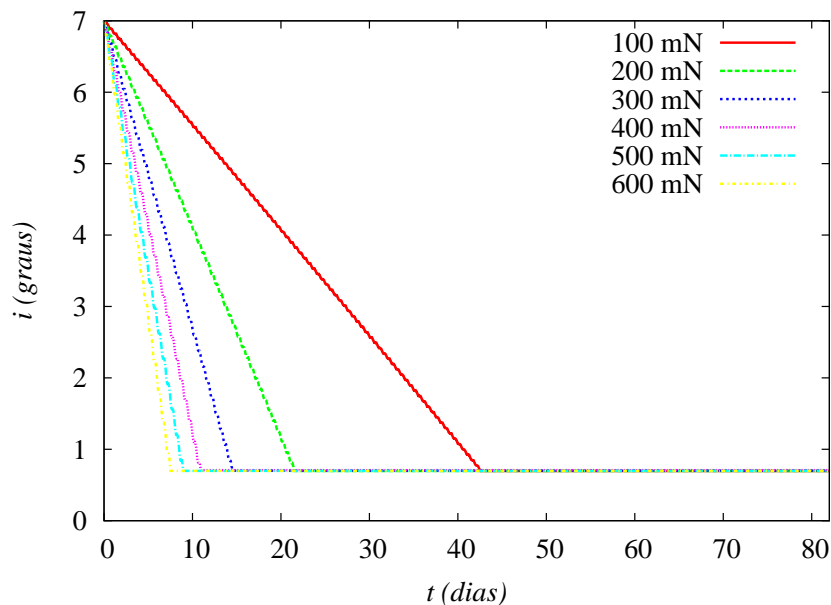


Figura 23: Variação da inclinação orbital em função do tempo. É mostrado um comparativo referente aos diferentes valores de empuxo considerados

inclinação de objetos visando à órbita equatorial. Pode se observar a linearidade da queda dessa grandeza bem como a relativa rapidez com que se realiza essa transferência inter-orbital.

Para cada um dos quatro objetos considerados foi monitorado o comportamento da longitude do nodo ascendente. A evolução do valor dessa grandeza, para a propulsão de 100 mN, pode ser observada através da Figura 24

Em virtude da manobra executada e da não esfericidade do corpo central, a órbita sofre

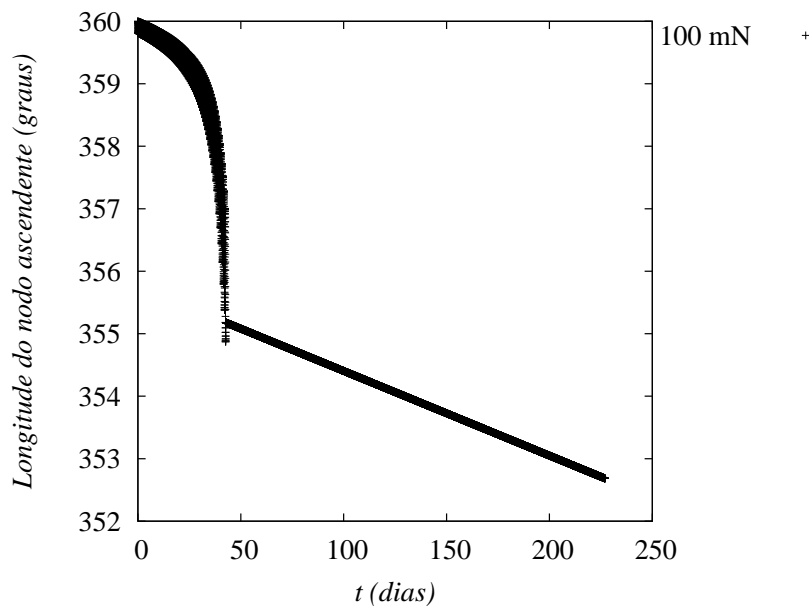


Figura 24: Nodo ascendente ao longo da duração da manobra de aquisição de órbita equatorial para o objeto de  $m_0 = 552$  kg

grandes mudanças no valor de sua longitude do nodo ascendente.

A queda no valor da inclinação, resultado da atuação do propulsor Hall, faz com que a posição da linha dos nodos em relação à órbita do objeto se altere bastante. A Figura 24 torna nítido que ao término da manobra, ou seja, com o desligamento do sistema de propulsão, a variação de  $\Omega$  se torna menos intensa. Conclui-se que a partir desse instante a precessão da linha dos nodos se deve apenas ao achatamento terrestre.

Os resultados obtidos para os diversos casos estudados estão dispostos na Tabela 9. É possível constatar, a partir de uma breve análise da referida tabela, tanto a redução do tempo de manobra com o aumento do valor do empuxo fornecido a uma dada massa inicial quanto a elevação da duração em virtude de acréscimos na massa dos objetos espaciais considerados.

Esse comportamento da duração da manobra com relação à variação de  $m_0$  ou  $E_\alpha$  é esperado uma vez que as grandezas estão relacionadas proporcionalmente através do princípio *fundamental da dinâmica*.

Constata-se que o consumo de propelente, para todos os valores de empuxo considerados, se mantém em torno de 4% da massa inicial dos objetos enquanto que a diferença entre os tempos de manobra pode chegar a mais de 82%.

A utilização das equações que fornecem a direção da propulsão localmente otimizada (ver Seção 2.4) depende fortemente de um complicado e preciso controle de atitude. No caso es-

Tabela 9: Resumo dos resultados para diferentes massas iniciais atingindo a inclinação final de  $i = 0,6961^\circ$

$E$ (mN)	$m_0$ (kg)				$m_0$ (kg)			
	552	671	802	1052	552	671	802	1052
	tempo de manobra (dias)				$\Delta m$ (kg)			
100	42,7100	51,7974	61,7900	80,7661	22,1409	26,8518	32,0319	41,8691
200	21,5100	26,0371	31,0365	40,7349	22,3016	26,9953	32,1786	42,2340
300	14,5000	17,5165	20,9249	27,3400	22,5504	27,2416	32,5425	42,5192
400	10,9300	13,1052	15,6037	20,4500	22,6644	27,1749	32,3559	42,4051
500	8,9500	10,8219	12,8238	16,5100	23,1984	28,0505	33,2394	42,7939
600	7,5000	9,0048	10,6359	13,9200	23,3280	28,0085	33,0819	43,2968

pecífico da Eq.5.1, elementos de órbita influem na intensidade do empuxo. A abordagem considerada provê valores de consumo que fornecem uma estimativa para o gasto de propelente necessário a manobras com o propulsor Hall.

## 6 CONCLUSÕES E PERSPECTIVAS

Neste trabalho foram investigadas algumas transferências orbitais de objetos nos quais se foram instalados propulsores a plasma do tipo Hall com ímas permanentes.

Foram feitas simulações computacionais em *FORTRAN 77*, visando a uma compreensão da necessária quantidade de propelente e tempo de manobra.

As propostas de manobras ora pulsadas - nas quais se alternaram trechos ativos e balísticos - ora contínuas - em que a propulsão ficou acionada durante todo o tempo de manobra, tendo sua direção determinada pelos métodos descritos na Seção 2.4 - foram testadas e tiveram seus resultados mostrados nos capítulos 2, 3 e 4.

Conclui-se que para a aquisição de órbitas geossíncronas, partindo de uma órbita baixa circular de 700 km de altura através de empuxo contínuo, o gasto de propelente pode ficar entre 247 e 250 kg para um satélite de 1052 kg de massa inicial, entre 188 e 197 kg para um satélite de 802 kg, e ainda, entre 130 e 137 kg para um satélite de 552 kg. Para o caso da aquisição de geossíncrona - partindo de uma órbita elíptica, através de uma manobra pulsada derivada da Hohmann, referente aos mesmos satélites - o consumo de propelente esteve sempre em torno de 23,3% da massa inicial. Percebe-se uma progressiva redução no tempo necessário às manobras conforme se aumenta a propulsão.

A grande desvantagem da abordagem contínua para a propulsão é a necessidade de um constante e preciso controle de atitude.

A forma pulsada possibilita a simplificação dos mecanismos de controle visto que a direção de empuxo não se altera durante o segmento ativo. No entanto, o método é limitado ao alcance de valores mínimos de excentricidade.

Para a remoção orbital, a manobra proposta oferece duas simplificações interessantes: a primeira é a de tornar desnecessária a mudança no direcionamento do propulsor durante o segmento ativo, a segunda é a de somente se testar a condição de parada após a saída do veículo da região de apocentro ou pericentro.



Essa característica do método impõe restrições ao tamanho da abertura angular para que se forneçam resultados adequados. Para baixas propulsões, a abertura angular  $\theta$  pode assumir maiores valores. Massas iniciais influem também nesse resultado, visto que, os efeitos da força aplicada são maiores a medida que elas diminuem. As simulações indicaram que é possível remover satélites geoestacionários de  $m_0 = 1052 \text{ kg}$  com um gasto de combustível entre 0,6 e 4,70 kg ao passo que satélites mais leves ( $m_0 = 552 \text{ kg}$ ) exigiram entre 0,36 e 2,61 kg de propelente.

A manobra de inclinação tem uma complexidade grande, pois exige o monitoramento constante das variáveis keplerianas angulares tais como: anomalia verdadeira, longitude do nodo ascendente, argumento do pericentro. Vê-se que é possível atingir uma órbita quase equatorial partindo de uma órbita geossíncrona inclinada de 7 graus. O gasto de combustível para os diversos casos estudados, fica em torno de 4% da massa inicial, enquanto a diferença entre os tempos de manobra pode chegar a mais de 82 %.

Este trabalho tem diversos aspectos que podem ser apontados como interessantes para posterior desenvolvimento. A utilização do Mercury 6 para o estudo de manobras de aquisição de semi-eixo maior, excentricidade e inclinação pode ser ampliado a outras propostas de manobras orbitais. Fatores como arrasto atmosférico, pressão de radiação solar, interações com o campo geomagnético podem ser explorados em detalhe com modelagem levando em consideração a geometria e as particularidades de cada problema.

As manobras orbitais com propulsão contínua, através da aplicação de métodos de otimização local, podem ser mais detalhadamente consideradas. Alterações na excentricidade, distância ee pericentro, ou mesmo o estudo do uso do propulsor Hall na correção desses parâmetros orbitais em missões geocêntricas.

## REFERÊNCIAS

- A.A.SUKHANOV. *Lectures on Astrodynamics*. 5th. ed. São José dos Campos, Brasil: Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais(INPE), 2007.
- AEB, A. E. B. PNAE– Política Nacional de Atividades Espaciais. *Publicado pela AEB, Brasília DF, Brasil*, 1996.
- AKHMETSHIN, R. Planar Problem of an Optimal Transfer of a Low-Thrust Spacecraft from High-Elliptic to Geosynchronous Orbit. *Cosmic Research*, Springer, v. 42, n. 3, p. 238–249, 2004.
- BEAL, B. *Clustering Of Hall Effect Thrusters For High-Power Electric Propulsion Applications*. Tese (Doutorado) — The University of Michigan, 2004.
- BREWER, G. *Ion Propulsion: Technology and Applications*. [S.l.]: Gordon and Breach, 1970.
- BULLETIN, N. S. *SpaceWarn Bulletin 490*. [S.l.]. Acessível em (<http://nssdc.gsfc.nasa.gov/spacewarn/spx490.html>).
- BULLETIN, N. S. *SpaceWarn Bulletin 498*. [S.l.]. Acessível em (<http://nssdc.gsfc.nasa.gov/spacewarn/spx498.html>).
- CARVALHO, G. M. de. *Medida da Temperatura de Íons em um Propulsor a Plasma do Tipo Hall Via Espectroscopia Óptica*. Dissertação (Mestrado) — Universidade de Brasília, 2008.
- CELESTRAK. *The Celestrak*. acessado em 30 de novembro de 2007 2007. Acessível em <http://celestrak.com/NORAD/elements/geo.txt>.
- CHAMBERS, J. A hybrid symplectic integrator that permits close encounters between massive bodies. *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society*, Blackwell Synergy, v. 304, n. 4, p. 793–799, 1999.
- DAVEY, J.; TAYLOR, E. Development of ISO Standards Addressing Mitigation of Orbital Debris. *Proceedings of the 4th European Conference on Space Debris (ESA SP-587). 18-20 April 2005, ESA/ESOC, Darmstadt, Germany. Editor: D. Danesy., p. 565, 2005*.
- DONATO, P. F. di. *Transferències des de la Terra a Órbites de Libracció usant Impuls Feble amb Restricció en la Direcció de Propulsió*. Dissertação (Mestrado) — Escola Tècnica Superior d'Enginyeria Industrial de Barcelona, 2006.
- FERREIRA, I.; FERREIRA, J.; PLASMAS, L. de. Primeiros Resultados Do Desenvolvimento De Um Propulsor à Plasma Por Efeito Hall. *Revista Brasileira de Aplicações de Vácuo*, v. 22, n. 2, p. 58–62, 2003.
- HOHMANN, W. *The Attainability of Celestial Bodies*. [S.l.]: R. Oldenbourg Verlag, Munich, Germany, 1925.

- JEHN, R. End-Of-Life Disposal Of Geostationary Satellites. *Proceedings of the 4th European Conference on Space Debris Held*, p. 18–20, 2005.
- JOHNSON, N. Protecting the GEO environment: policies and practices. *Space Policy*, Elsevier, v. 15, n. 3, p. 127–135, 1999.
- KATO, A. Comparison of national space debris mitigation standards. *Advances in Space Research*, Elsevier, v. 28, n. 9, p. 1447–1456, 2001.
- KOROTEEV, A. et al. The status of electric propulsion development and applications in Russia. *Acta Astronautica*, Elsevier, v. 54, n. 1, p. 25–37, 2004.
- LAWDEN, D. Minimal rocket trajectories. *ARS Journal*, v. 23, n. 6, p. 360–382, 1953.
- LAWDEN, D. Optimal Programming of Rocket Thrust Direction. *Astronautica Acta*, v. 1, n. 1, p. 41–56, 1955.
- Lawden, D. Optimal transfers between coplanar elliptical orbits. *Journal of Guidance Control Dynamics*, v. 15, p. 788–791, jun. 1992.
- MAREC, J. *Optimal Space Trajectories*. [S.l.]: Elsevier, Amsterdam, 1979.
- MUGNIER, D. *ARIANE 4 User`s Manual*. [S.l.]. v. 2.
- MURRAY, C.; DERMOTT, S. *Solar System Dynamics*. [S.l.]: Cambridge University Press, 1999.
- NASA. *SpaceWarn Bulletin 532*. [S.l.]. Acessível em (<http://nssdc.gsfc.nasa.gov/spacewarn/spx532.html>).
- NASA. *SpaceWarn Bulletin 562*. [S.l.]. Acessível em (<http://nssdc.gsfc.nasa.gov/spacewarn/spx562.html>).
- NASA. *U.S. Government Orbital Debris Mitigation Standard Practices*. [S.l.], dezembro 2000. Acessível em (<http://www.orbitaldebris.jsc.nasa.gov/library/references.html>).
- OLESON, S. Electric Propulsion for Low Earth Orbit Communication Satellites. *IEPC paper*, p. 97–102, 1997.
- OLESON, S.; SANKOVIC, J.; CENTER, N. G. R. *Advanced Hall Electric Propulsion for Future In-space Transportation*. [S.l.]: National Aeronautics and Space Administration, Glenn Research Center; Available from NASA Center for Aerospace Information, 2001.
- PONTRYAGIN, L. et al. The mathematical theory of optimal processes. Authorized translation from the Russian. Translator: KN Trirogoff. Editor: LW. New York and London: Interscience Publishers, a division of John Wiley & Sons, Inc, 1962.
- PRADO, A.; RIOS-NETO, A. Um Estudo Bibliográfico sobre o Problema de Transferências de Órbitas. *Revista Brasileira de Ciências Mecânicas*, v. 15, n. 1, p. 65–78, 1993.
- SOUZA, J. H. C. de. *Estudo da Dinâmica de Partículas em um Propulsor a Plasma do tipo Hall com Ímãs Permanentes*. Dissertação (Mestrado) — Universidade de Brasília, 2006.

STOER, J.; BULIRSCH, R. *Introduction to Numerical Analysis*. 1980. [S.l.]: Springer-Verlag, New York.

STUHLINGER, E. *Ion Propulsion for Space Flight*. [S.l.]: McGraw-Hill, 1964.

TSIEN, H. Take-Off from Satellite Orbit. *Journal of the American Rocket Society*, v. 23, n. 4, p. 233–236, 1953.

## APÊNDICE A - AQUISIÇÃO DE ÓRBITAS GEOSSÍNCRONAS

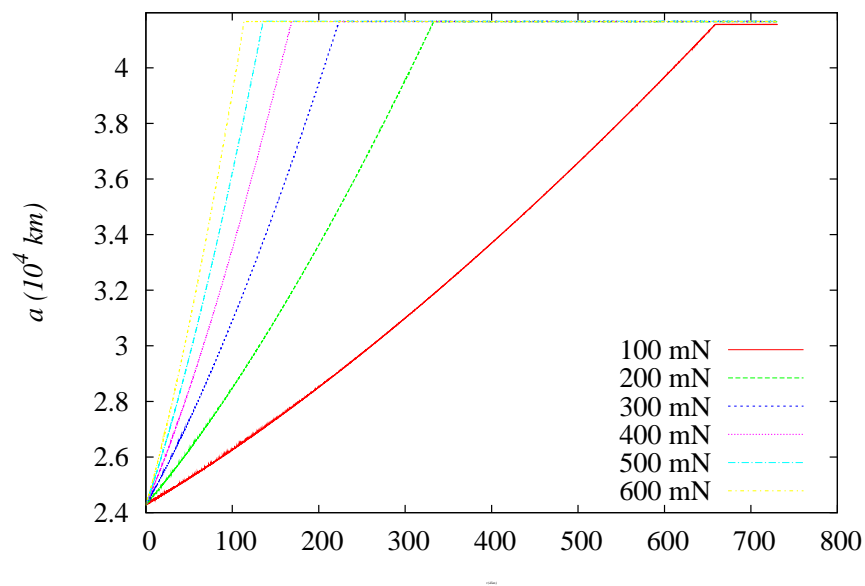


Figura 25: Gráfico da evolução temporal do semi-eixo orbital para uma abertura angular de  $50^\circ$  e empuxos entre 100 e 600  $mN$ . Observa-se aumento em virtude das variações na altura do pericentro ( $m_0 = 1052$  kg).

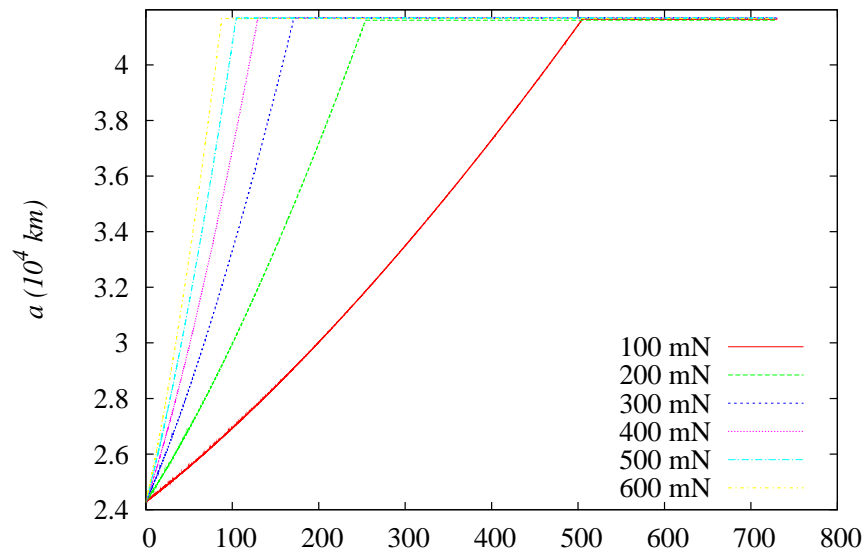


Figura 26: Gráfico da evolução temporal do semi-eixo orbital para uma abertura angular de  $50^\circ$  e empuxos entre 100 e 600  $mN$ . Observa-se aumento em virtude das variações na altura do pericentro ( $m_0 = 802 \text{ kg}$ ).

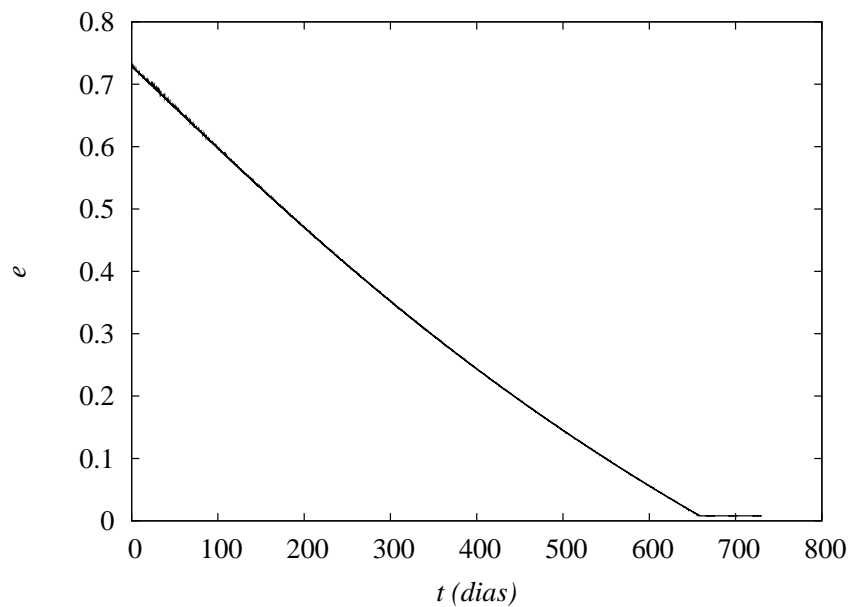


Figura 27: A queda na excentricidade, característica da manobra de circularização, é evidenciada no gráfico. O valor mínimo atingido ao final da manobra é  $1 \times 10^{-3}$ . Valores em análise:  $m_0 = 1052 \text{ kg}$ ,  $E = 100 \text{ mN}$

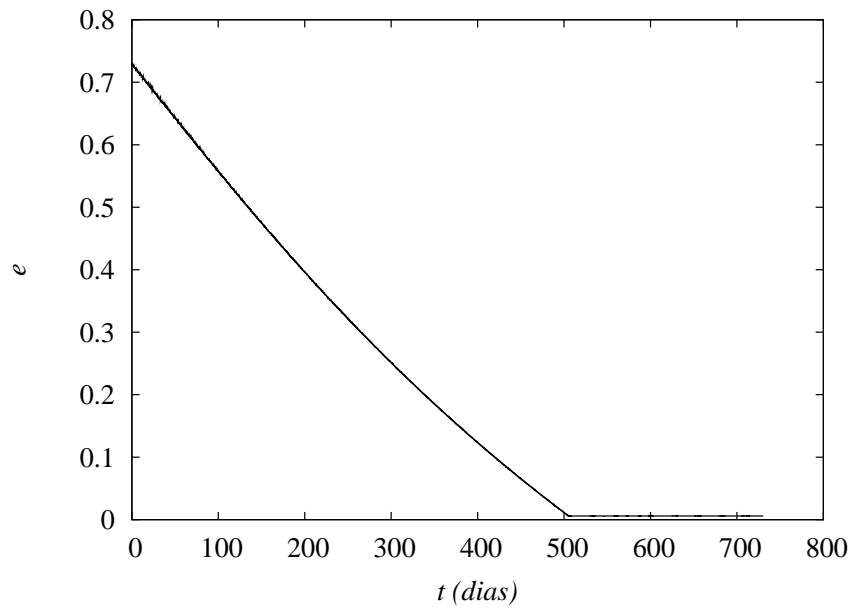


Figura 28: A queda na excentricidade, característica da manobra de circularização, é evidenciada no gráfico. O valor mínimo atingido ao final da manobra é  $1 \times 10^{-3}$ . Valores em análise:  $m_0 = 802 \text{ kg}$ ,  $E = 100 \text{ mN}$

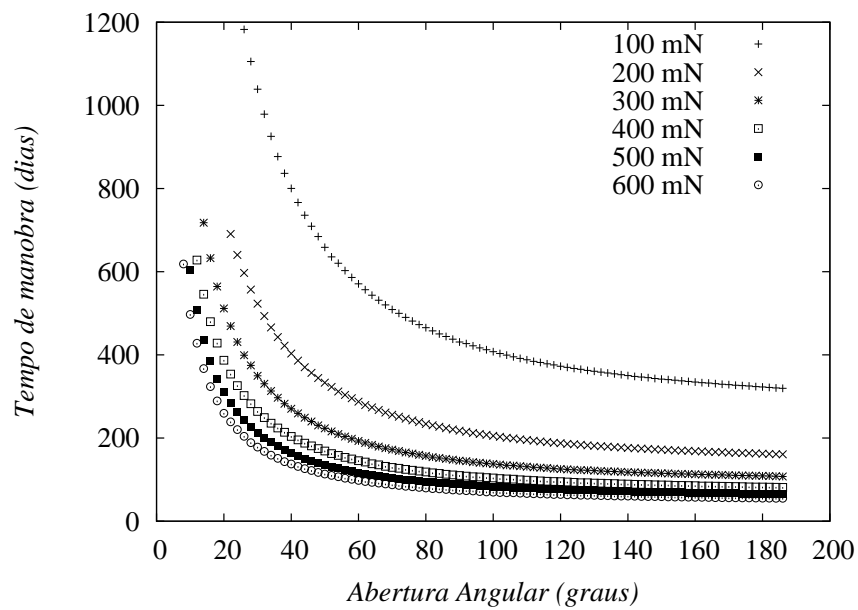


Figura 29: É apresentada a comparação entre os tempos de manobra para as diferentes quantidades de propulsores Hall instalados e massa inicial de  $1052 \text{ kg}$ .

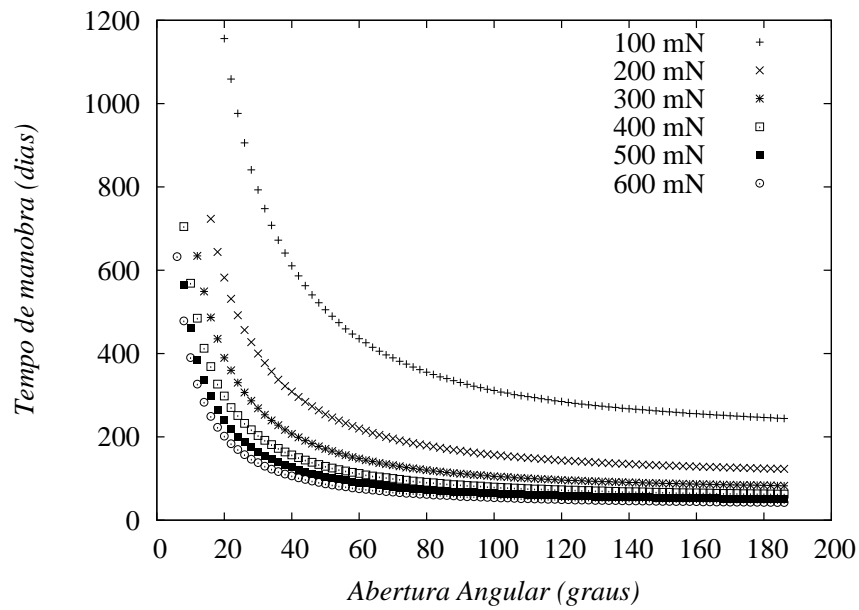


Figura 30: É apresentada a comparação entre os tempos de manobra para as diferentes quantidades de propulsores Hall instalados e massa inicial de 802 kg.

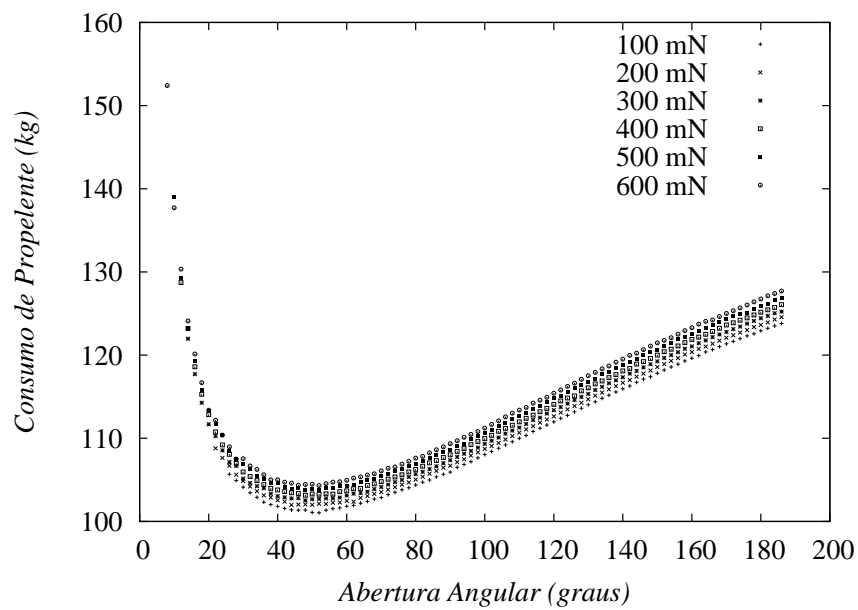


Figura 31: A figura mostra o comparativo entre o consumo de propelente em função de  $\theta$  para os diversos valores de propulsão. A massa inicial foi de 1052 kg.



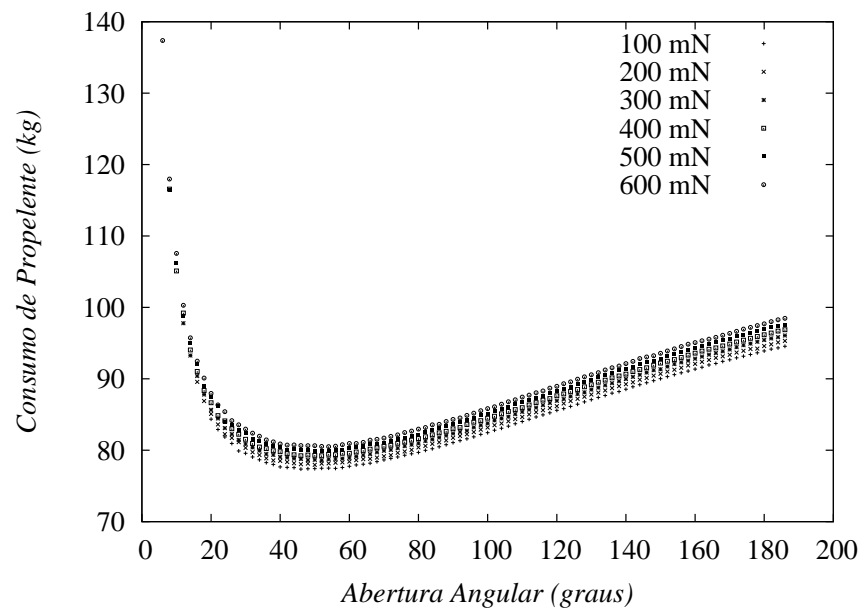


Figura 32: A figura mostra o comparativo entre o consumo de propelente em função de  $\theta$  para os diversos valores de propulsão. A massa inicial foi de 802 kg.

## APÊNDICE B – REMOÇÃO ORBITAL

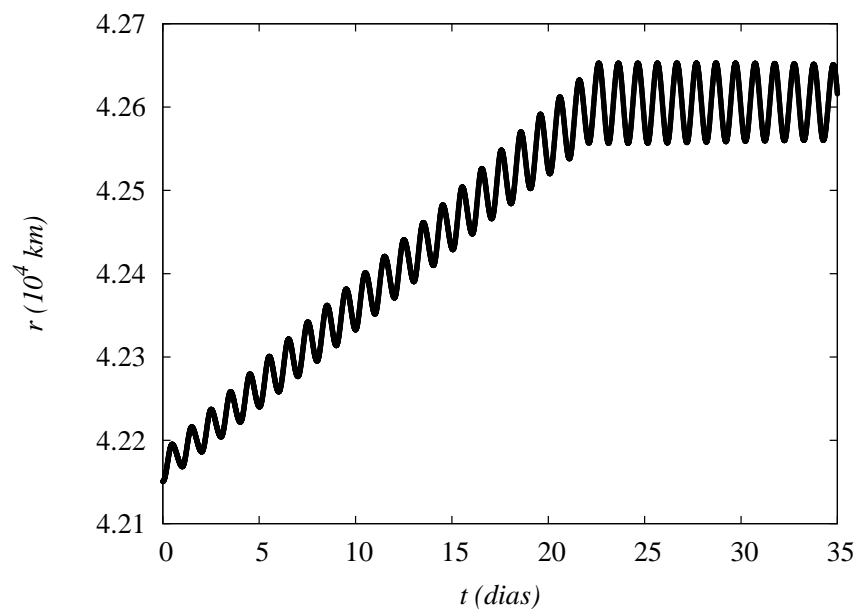


Figura 33: Distância radial em função do tempo. Vê-se oscilações entre as distâncias de pericentro e apocentro. Existe elevação nessas alturas até o limite exterior da região protegida. A massa inicial removida de órbita foi de 802 kg.

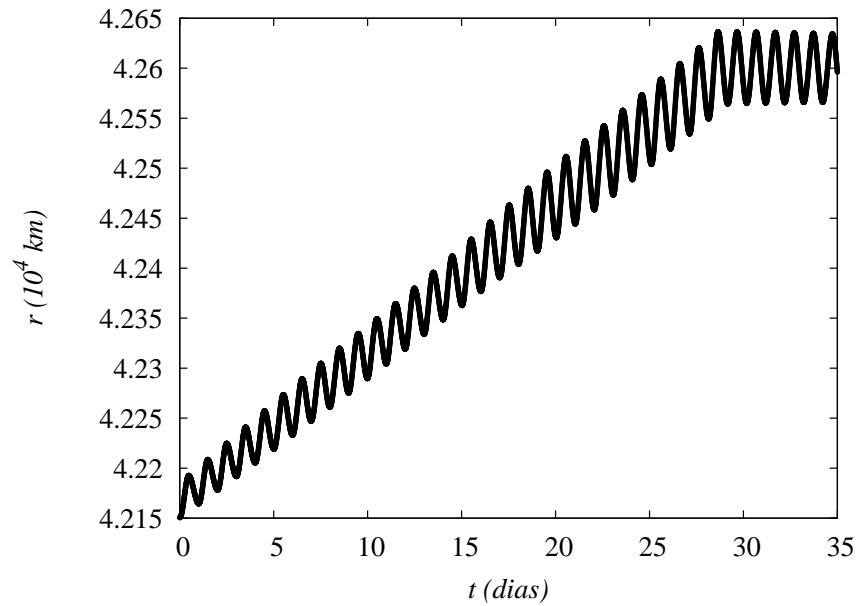


Figura 34: Distância radial em função do tempo. Vê-se oscilações entre as distâncias de peri-centro e apocentro. Existe elevação nessas alturas até o limite exterior da região protegida. A massa inicial removida de órbita foi de 1052 kg.

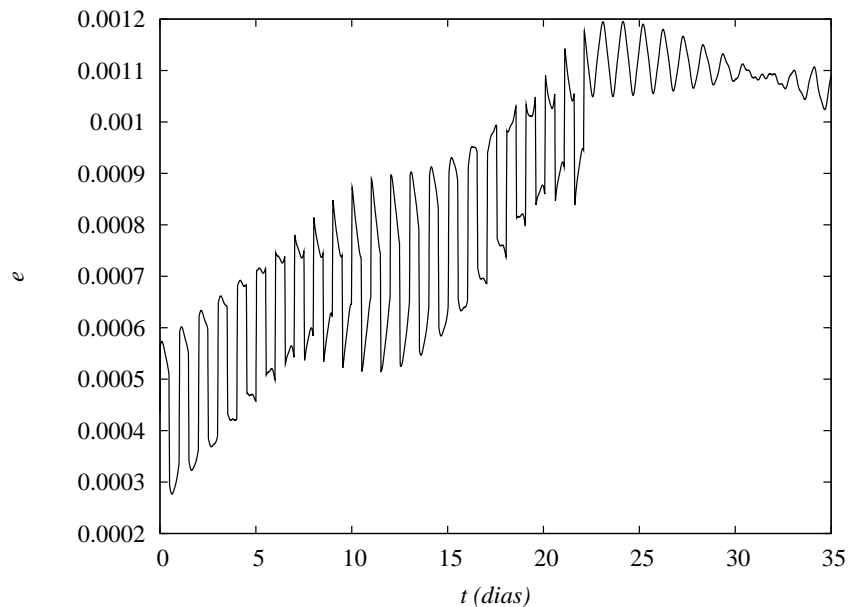


Figura 35: Monitoramento da excentricidade orbital do objeto de 802 kg ao longo do tempo de manobra. Existem oscilações provocadas pela forma de atuação dos propulsores bem como pelas forças gravitacionais existentes no modelo. Após o desligamento dos propulsores, as oscilações que permanecem são devidas unicamente a forças de origem geopotencial.

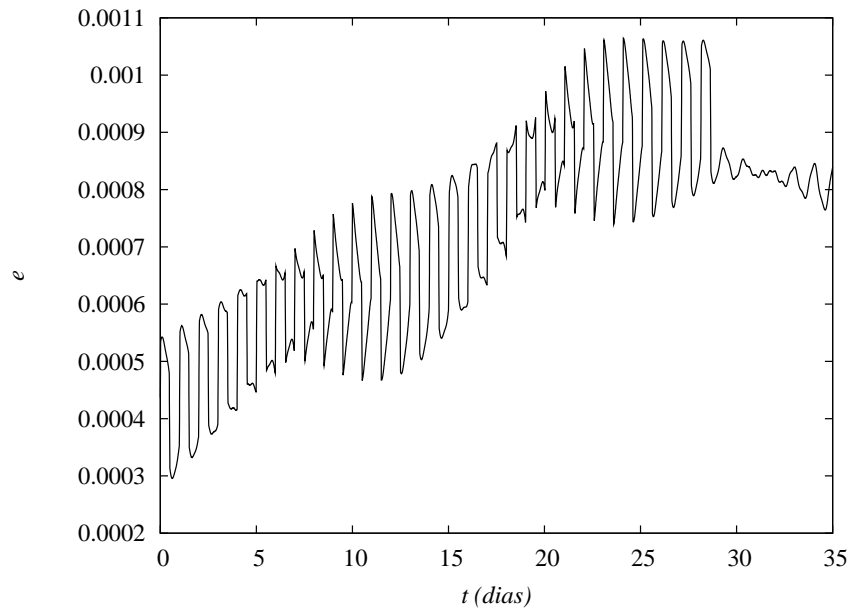


Figura 36: Monitoramento da excentricidade orbital do objeto de 1052 kg ao longo do tempo de manobra. Existem oscilações provocadas pela forma de atuação dos propulsores bem como pelas forças gravitacionais existentes no modelo. Após o desligamento dos propulsores, as oscilações que permanecem são devidas unicamente a forças de origem geopotencial.

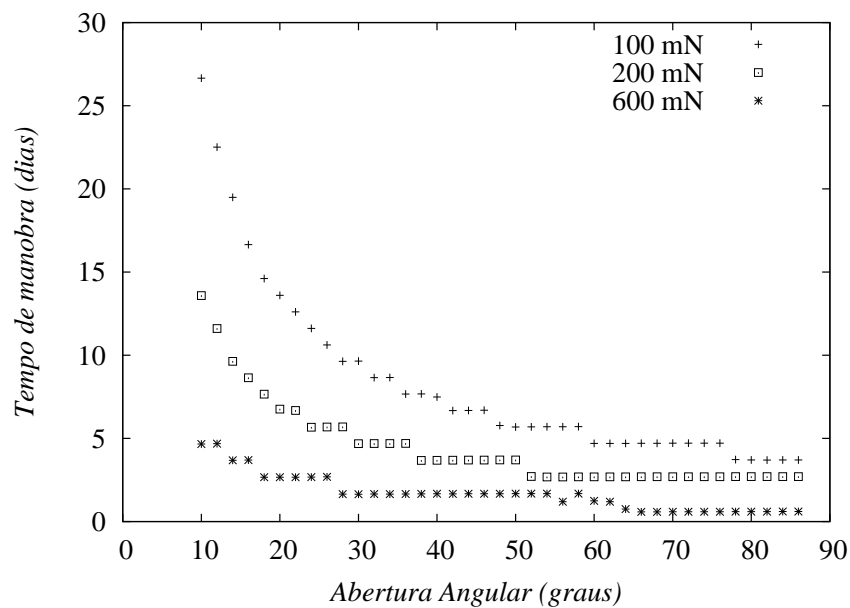


Figura 37: Observa-se a esperada redução no tempo de manobra em virtude do progressivo aumento do segmento ativo da matriz de propulsores a plasma. Massa inicial removida de órbita foi de 802 kg.

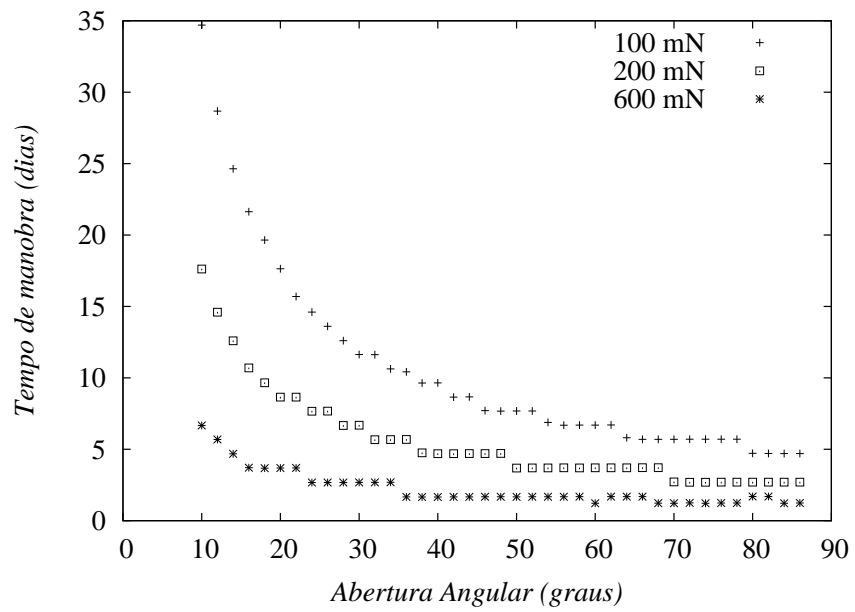


Figura 38: Observa-se a esperada redução no tempo de manobra em virtude do progressivo aumento do segmento ativo da matriz de propulsores a plasma. Massa inicial removida de órbita foi de 1052 kg.

## APÊNDICE C – AQUISIÇÃO DE INCLINAÇÃO

Figura 39 , a Figura 40 e a Figura 41

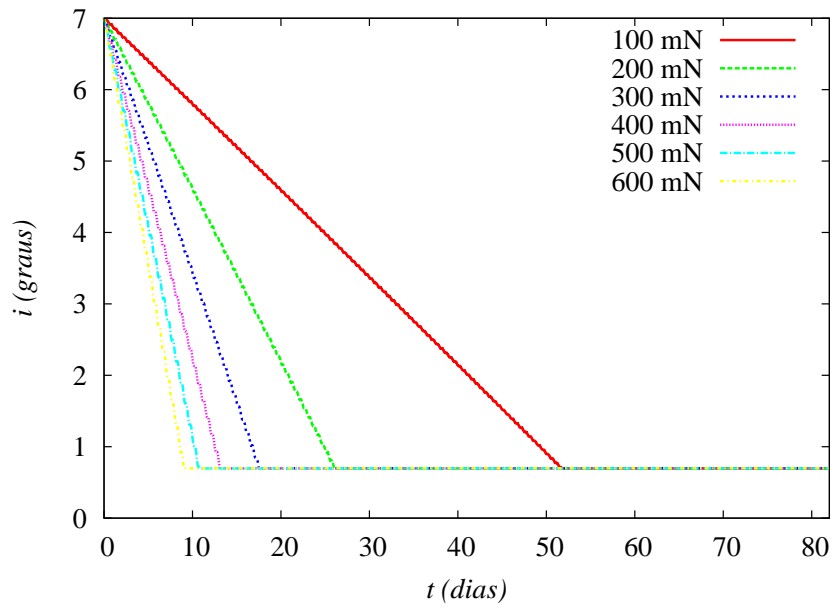


Figura 39: Variação temporal da inclinação orbital causada pelo funcionamento dos propulsores para o objeto cuja massa inicial  $m_0 = 671$  kg.

Figura 42 , da Figura 43 e da Figura 44

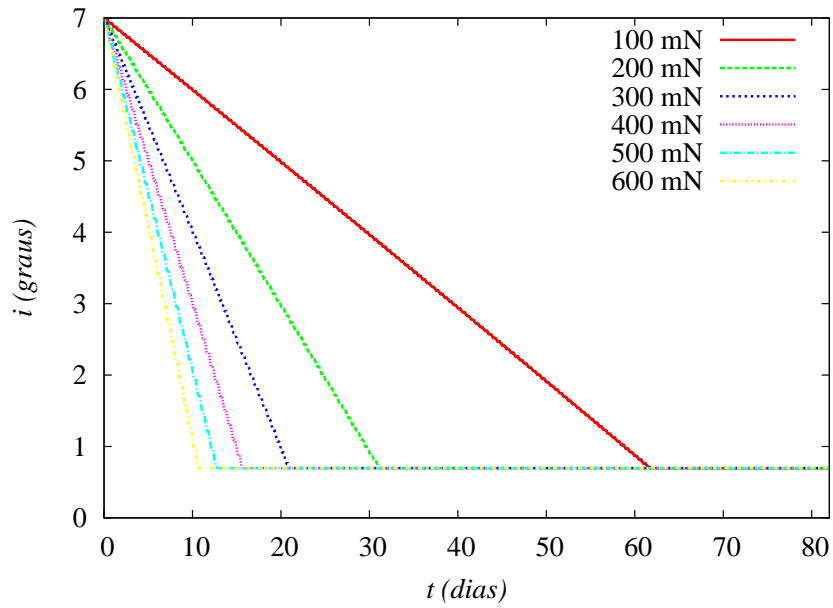


Figura 40: Evolução temporal da inclinação de órbita para empuxos entre 100 e 600 mN. O objeto inicialmente geosíncrono com massa de 802 kg teve a inclinação diminuída

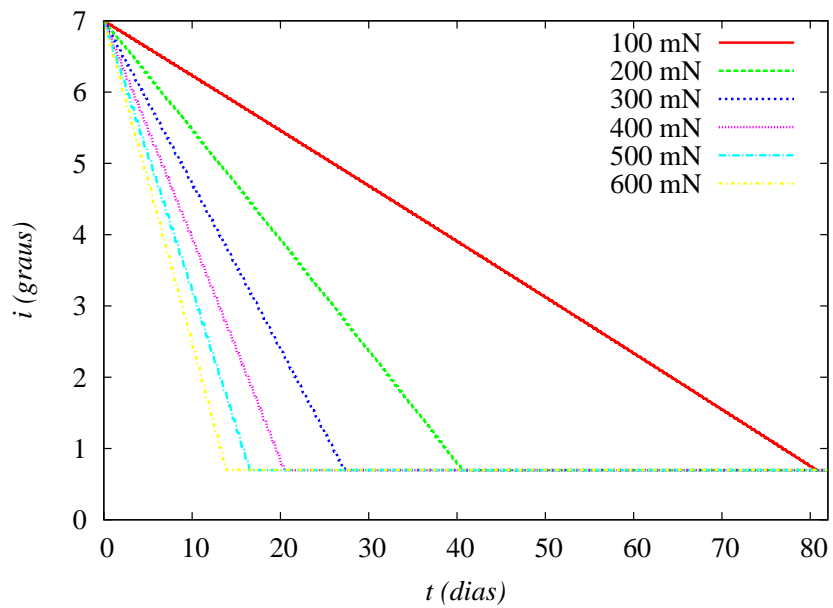


Figura 41: Evolução temporal da inclinação de órbita para empuxos entre 100 e 600 mN aplicados a um objeto de 1052 kg de massa inicial

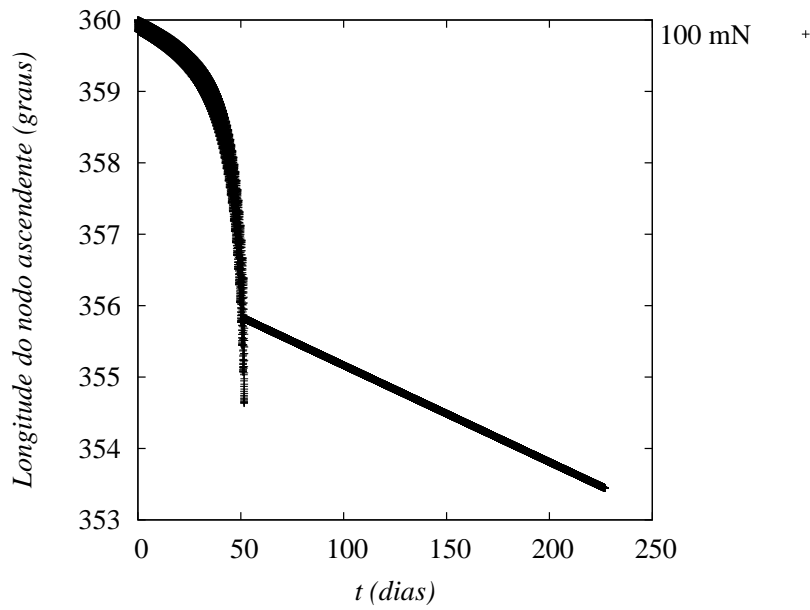


Figura 42: Nodo ascendente ao longo da duração da manobra de aquisição de órbita equatorial para o objeto de  $m_0 = 671$  kg

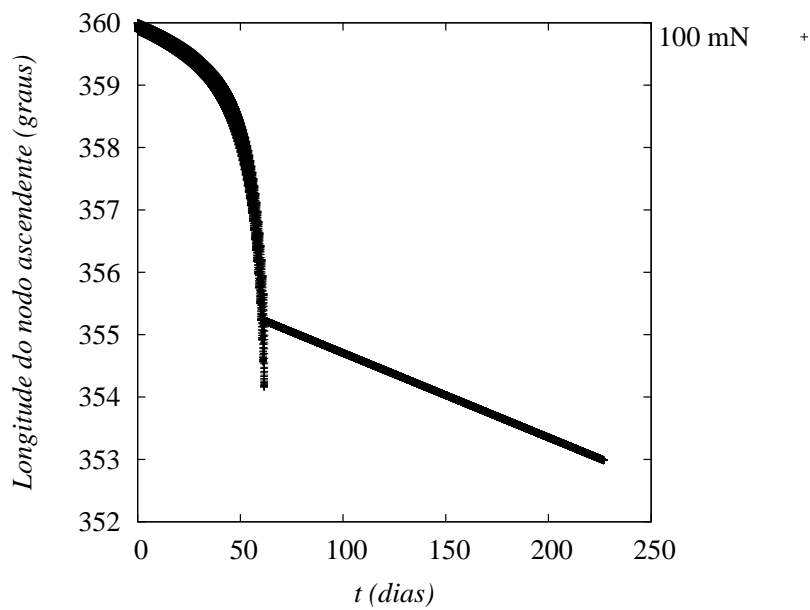


Figura 43: Nodo ascendente ao longo da duração da manobra de aquisição de órbita equatorial para o objeto de  $m_0 = 802$  kg



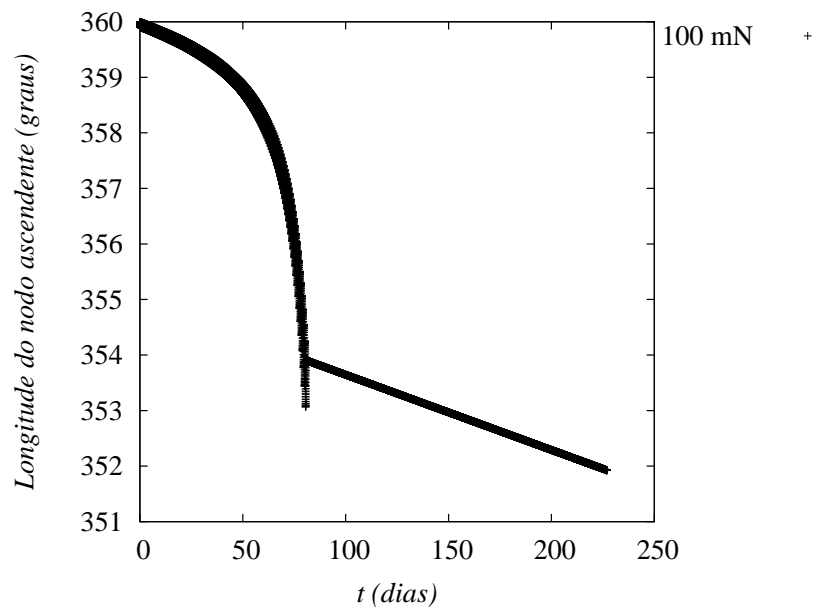


Figura 44: Nodo ascendente ao longo da duração da manobra de aquisição de órbita equatorial para o objeto de  $m_0 = 1052$  kg