



Ministério da  
**Ciência e Tecnologia**



sid.inpe.br/mtc-m19/2011/01.26.16.55-TDI

**SIMULAÇÃO DE MANOBRAS AEROASSISTIDAS DE  
UM VEÍCULO ESPACIAL CONTROLADO POR  
PLACAS AERODINÂMICAS REGULÁVEIS E SISTEMA  
PROPULSIVO**

Willer Gomes dos Santos

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia  
Espacial / Mecânica Espacial e Controle, orientada pelos Drs. Evandro Marconi  
Rocco, e Valdemir Carrara, aprovada em 25 de fevereiro de 2011

URL do documento original:

<[http://urlib.net/ 8JMKD3MGP7W/393PSPH](http://urlib.net/8JMKD3MGP7W/393PSPH) >

INPE  
São José dos Campos  
2011

## **PUBLICADO POR :**

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE

Gabinete do Diretor (GB)

Serviço de Informação e Documentação (SID)

Caixa Postal 515 - CEP 12.245-970

São José dos Campos - SP - Brasil

Tel.:(012) 3208-6923/6921

Fax: (012) 3208-6919

E-mail: pubtc@sid.inpe.br

## **CONSELHO DE EDITORAÇÃO E PRESERVAÇÃO DA PRODUÇÃO INTELLECTUAL DO INPE (RE/DIR-204):**

### **Presidente:**

Dr. Gerald Jean Francis Banon - Coordenação Observação da Terra (OBT)

### **Membros:**

Dr<sup>a</sup> Inez Staciarini Batista - Coordenação Ciências Espaciais e Atmosféricas (CEA)

Dr<sup>a</sup> Maria do Carmo de Andrade Nono - Conselho de Pós-Graduação

Dr<sup>a</sup> Regina Célia dos Santos Alvalá - Centro de Ciência do Sistema Terrestre (CST)

Marciana Leite Ribeiro - Serviço de Informação e Documentação (SID)

Dr. Ralf Gielow - Centro de Previsão de Tempo e Estudos Climáticos (CPT)

Dr. Wilson Yamaguti - Coordenação Engenharia e Tecnologia Espacial (ETE)

Dr. Horácio Hideki Yanasse - Centro de Tecnologias Especiais (CTE)

### **BIBLIOTECA DIGITAL:**

Dr. Gerald Jean Francis Banon - Coordenação de Observação da Terra (OBT)

Marciana Leite Ribeiro - Serviço de Informação e Documentação (SID)

### **REVISÃO E NORMALIZAÇÃO DOCUMENTÁRIA:**

Marciana Leite Ribeiro - Serviço de Informação e Documentação (SID)

Yolanda Ribeiro da Silva Souza - Serviço de Informação e Documentação (SID)

### **EDITORAÇÃO ELETRÔNICA:**

Vivéca Sant´Ana Lemos - Serviço de Informação e Documentação (SID)



Ministério da  
**Ciência e Tecnologia**



sid.inpe.br/mtc-m19/2011/01.26.16.55-TDI

**SIMULAÇÃO DE MANOBRAS AEROASSISTIDAS DE  
UM VEÍCULO ESPACIAL CONTROLADO POR  
PLACAS AERODINÂMICAS REGULÁVEIS E SISTEMA  
PROPULSIVO**

Willer Gomes dos Santos

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia  
Espacial / Mecânica Espacial e Controle, orientada pelos Drs. Evandro Marconi  
Rocco, e Valdemir Carrara, aprovada em 25 de fevereiro de 2011

URL do documento original:

<[http://urlib.net/ 8JMKD3MGP7W/393PSPH](http://urlib.net/8JMKD3MGP7W/393PSPH) >

INPE  
São José dos Campos  
2011

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

---

- Santos, Willer Gomes dos.  
Sa59s Simulação de manobras aeroassistidas de um veículo espacial controlado por placas aerodinâmicas reguláveis e sistema propulsivo / Willer Gomes dos Santos. – São José dos Campos : INPE, 2011.  
xl + 232 p. ; (sid.inpe.br/mtc-m19/2011/01.26.16.55-TDI)
- Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espacial / Mecânica Espacial e Controle) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2011.  
Orientadores : Drs. Evandro Marconi Rocco, e Valdemir Carrara.
1. Dinâmica orbital. 2. Controle de trajetória. 3. Manobras aeroassistidas. I.Título.

CDU 629.7.076.6

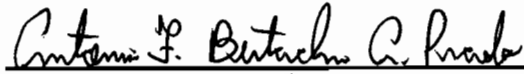
---

Copyright © 2011 do MCT/INPE. Nenhuma parte desta publicação pode ser reproduzida, armazenada em um sistema de recuperação, ou transmitida sob qualquer forma ou por qualquer meio, eletrônico, mecânico, fotográfico, reprográfico, de microfilmagem ou outros, sem a permissão escrita do INPE, com exceção de qualquer material fornecido especificamente com o propósito de ser entrado e executado num sistema computacional, para o uso exclusivo do leitor da obra.

Copyright © 2011 by MCT/INPE. No part of this publication may be reproduced, stored in a retrieval system, or transmitted in any form or by any means, electronic, mechanical, photocopying, recording, microfilming, or otherwise, without written permission from INPE, with the exception of any material supplied specifically for the purpose of being entered and executed on a computer system, for exclusive use of the reader of the work.

**Aprovado (a) pela Banca Examinadora  
em cumprimento ao requisito exigido para  
obtenção do Título de Mestre em  
Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica  
Espacial e Controle**

**Dr. Antonio Fernando Bertachini de  
Almeida Prado**

  
\_\_\_\_\_  
Presidente / INPE / SJC Campos - SP

**Dr. Evandro Marconi Rocco**

  
\_\_\_\_\_  
Orientador(a) / INPE / SJC Campos - SP

**Dr. Valdemir Carrara**

  
\_\_\_\_\_  
Orientador(a) / INPE / SJC Campos - SP

**Dr. Hélio Koiti Kuga**

  
\_\_\_\_\_  
Membro da Banca / INPE / SJC Campos - SP

**Dra. Ana Paula Marins Chiaradia**

  
\_\_\_\_\_  
Convidado(a) / UNESP/GUARA / Guaratinguetá - SP

**Aluno (a): Willer Gomes dos Santos**

**São José dos Campos, 25 de fevereiro de 2011**



*“Não se esqueça: do que você procura, uma parte está dentro de você; outra,  
dentro das bibliotecas do universo.”*

*Aguinaldo Prandini Ricieri*

*“O livro da natureza foi escrito exclusivamente com figuras e símbolos  
matemáticos.”*

*Galileu Galilei*





*Ao mestre que não está mais presente, mas que nunca esteve ausente em meus pensamentos.*



## AGRADECIMENTOS

Agradeço primeiramente, ao criador do Universo, Deus, por tudo o que tenho e sou. A minha mãe Sirlei, pela sua constante dedicação, carinho e preocupação comigo, e também por me incentivar, desde os anos iniciais de minha vida, a buscar sempre conhecimento e sabedoria. A meu pai, Donizete (*in memoriam*), que me orientou como um grande mestre e me forneceu algumas características importantes para minha personalidade. A meus avós, Manoel e Nena, que não mediram esforços em me ajudar nos momentos de dificuldades. A minha namorada, Elis Braga Cabral, pela sua compreensão e paciência devido à minha ausência em alguns momentos e também por me incentivar a sempre continuar caminhando, independentemente, de quão tortuoso estivesse o caminho.

***“Nunca acredite num cenário sem possibilidade de vitórias.”***

*(Cap. James Tiberius Kirk)*

Um sincero agradecimento a todos os mestres - sejam eles professores, amigos ou familiares - com quem tiver o prazer de conviver; ajudando-me a construir minha estrutura acadêmica, profissional e pessoal. Ao meu amigo, Milton Sasaki, que me ensinou a estimular minha visão crítica e buscar sempre o porquê dos acontecimentos, características fundamentais para a formação científica.

Aos professores e orientadores, Drs. Evandro Marconi Rocco e Valdemir Carrara, que dedicaram tempo, esforço e interesse em meus estudos. A todos os professores e amigos com quem tive o privilégio de conviver durante o mestrado.

***“Se fui capaz de ver mais longe, é porque me apoiei em ombros de gigantes.”***

*(Isaac Newton)*



## RESUMO

Em diversas missões de veículos espaciais, faz-se necessário a realização de uma manobra orbital. O cumprimento dessa ação possui vários propósitos, como a necessidade da transferência de um veículo de uma órbita estacionária inicial para uma órbita final, a realização de *rendezvous* ou a correção dos elementos orbitais devido às perturbações de órbita. As manobras aeroassistidas utilizam forças atmosféricas para modificar a trajetória e velocidade de um veículo espacial. Diversos trabalhos nessa área mostraram que uma significativa redução de combustível pode ser alcançada utilizando manobras aeroassistidas ao invés da transferência totalmente propulsiva. Este trabalho propõe-se a simular manobras aeroassistidas e analisar as vantagens e desvantagens com relação a uma manobra propulsiva. É adotado um veículo de corpo cúbico composto por placas retangulares reguláveis, capazes de alterar o ângulo de inclinação com relação ao fluxo de moléculas. Essa nova abordagem permite alterar as forças aerodinâmicas sofridas pelo veículo, durante a passagem pela região atmosférica e assim avaliar seus efeitos nos elementos orbitais e no sistema de controle do veículo. Este trabalho apresenta as seguintes simulações: transferências aeroassistidas para reduzir o semi-eixo maior ou alterar a inclinação da órbita; transferências com e sem a aplicação de jatos propulsivos para corrigir o decaimento da altitude do perigeu; análise da variação dos ângulos aerodinâmicos em uma transferência aeroassistida; controle do ângulo de ataque das placas aerodinâmicas a fim de manter uma dada força atmosférica constante e manobras sinérgicas. As análises indicam que, de forma geral, as manobras aeroassistidas se mostram mais vantajosas em termos de economia de combustível do que as manobras totalmente propulsivas. Em alguns casos, as manobras sinérgicas podem se tornar uma interessante opção para o analista da missão. Conclui-se também que a utilização do sistema de controle de trajetória em malha fechada é fundamental para o sucesso das simulações, sem o qual não será possível eliminar os erros residuais na trajetória de forma tão eficiente.



# **AEROASSISTED MANEUVERS SIMULATIONS OF A SPACECRAFT CONTROLLED BY ADJUSTABLE AERODYNAMIC PLATES AND THRUSTER SYSTEM**

## **ABSTRACT**

In several missions of spacecraft, it is necessary to perform an orbital maneuver. The fulfillment of this action has several purposes, such as the need to transfer a vehicle from an initial parking orbit to a final orbit, conducting rendezvous or correction of the orbital elements due to orbit perturbations. The aeroassisted maneuvers use atmospheric forces to change the trajectory and velocity of a spacecraft. Several studies in this area showed that a significant reduction in fuel can be achieved rather than the transfer fully propulsive. This study aimed to simulate aeroassisted maneuvers and analyze the advantages and disadvantages with respect to a propulsive maneuver. It was used a cubic body vehicle composed by adjustable rectangular plates, in other words, be able to change its angle with respect to the molecular flow. This new approach allows you to change the aerodynamic forces during atmospheric passage and assessing their effects on orbital elements and in the control system of the vehicle. This paper presents simulations of: aeroassisted transfers to reduce the semi-major axis or change the orbit inclination; transfers with and without the application of propulsive jets to correct the decrease in perigee altitude, analysis of the variation of the aerodynamic angles in an aeroassisted transfer; control the attack angle of the aerodynamic plates to maintain a given atmospheric force constant and synergetic maneuvers. Analysis showed that, in general, the aeroassisted maneuvers are more advantageous in terms of fuel economy than the fully propulsive maneuvers. In some cases, the synergetic maneuvers may become an interesting option for the analyst's mission. It was also concluded that use of the control system closed loop was critical to the success of the simulations, without which it would not be possible to eliminate the residual errors in the trajectory as efficiently.





## LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
Figura 2.1 – Sistema de coordenadas no problema dos dois corpos.....	8
Figura 2.2 – Anomalia excêntrica e anomalia verdadeira.....	10
Figura 2.3 – Geometria elíptica. ....	11
Figura 2.4 – Movimento orbital no plano. ....	12
Figura 2.5 – Geometria para definição dos elementos orbitais. ....	14
Figura 2.6 – Vetor momento angular.....	16
Figura 2.7 – Representação do vetor nodo ascendente.....	17
Figura 2.8 – Força de arrasto em uma órbita excêntrica.....	20
Figura 2.9 – Transferência de órbita 1 para 2. ....	23
Figura 2.10 – Manobra de alteração de plano.....	24
Figura 2.11 – Representação geral da alteração de plano.....	25
Figura 2.12 – Geometria da transferência de Hohmann. ....	27
Figura 2.13 – Geometria da transferência tri-impulsiva (Bi-elíptica).....	29
Figura 2.14 – Representação esquemática do sistema propulsivo químico.....	31
Figura 2.15 – Manobra de <i>aerocapture</i> . ....	36
Figura 2.16 – Manobra de <i>aerobraking</i> de múltiplas passagens.....	37
Figura 2.17 – Variação da densidade do ar com a altitude e atividade solar. ..	39
Figura 2.18 – Variáveis de estado e forças aerodinâmicas. ....	42
Figura 2.19 – Componentes da força aerodinâmica, ângulo de ataque e ângulo de rolamento.....	43
Figura 2.20 – Inclinação da placa aerodinâmica. ....	45
Figura 2.21 – Veículo espacial composto por painéis solares ou placas aerodinâmicas. ....	45
Figura 2.22 – Múltiplas colisões das moléculas da atmosfera com a superfície.....	47
Figura 2.23 – Reflexão especular.....	48
Figura 2.24 – Configuração padrão do SCAO de um satélite artificial. ....	52
Figura 2.25 – Curva de resposta a uma entrada em degrau unitário. ....	54

Figura 2.26 – Componentes de um sistema de controle.....	57
Figura 2.27 – Fluxograma do algoritmo GEO.....	63
Figura 2.28 – Veículo utilizado na transferência aeroassistida.....	66
Figura 2.29 – Forma geral do satélite com motor de re-entrada e escudo térmico. ....	67
Figura 2.30 – Veículo utilizado nas simulações de manobras aeroassistidas de Kumar e Tewari. ....	69
Figura 2.31 – Parâmetros considerados na otimização da forma do veículo espacial. ....	70
Figura 2.32 – Veículo espacial dotado de placas de arrasto.....	70
Figura 2.33 – Satélite MICROSCOPE da agência espacial CNES: (a) configuração orbital; (b) configuração de re-entrada.....	71
Figura 3.1 – Dimensões do veículo espacial.....	77
Figura 3.2 – Comparação entre modelos atmosféricos.....	78
Figura 3.3 – Densidade atmosférica em função da altitude do modelo fornecido por Tewari (2007). ....	79
Figura 3.4 – Força aerodinâmica em função do ângulo de ataque para uma altitude de 115 km. ....	80
Figura 3.5 – Força aerodinâmica em função da altitude para um ângulo de ataque de 30 graus. ....	81
Figura 3.6 – Força aerodinâmica em função da altitude para um ângulo de ataque de 60 graus. ....	81
Figura 3.7 – Fluxograma de funcionamento básico do programa SAMS. ....	87
Figura 3.8 – Fluxograma do cálculo das forças aerodinâmicas pelo bloco guiamento.....	91
Figura 3.9 – Modelo do bloco de controle e sensibilidade para o eixo X.....	93
Figura 3.10 – Fluxograma do sistema aerodinâmico.....	97
Figura 3.11 – Controle PID de uma planta. ....	99
Figura 3.12 – Fluxograma do algoritmo de busca dos parâmetros do controlador. ....	102
Figura 3.13 – Variação do tempo de acomodação.....	103

Figura 3.14 – Variação dos ganhos do controlador.....	103
Figura 3.15 – Variação do consumo de propelente.....	104
Figura 3.16 – Variação do máximo sobre-sinal em porcentagem. ....	104
Figura 3.17 – Resposta transitória do conjunto de ganhos: $K_P = 0,01$ e $K_D =$ $0,025$ . ....	105
Figura 3.18 – Resposta transitória do conjunto de ganhos: $K_P = 0,0068$ e $K_D$ $= 0,025$ . ....	105
Figura 3.19 – Resposta transitória do conjunto de ganhos: $K_P = 0,0093$ e $K_D$ $= 0,0534$ . ....	105
Figura 3.20 – Resposta transitória do conjunto de ganhos: $K_P = 0,0021$ e $K_D$ $= 0,0660$ . ....	105
Figura 3.21 – Resposta transitória do conjunto de ganhos: $K_P = 0,0000129$ e $K_D = 0,0984$ . ....	106
Figura 4.1 – Representação da órbita no plano XY.....	110
Figura 4.2 – Variação da altitude do apogeu em função do tempo. ....	110
Figura 4.3 – Variação da altitude do perigeu em função do tempo. ....	111
Figura 4.4 – Variação do semi-eixo maior em função do tempo. ....	111
Figura 4.5 – Variação da excentricidade em função do tempo.....	112
Figura 4.6 – Variação da inclinação em função do tempo.....	112
Figura 4.7 – Variação da ARNA em função do tempo.....	113
Figura 4.8 – Variação do argumento do perigeu em função do tempo.....	113
Figura 4.9 – Variação da anomalia média em função do tempo. ....	113
Figura 4.10 – Desvio do semi-eixo maior em função do tempo.....	114
Figura 4.11 – Variação da componente $X$ do vetor posição em função do tempo. ....	115
Figura 4.12 – Variação da componente $X$ do vetor posição durante os dias iniciais da manobra. ....	115
Figura 4.13 – Variação da componente $Y$ do vetor posição em função do tempo. ....	115
Figura 4.14 – Variação da componente $Y$ do vetor posição durante os dias iniciais da manobra. ....	116

Figura 4.15 – Variação da componente $Z$ do vetor posição em função do tempo. ....	116
Figura 4.16 – Variação da componente $X$ do vetor velocidade em função do tempo. ....	117
Figura 4.17 – Variação da componente $X$ do vetor velocidade durante os dias iniciais da manobra. ....	117
Figura 4.18 – Variação da componente $Y$ do vetor velocidade em função do tempo. ....	117
Figura 4.19 – Variação da componente $Y$ do vetor velocidade durante os dias iniciais da manobra. ....	118
Figura 4.20 – Variação da componente $Z$ do vetor velocidade em função do tempo. ....	118
Figura 4.21 – Desvio da componente $X$ do vetor posição em função do tempo. ....	119
Figura 4.22 – Desvio da componente $Y$ do vetor posição em função do tempo. ....	119
Figura 4.23 – Desvio da componente $Z$ do vetor posição em função do tempo. ....	119
Figura 4.24 – Desvio da componente $X$ do vetor velocidade em função do tempo. ....	120
Figura 4.25 – Desvio da componente $Y$ do vetor velocidade em função do tempo. ....	120
Figura 4.26 – Desvio da componente $Z$ do vetor velocidade em função do tempo. ....	120
Figura 4.27 – Variação do empuxo aplicado pelo sistema propulsivo em função do tempo. ....	121
Figura 4.28 – Empuxo aplicado pelo propulsor no apogeu da órbita. ....	122
Figura 4.29 – Variação da força de arrasto em função do tempo. ....	122
Figura 4.30 – Variação da força de arrasto durante a primeira passagem pela região atmosférica. ....	123

Figura 4.31 – Variação da velocidade relativa à atmosfera em função do tempo. ....	123
Figura 4.32 – Variação da densidade atmosférica sofrida pelo veículo em função do tempo.....	124
Figura 4.33 – Variação da densidade atmosférica sofrida pelo veículo para a primeira passagem pela atmosfera. ....	124
Figura 4.34 – Variação do fluxo de calor em função do tempo. ....	125
Figura 4.35 – Variação do fluxo de calor na primeira passagem pela atmosfera. ....	125
Figura 4.36 – Situação hipotética: propelente necessário para aplicação de um empuxo equivalente à força de arrasto. ....	126
Figura 4.37 – Situação real: propelente necessário para correção do decaimento do perigeu.....	126
Figura 4.38 – Variação da altitude do apogeu para manobras com e sem a aplicação de jatos propulsivos no apogeu.....	128
Figura 4.39 – Variação da altitude do perigeu para manobras com e sem a aplicação de jatos propulsivos no apogeu.....	128
Figura 4.40 – Variação do semi-eixo maior para manobras com e sem a aplicação de jatos propulsivos no apogeu.....	128
Figura 4.41 – Variação da excentricidade para manobras com e sem a aplicação de jatos propulsivos no apogeu.....	129
Figura 4.42 – Variação da ARNA para manobras com e sem a aplicação de jatos propulsivos no apogeu.....	129
Figura 4.43 – Variação do argumento do perigeu para manobras com e sem a aplicação de jatos propulsivos no apogeu.....	129
Figura 4.44 – Variação da força de arrasto para uma manobra aeroassistida sem a aplicação de jatos propulsivos no apogeu. ....	130
Figura 4.45 – Variação da densidade atmosférica para uma manobra aeroassistida sem a aplicação de jatos propulsivos no apogeu. .	131
Figura 4.46 – Variação da taxa de transferência de calor para uma manobra aeroassistida sem a aplicação de jatos propulsivos no apogeu. .	131

Figura 4.47 – Variação do propelente consumido (situação hipotética) para manobras com e sem a aplicação de jatos propulsivos no apogeu. ....	132
Figura 4.48 – Legenda com os valores da altitude do perigeu e sua respectiva cor para os gráficos apresentados nesse tópico. ....	133
Figura 4.49 – Efeito da altitude do perigeu no decaimento da altitude do apogeu em função do tempo. ....	134
Figura 4.50 – Decaimento da altitude do apogeu em função da altitude do perigeu. ....	135
Figura 4.51 – Decaimento da altitude do perigeu em função do tempo. ....	135
Figura 4.52 – Decaimento da altitude do perigeu em função da altitude do perigeu. ....	135
Figura 4.53 – Efeito da altitude do perigeu na variação da força de arrasto em função do tempo. ....	136
Figura 4.54 – Máxima força de arrasto em função da altitude do perigeu. ....	136
Figura 4.55 – Efeito da altitude do perigeu na variação do fluxo de calor em função do tempo. ....	137
Figura 4.56 – Máximo fluxo de calor em função da altitude do perigeu. ....	137
Figura 4.57 – Representação da órbita no plano XY. ....	139
Figura 4.58 – Representação da órbita no plano XZ. ....	140
Figura 4.59 – Variação do semi-eixo maior em função do tempo para três diferentes ângulos de ataque. ....	140
Figura 4.60 – Variação da excentricidade em função do tempo para três diferentes ângulos de ataque. ....	141
Figura 4.61 – Decaimento da altitude do apogeu em função do tempo para três diferentes ângulos de ataque. ....	141
Figura 4.62 – Altitude do perigeu em função do tempo para três diferentes ângulos de ataque. ....	142
Figura 4.63 – Variação da inclinação em função do tempo para três diferentes ângulos de ataque. ....	142

Figura 4.64 – Variação da ARNA em função do tempo para três diferentes ângulos de ataque.....	143
Figura 4.65 – Variação do argumento do perigeu em função do tempo para três diferentes ângulos de ataque. ....	143
Figura 4.66 – Variação da força de arrasto durante passagem pela região atmosférica para três diferentes ângulos de ataque.....	144
Figura 4.67 – Variação da força de sustentação lateral durante passagem pela região atmosférica para três diferentes ângulos de ataque. ....	144
Figura 4.68 – Variação do fluxo de calor em função do tempo para o ângulo de ataque de 32 graus. ....	145
Figura 4.69 – Variação do fluxo de calor durante passagem pela região atmosférica para o ângulo de ataque de 32 graus. ....	145
Figura 4.70 – Aplicação do empuxo em função do tempo para o ângulo de ataque de 32 graus. ....	146
Figura 4.71 – Aplicação do empuxo em função do tempo para o ângulo de ataque de 45 graus. ....	146
Figura 4.72 – Aplicação do empuxo em função do tempo para o ângulo de ataque de 53 graus. ....	146
Figura 4.73 – Situação hipotética: propelente consumido durante a manobra para os três diferentes ângulos de ataque. ....	147
Figura 4.74 – Propelente necessário para correção do decaimento do perigeu para três diferentes ângulos de ataque. ....	147
Figura 4.75 – Comparativo da variação do semi-eixo maior para os casos com e sem aplicação dos jatos propulsivos no apogeu. ....	148
Figura 4.76 – Comparativo da variação da excentricidade para os casos com e sem aplicação dos jatos propulsivos no apogeu. ....	149
Figura 4.77 – Comparativo da variação da inclinação para os casos com e sem aplicação dos jatos propulsivos no apogeu. ....	149
Figura 4.78 – Comparativo da variação da ARNA para os casos com e sem aplicação dos jatos propulsivos no apogeu. ....	149

Figura 4.79 – Comparativo da variação do argumento do perigeu para os casos com e sem aplicação dos jatos propulsivos no apogeu. ...	150
Figura 4.80 – Comparativo da variação do consumo hipotético de propelente para os casos com e sem aplicação dos jatos propulsivos no apogeu. ....	150
Figura 4.81 – Legenda com os valores da altitude do perigeu e sua respectiva cor para os gráficos apresentados nesse tópico. ....	151
Figura 4.82 – Efeito da altitude do perigeu no decaimento da altitude do apogeu em função do tempo.....	153
Figura 4.83 – Decaimento da altitude do apogeu em função da altitude do perigeu. ....	153
Figura 4.84 – Decaimento da altitude do perigeu em função do tempo. ....	153
Figura 4.85 – Decaimento da altitude do perigeu em função da altitude do perigeu. ....	154
Figura 4.86 – Efeito da altitude do perigeu na variação da inclinação em função do tempo.....	154
Figura 4.87 – Variação da inclinação em função da altitude do perigeu. ....	155
Figura 4.88 – Efeito da altitude do perigeu na variação da força de arrasto em função do tempo.....	155
Figura 4.89 – Variação da força de arrasto em função da altitude do perigeu.	156
Figura 4.90 – Efeito da altitude do perigeu na variação da força de sustentação lateral em função do tempo.....	156
Figura 4.91 – Variação da força de sustentação lateral em função da altitude do perigeu. ....	156
Figura 4.92 – Efeito da altitude do perigeu na variação do fluxo de calor durante uma passagem pela região atmosférica.....	157
Figura 4.93 – Variação do fluxo de calor em função da altitude do perigeu...	157
Figura 4.94 – Redução do semi-eixo maior em função dos ângulos aerodinâmicos após passagem pela região atmosférica (eixos em 3D). ....	159



Figura 4.95 – Redução do semi-eixo maior em função dos ângulos aerodinâmicos após passagem pela região atmosférica (eixos em 2D). .....	159
Figura 4.96 – Redução da excentricidade em função dos ângulos aerodinâmicos após passagem pela região atmosférica (eixos em 3D). .....	160
Figura 4.97 – Redução da excentricidade em função dos ângulos aerodinâmicos após passagem pela região atmosférica (eixos em 2D). .....	160
Figura 4.98 – Variação da inclinação em função dos ângulos aerodinâmicos após passagem pela região atmosférica (eixos em 3D).....	161
Figura 4.99 – Variação da inclinação em função dos ângulos aerodinâmicos após passagem pela região atmosférica (eixos em 2D).....	161
Figura 4.100 – Variação da inclinação em função do ângulo de rolamento após passagem pela região atmosférica. ....	162
Figura 4.101 – Variação da inclinação em função do ângulo de ataque após passagem pela região atmosférica.....	162
Figura 4.102 – Variação da força de arrasto em função dos ângulos aerodinâmicos (eixos em 3D).....	163
Figura 4.103 – Variação da força de arrasto em função dos ângulos aerodinâmicos (eixos em 2D).....	164
Figura 4.104 – Variação da força de sustentação lateral em função dos ângulos aerodinâmicos (Eixos em 3D).....	164
Figura 4.105 – Variação da força de sustentação lateral em função dos ângulos aerodinâmicos (Eixos em 2D).....	165
Figura 4.106 – Variação da força de sustentação lateral em função do ângulo de rolamento. ....	165
Figura 4.107 – Variação da força de sustentação lateral em função do ângulo de ataque. ....	166
Figura 4.108 – Variação da força de sustentação em altitude em função dos ângulos aerodinâmicos (Eixos em 3D).....	166

Figura 4.109 – Variação da força de sustentação em altitude em função dos ângulos aerodinâmicos (Eixos em 2D).....	167
Figura 4.110 – Variação da força de sustentação em altitude em função do ângulo de rolamento.....	167
Figura 4.111 – Variação da força de sustentação em altitude em função do ângulo de ataque.....	168
Figura 4.112 – Variação do fluxo de calor sofrido pelo veículo em função dos ângulos aerodinâmicos (Eixos em 3D).....	169
Figura 4.113 – Variação do fluxo de calor sofrido pelo veículo em função dos ângulos aerodinâmicos (Eixos em 2D).....	169
Figura 4.114 – Variação do fluxo de calor sofrido pelo veículo em função do ângulo de rolamento.....	170
Figura 4.115 – Variação do fluxo de calor sofrido pelo veículo em função do ângulo de ataque.....	170
Figura 4.116 – Variação da velocidade relativa à atmosfera em função dos ângulos aerodinâmicos (Eixos em 3D).....	171
Figura 4.117 – Variação da velocidade relativa à atmosfera em função dos ângulos aerodinâmicos (Eixos em 2D).....	171
Figura 4.118 – Variação da velocidade relativa à atmosfera em função do ângulo de rolamento.....	172
Figura 4.119 – Variação da velocidade relativa à atmosfera em função do ângulo de ataque.....	172
Figura 4.120 – Força de arrasto em função do tempo com e sem o controle aerodinâmico.....	174
Figura 4.121 – Força de sustentação em função do tempo com e sem o controle aerodinâmico.....	174
Figura 4.122 – Razão L / D em função do tempo com e sem o controle aerodinâmico.....	175
Figura 4.123 – Variação do ângulo de ataque das placas aerodinâmicas durante passagem pela região atmosférica.....	175

Figura 4.124 – Variação do semi-eixo maior durante passagem pela região atmosférica, com e sem o controle aerodinâmico. ....	176
Figura 4.125 – Variação da excentricidade durante passagem pela região atmosférica, com e sem o controle aerodinâmico. ....	176
Figura 4.126 – Variação da inclinação durante passagem pela região atmosférica, com e sem o controle aerodinâmico. ....	176
Figura 4.127 – Situação hipotética do consumo de propelente durante passagem pela região atmosférica, com e sem o controle aerodinâmico.....	177
Figura 4.128 – Força de arrasto em função do tempo com e sem o controle aerodinâmico.....	178
Figura 4.129 – Força de sustentação em função do tempo com e sem o controle aerodinâmico. ....	178
Figura 4.130 – Razão L / D em função do tempo com e sem o controle aerodinâmico.....	179
Figura 4.131 – Variação do ângulo de ataque das placas aerodinâmicas durante passagem pela região atmosférica. ....	179
Figura 4.132 – Variação do semi-eixo maior durante passagem pela região atmosférica, com e sem o controle aerodinâmico. ....	180
Figura 4.133 – Variação da excentricidade durante passagem pela região atmosférica, com e sem o controle aerodinâmico. ....	180
Figura 4.134 – Variação da inclinação durante passagem pela região atmosférica, com e sem o controle aerodinâmico. ....	180
Figura 4.135 – Situação hipotética do consumo de propelente durante passagem pela região atmosférica, com e sem o controle aerodinâmico.....	181
Figura 4.136 – Redução do semi-eixo maior em função da aplicação de jatos propulsivos no perigeu. ....	183
Figura 4.137 – Redução da excentricidade em função da aplicação de jatos propulsivos no perigeu. ....	183

Figura 4.138 – Velocidade relativa à atmosfera em função da aplicação de jatos propulsivos no perigeu.....	184
Figura 4.139 – Fluxo de calor sofrido pelo veículo em função da aplicação de jatos propulsivos no perigeu.....	184
Figura 4.140 – Propelente consumido em função da aplicação de jatos propulsivos (resultado de uma passagem pelo perigeu).....	185
Figura 4.141 – Variação da força e incremento de velocidade (arrasto e propulsiva) durante passagem pelo perigeu.....	186
Figura 4.142 – Desvio da componente $X$ do vetor posição durante passagem pelo perigeu.....	186
Figura 4.143 – Desvio da componente $Y$ do vetor posição durante passagem pelo perigeu.....	186
Figura 4.144 – Desvio da componente $Z$ do vetor posição durante passagem pelo perigeu.....	187
Figura 4.145 – Desvio da componente $X$ no vetor velocidade durante passagem pelo perigeu. ....	187
Figura 4.146 – Desvio da componente $Y$ no vetor velocidade durante passagem pelo perigeu. ....	187
Figura 4.147 – Desvio da componente $Z$ no vetor velocidade durante passagem pelo perigeu. ....	188
Figura 4.148 – Desvio no semi-eixo maior durante passagem pelo perigeu..	189
Figura 4.149 – Desvio na excentricidade durante passagem pelo perigeu. ...	189
Figura 4.150 – Variação do erro e do sinal de controle aplicado no eixo $X$ durante passagem pelo perigeu.....	189
Figura 4.151 – Variação do erro e do sinal de controle aplicado no eixo $Y$ durante passagem pelo perigeu.....	190
Figura 4.152 – Variação do erro e do sinal de controle aplicado no eixo $Z$ durante passagem pelo perigeu.....	190
Figura 4.153 – Gráfico comparativo de propelente consumido entre manobras propulsivas e aeroassistidas. ....	192

Figura 4.154 – Gráfico comparativo do tempo de transferência entre manobras propulsivas e aeroassistidas. ....	192
Figura 4.155 – Comparativo do consumo de propelente entre manobra propulsiva, aeroassistida e sinérgica em função de várias órbitas finais. ....	194
Figura 4.156 – Comparativo do tempo para transferência entre manobra propulsiva, aeroassistida e sinérgica em função de várias órbitas finais. ....	195
Figura B.1 – Arquitetura geral do simulador de manobras aeroassistidas (continua). ....	222
Figura B.2 – Entrada de elementos keplerianos iniciais. ....	224
Figura B.3 – Função de ativação / desativação do controle das placas aerodinâmicas. ....	225
Figura B.4 – Função de escolha do atuador. ....	225
Figura B.5 – Ângulos aerodinâmicos iniciais. ....	226
Figura B.6 – Modelo de guiamento. ....	227
Figura B.7 – Sistema de controle propulsivo. ....	228
Figura B.8 – Sistema de controle aerodinâmico. ....	229
Figura B.9 – Modelo do sensor para o eixo $X$ . ....	230
Figura B.10 – Modelo do atuador para o eixo $X$ . ....	231



## LISTA DE TABELAS

	<b><u>Pág.</u></b>
Tabela 2.1 – Valores de impulsos específicos .....	33
Tabela 3.1 – Especificação do <i>hardware</i> utilizado .....	77
Tabela 4.1 – Erro nos sensores. ....	107
Tabela 4.2 – Erro nos propulsores. ....	107
Tabela 4.3 – Condições iniciais da órbita (caso 1). ....	109
Tabela 4.4 – Condições iniciais do veículo (caso 1).....	109
Tabela 4.5 – Condições iniciais da órbita (caso 3). ....	133
Tabela 4.6 – Condições iniciais do veículo (caso 3).....	134
Tabela 4.7 – Condições iniciais da órbita (caso 4). ....	138
Tabela 4.8 – Condições iniciais do veículo (caso 4).....	138
Tabela 4.9 – Condições iniciais da órbita (caso 6). ....	152
Tabela 4.10 – Condições iniciais do veículo (caso 6).....	152
Tabela 4.11 – Condições iniciais da órbita (caso 7). ....	158
Tabela 4.12 – Condições iniciais da órbita (caso 8). ....	173
Tabela 4.13 – Condições iniciais da órbita (caso 9). ....	182
Tabela 4.14 – Condições iniciais do veículo (caso 9).....	182





## LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

AOTV	Aeroassisted Orbital Transfer Vehicle
ARNA	Ascensão Reta do Nodo Ascendente
ASAP	Ariane Structure for Auxiliary Payload
CIRA	Cospar International Reference Atmosphere
CNES	Centre National d'Etudes Spatiales
FBM	French Brazilian Microsatellite
GEO	Generalized Extremal Optimization
HEO	High Earth Orbit
HPS	High Performance Dynamics Satellite Simulator
INPE	Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
ISAS	Institute of Space and Astronautical Science
LEO	Low Earth Orbit
MGS	Mars Global Surveyor
MMH	Monomethylhydrazine (tipo de propelente)
MSIS	Mass Spectrometer Incoherent Scatter
NASA	National Aeronautics and Space Administration
PD	Proporcional-Derivativo
PI	Proporcional-Integral
PID	Proporcional-Integral-Derivativo
SAMS	Spacecraft Aeroassisted Maneuver Simulator
SCAO	Sistema de Controle de Atitude e Órbita
STEP	Satellite Test of the Equivalence Principle
STS	Spacecraft Trajectory Simulator
ZARM	Center of Applied Space Technology and Microgravity



## LISTA DE SÍMBOLOS

$a$	Semi-eixo maior, m
$b$	Semi-eixo menor, m
$C_A$	Coeficiente de sustentação em altitude
$C_B$	Coeficiente de sustentação lateral
$C_D$	Coeficiente de arrasto
$C_L$	Coeficiente de sustentação
$C_p$	Coeficiente de pressão
$e$	Excentricidade
$E$	Energia da órbita, $m^2 / s^2$
$f$	Anomalia verdadeira, graus
$F$	Força aerodinâmica, N
$F_A$	Força de sustentação em altitude, N
$F_B$	Força de sustentação lateral, N
$F_D$	Força de arrasto, N
$F_{DC}$	Força de arrasto constante de referência, N
$F_L$	Força de sustentação resultante, N
$F_{LC}$	Força de sustentação constante de referência, N
$g_0$	Aceleração da gravidade na superfície terrestre, $m / s^2$
$G$	Constante de gravitação universal, $m^3 / kg.s^2$
$h$	Altitude do veículo espacial, m
$h_a$	Altitude do apogeu da órbita, m
$h_p$	Altitude do perigeu da órbita, m
$H$	Módulo do vetor momento angular específico, $m^2 / s$

$\mathbf{H}_m$	Vetor momento angular, $\text{m}^2 \cdot \text{kg} / \text{s}$
$i$	Inclinação da órbita em relação à linha do Equador, graus
$I_{SP}$	Impulso específico, s
$J_2$	Coeficiente zonal
$K_D$	Ganho derivativo
$K_I$	Ganho integral
$K_n$	Número de Knudsen
$K_P$	Ganho proporcional
$L/D$	Razão entre força de sustentação e força de arrasto
$m$	Massa do veículo espacial em um dado instante, kg
$M$	Anomalia média, graus
$M_a$	Número de Mach
$M_p$	Máximo sobre-sinal
$n$	Movimento médio orbital, radianos
$p$	Semi-latus rectum, m
$\dot{Q}$	Taxa de transferência de calor por unidade de área, $\text{W} / \text{m}^2$
$\mathbf{r}$	Raio vetor, m
$\ddot{\mathbf{r}}$	Aceleração do raio vetor, $\text{m} / \text{s}^2$
$r_a$	Raio do apogeu da órbita, m
$r_p$	Raio do perigeu da órbita, m
$R_t$	Raio equatorial terrestre, m
$R_e$	Número de Reynolds
$S$	Área projetada, $\text{m}^2$
$S_c$	Área superficial da placa aerodinâmica, $\text{m}^2$
$S_r$	Área superficial de referência, $\text{m}^2$

$t_d$	Tempo de atraso, s
$t_p$	Tempo de pico, s
$t_r$	Tempo de subida, s
$t_s$	Tempo de acomodação, s
$T$	Período da órbita, s
$T_s$	Empuxo sofrido pelo veículo, N
$u$	Anomalia excêntrica
$v$	Velocidade orbital absoluta, m / s
$V$	Velocidade relativa à atmosfera, m / s
$V_A$	Vetor posição real, m / s
$V_i$	Vetor velocidade inicial, m / s
$V_R$	Vetor velocidade de referência, m / s
$w$	Velocidade angular de rotação da Terra, graus / dia
$x$	Coordenada cartesiana no plano orbital em x, m
$\dot{x}$	Coordenada de velocidade no plano orbital em x, m / s
$X$	Coordenada cartesiana no espaço em x, m
$\dot{X}$	Coordenada de velocidade no espaço em x, m / s
$X_A$	Vetor posição real, m
$X_{A-S}$	Vetor posição real após medição dos sensores, m
$X_i$	Vetor posição inicial, m
$X_R$	Vetor posição de referência, m
$y$	Coordenada cartesiana no plano orbital em y, m
$\dot{y}$	Coordenada de velocidade no plano orbital em y, m / s
$Y$	Coordenada cartesiana no espaço em y, m
$\dot{Y}$	Coordenada de velocidade no espaço em y, m / s

$z$	Coordenada cartesiana no plano orbital em z, m
$\dot{z}$	Coordenada de velocidade no plano orbital em z, m / s
$Z$	Coordenada cartesiana no espaço em z, m
$\dot{Z}$	Coordenada de velocidade no espaço em z, m / s
$\alpha_A$	Ângulo de ataque real, graus
$\alpha_R$	Ângulo de ataque de referência, graus
$\gamma_f$	Ângulo flight path, graus
$\Delta\alpha$	Erro entre o ângulo de ataque de referência e real, graus
$\Delta t$	Tempo de transferência da manobra, s
$\Delta V$	Variação instantânea da velocidade, m / s
$\Delta V_a$	Incremento de velocidade fornecido pelo atuador propulsivo, m / s
$\Delta V_{ad}$	Incremento de velocidade fornecido pelo atuador aerodinâmico, m/s
$\Delta V_c$	Incremento de velocidade fornecido pelo controlador, m / s
$\Delta V_G$	Incremento de velocidade fornecido pelo bloco de guiamento, m / s
$\Delta V_P$	Incremento de velocidade (perturbações+forças aerodinâmicas), m/s
$\Delta X$	Erro entre a posição de referência e a posição real, m
$\mu$	Constante geo-gravitacional, $m^3 / s^2$
$\Pi$	Perigeu, ponto da elipse mais perto do foco
$\rho$	Densidade atmosférica, $kg / m^3$
$\sigma$	Ângulo de rolamento do veículo espacial, graus
$\omega$	Argumento do perigeu, graus
$\dot{\omega}$	Taxa de rotação do argumento do perigeu, radianos / s
$\Omega$	Nodo ascendente
$\Omega$	Ascensão reta do nodo ascendente, graus
$\dot{\Omega}$	Taxa de regressão dos nodos, radianos / s

## SUMÁRIO

	<u>Pág.</u>
<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO ..... 1</b>
1.1.	Objetivos ..... 2
1.2.	Justificativa e Motivação ..... 3
1.3.	Organização do trabalho ..... 5
<b>2</b>	<b>FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA E REVISÃO DA LITERATURA.... 7</b>
2.1.	Mecânica Orbital ..... 7
2.1.1.	Problema dos dois corpos ..... 7
2.1.2.	Coordenadas cartesianas de posição e velocidade ..... 11
2.1.3.	Posicionamento de satélites – Problema direto..... 13
2.1.4.	Posicionamento de satélites – Problema inverso ..... 15
2.2.	Perturbações de órbita ..... 18
2.2.1.	Perturbação gravitacional da não esfericidade terrestre ..... 19
2.2.2.	Perturbação devido ao arrasto atmosférico..... 20
2.3.	Manobras Orbitais ..... 21
2.3.1.	Transferência Singular Impulsiva ..... 23
2.3.2.	Transferência bi-impulsiva de órbitas coplanares ..... 26
2.3.3.	Transferência tri-impulsiva de órbitas coplanares ..... 28
2.4.	Propulsão de veículos espaciais ..... 30
2.4.1.	Não-idealidade dos propulsores..... 33
2.5.	Manobras Aeroassistidas ..... 34
2.6.	Atmosfera planetária ..... 37
2.7.	Aerodinâmica de veículos espaciais ..... 41
2.7.1.	Área projetada..... 44
2.7.2.	Velocidade do veículo espacial ..... 46
2.7.3.	Coefficientes aerodinâmicos ..... 46
2.8.	Transferência de calor no meio rarefeito ..... 50
2.9.	Sistema de controle..... 51
2.9.1.	Sensores ..... 54

2.9.2.	Atuadores .....	55
2.9.3.	Controladores PID .....	56
2.10.	Algoritmos evolutivos .....	59
2.10.1.	Otimização Extrema Generalizada (GEO) .....	60
2.11.	Revisão da literatura .....	64
<b>3</b>	<b>MODELAGEM DO PROBLEMA E ARQUITETURA DO SIMULADOR.....</b>	<b>73</b>
3.1.	Formulação do problema .....	73
3.2.	Considerações .....	75
3.3.	Especificações do veículo espacial .....	76
3.4.	Recursos disponíveis .....	77
3.5.	Implementação de modelos atmosféricos .....	78
3.6.	Análise das forças aerodinâmicas.....	79
3.7.	Arquitetura do Simulador de Manobras Aeroassistidas (SAMS) ...	82
3.7.1.	Guiamento.....	88
3.7.2.	Dinâmica do movimento orbital .....	92
3.7.3.	Controlador.....	92
3.7.4.	Atuador propulsivo .....	93
3.7.5.	Sistema aerodinâmico.....	94
3.7.6.	Perturbações .....	96
3.7.7.	Sensores .....	98
3.8.	Estudo dos parâmetros do controlador .....	98
<b>4</b>	<b>SIMULAÇÕES E RESULTADOS .....</b>	<b>107</b>
4.1.	Transferência aeroassistida entre órbitas coplanares com aplicação de jatos propulsivos corretivos no apogeu. ....	108
4.2.	Transferência aeroassistida entre órbitas coplanares sem aplicação de jatos propulsivos corretivos no apogeu. ....	127
4.3.	Efeitos da variação da altitude do perigeu em uma transferência aeroassistida entre órbitas coplanares.....	132
4.4.	Transferência aeroassistida de mudança de plano orbital com aplicação de jatos propulsivos corretivos no apogeu. ....	137



4.5.	Transferência aeroassistida de mudança de plano orbital sem aplicação de jatos propulsivos corretivos no apogeu. ....	148
4.6.	Efeitos da variação da altitude do perigeu em uma transferência aeroassistida de mudança de plano orbital. ....	151
4.7.	Efeitos da variação dos ângulos aerodinâmicos em uma transferência aeroassistida.....	157
4.8.	Controle do ângulo de ataque durante uma transferência aeroassistida. ....	173
4.9.	Transferência aeroassistida com o auxílio do sistema propulsivo (manobra sinérgica) .....	181
4.10.	Comparativo dos resultados obtidos entre manobras aeroassistidas e propulsivas .....	190
<b>5</b>	<b>COMENTÁRIOS E CONCLUSÕES.....</b>	<b>197</b>
5.1.	Trabalhos futuros .....	202
	<b>REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS .....</b>	<b>205</b>
	<b>GLOSSÁRIO.....</b>	<b>215</b>
	<b>APÊNDICE A – CÓDIGO COMPUTACIONAL DOS PARÂMETROS ATMOSFÉRICOS TERRESTRES .....</b>	<b>217</b>
	<b>APÊNDICE B – ARQUITETURA DO SIMULADOR DE MANOBRAS AEROASSISTIDAS (SAMS) NO <i>SIMULINK</i><sup>®</sup> .....</b>	<b>221</b>
B.1	Arquitetura geral do simulador .....	221
B.2	Módulo de entrada de dados.....	224
B.3	Guiamento.....	226
B.4	Sistema de controle da trajetória (propulsivo) .....	226
B.5	Sistema de controle aerodinâmico .....	229
B.6	Modelo do sensor.....	230
B.7	Modelo do atuador propulsivo .....	231



## 1 INTRODUÇÃO

Em determinados momentos da missão de veículos espaciais, faz-se necessário a alteração de um ou mais elementos orbitais, ou seja, a realização de uma manobra orbital. O cumprimento dessa ação possui vários propósitos, como a necessidade da transferência de um veículo de uma órbita estacionária inicial para uma órbita final da missão, a realização de um encontro (*rendezvous*) ou interceptação com outro veículo, ou a correção dos elementos orbitais devido às perturbações de órbita (arrasto atmosférico, pressão de radiação solar, efeitos gravitacionais, entre outros). As manobras orbitais são definidas por meio de variações na velocidade orbital do veículo (CHOBOTOV, 2002). O empuxo aos veículos espaciais pode ser efetuado por meio das forças naturais do ambiente ou provocado por propulsores (SCHULZ, 2001). Existem diversas técnicas para transferência de órbita de forma propulsiva: transferência de Hohmann, transferência tri-impulsiva, entre outras.

Em 1961, Howard London demonstrou a possibilidade de usar forças aerodinâmicas para produzir uma mudança de plano orbital com um gasto de energia significativamente menor do que aquela associada com uma manobra propulsiva fora da atmosfera (WALBERG, 1985). Essa abordagem, que utiliza forças atmosféricas para modificar a trajetória e velocidade de um veículo espacial, ficou conhecida como Manobra Aeroassistida. Esse tipo de transferência orbital pode ser realizado em diversas camadas da atmosfera; a altitude alcançada pelo veículo está vinculada à finalidade da missão e a carga térmica máxima suportada pela estrutura do veículo.

A aceleração de um veículo espacial causada pelas forças aerodinâmicas, durante uma manobra aeroassistida, varia principalmente em função da densidade atmosférica, área superficial de contato e velocidade orbital. Para veículos capazes de alterar sua área superficial de contato (área projetada),

esse parâmetro pode ser considerado como uma variável de controle, conforme proposto por Bevilacqua e Romano (2008).

A técnica de se utilizar o arrasto atmosférico para reduzir o semi-eixo maior da órbita ficou conhecida como *aerobraking* e foi utilizada pela primeira vez em 19 de março de 1991 pela sonda Hiten. O lançamento foi realizado pelo Instituto de Ciência Astronáutica e Espaço do Japão (ISAS – *Institute of Space and Astronautical Science*). A sonda passou pela atmosfera terrestre em uma altitude de 125,5 km sobre o Oceano Pacífico a uma velocidade de 11 km/s. A experiência resultou em um decaimento da altitude do apogeu de 8.665 km. Em maio de 1993, uma manobra de *aerobraking* foi utilizada em uma missão venusiana pela sonda *Magellan*, cujo objetivo era circularizar a órbita do veículo espacial. Em 1997, a sonda americana *Mars Global Surveyor* (MGS) utilizou seus painéis solares como “asas” para controlar sua passagem através da tênue atmosfera superior de Marte e abaixar o apoastro de sua órbita (WIKIPEDIA, 2010).

### **1.1. Objetivos**

O objetivo deste trabalho é desenvolver um modelo para simular manobras aeroassistidas de um veículo espacial composto por placas aerodinâmicas, cujo ângulo de ataque possa ser alterado por meio de um sistema de controle em malha fechada ou malha aberta. A abordagem em malha fechada refere-se ao caso em que se pretende controlar o ângulo de ataque das placas aerodinâmicas, durante a passagem pela atmosfera, a fim de manter constante uma determinada força aerodinâmica. Considera-se o controle em malha aberta para os casos em que o ângulo de ataque não sofre alterações - é mantido o valor inicial - ao longo de toda a simulação.

Pretende-se aplicar os modelos desenvolvidos neste trabalho ao problema de uma transferência de órbita aeroassistida e coplanar entre uma órbita

geoestacionária e uma órbita baixa (LEO – *Low Earth Orbit*), visando comparar o consumo de combustível com aquele oriundo de uma transferência de Hohmann.

Outra pretensão desse trabalho é que o Simulador de Manobras Aeroassistidas a ser desenvolvido possa gerar novos trabalhos no futuro, e que os resultados gerados funcionem como uma ferramenta para o projetista de missão agregando conhecimentos ao meio científico.

## **1.2. Justificativa e Motivação**

Desde a década de 60, vários estudos de transferências orbitais aeroassistidas têm sido realizados para uma grande variedade de missões espaciais. Qualquer missão que necessite de uma alteração de altitude e/ou inclinação orbital é uma candidata para se utilizar desta técnica. A típica manobra de um veículo de transferência orbital é em muitos modos similar à mudança de plano sinérgica que, segundo Walberg (1985), é a realização da transferência orbital por meio de uma combinação de forças aerodinâmicas e propulsivas. No primeiro caso, entretanto, o veículo está inicialmente em uma órbita terrestre alta (HEO) e deve sofrer uma considerável redução de velocidade em sua transferência para a órbita baixa. Essa redução de velocidade é mais eficientemente alcançada por meio de uma combinação de arrasto aerodinâmico e propulsão do que somente propulsão (WALBERG, 1985).

Existem diversas missões que se tornam interessantes com o uso de veículos aeroassistidos, por exemplo: reconfigurar sistemas orbitais que não possuem capacidade de manobra orbital (como exemplo a substituição de um satélite avariado por um sobressalente), retirar de órbita ou transferir para uma nova órbita um detrito espacial, operar sistemas de transportes espaciais, utilizar o arrasto atmosférico como redutor de velocidade para propiciar a captura do

veículo por um planeta (*aerobraking*), auxiliar a estação espacial com a transferência de carga entre as órbitas geoestacionária e LEO, entre outros.

O principal objetivo da técnica proposta, manobras aeroassistidas, é a economia de combustível com relação às manobras controladas por propulsores. Essa técnica permite a redução da energia orbital total do veículo utilizando-se de passagens no meio atmosférico terrestre. Segundo Walberg (1985), muitos trabalhos sobre transferência orbital aeroassistida foram realizados nas últimas décadas e mostrou-se que uma significativa redução de combustível pode ser alcançada usando manobras aeroassistidas ao invés da transferência de Hohmann totalmente propulsiva. Conseqüentemente, essa redução de combustível permite um aumento da capacidade de carga útil do veículo. A economia de combustível obtida a partir do uso da manobra de *aerobraking*, na missão espacial da sonda americana *Mars Odyssey*, reduziu a massa do veículo espacial em mais de 200 kg (TARTABINI et al., 2005). E missões futuras a Marte, até mesmo as missões tripuladas que estão sendo planejadas, devem utilizar essa técnica para se aproveitar dos benefícios gerados.

Um exemplo interessante da aplicação de uma manobra aeroassistida no contexto nacional foi o projeto do micro-satélite científico Franco-Brasileiro (FBM – *French Brazilian Microsatellite*), que seria lançado como carona em um foguete Ariane 5 e depois realizaria manobras de *aerobraking* para transferir o satélite para a órbita de serviço (FURLAN, 1998). Assim, é importante que existam estudos a respeito da viabilidade, da eficiência e de como os efeitos aerodinâmicos influenciam o sistema de controle do veículo espacial. Os exemplos de aplicação escolhidos visam destacar as vantagens e dificuldades que podem ser apresentadas durante uma manobra aeroassistida. Por isso propõe-se a estudar, modelar, entender e divulgar o comportamento e desempenho de um veículo espacial dotado das características e condições previamente citadas em uma manobra aeroassistida.

### **1.3. Organização do trabalho**

O primeiro Capítulo é constituído por essa introdução. O Capítulo 2 apresenta os principais conceitos teóricos envolvidos na área de estudo, também é apresentada uma revisão dos principais trabalhos encontrados na literatura pertinentes ao tema escolhido. O Capítulo 3 mostra o processo da formulação matemática do problema em questão, as considerações adotadas e o desenvolvimento do Simulador de Manobras Aeroassistidas. O Capítulo 4 inclui os resultados das simulações das manobras realizadas. Diversos casos foram considerados, e ao final do capítulo uma análise comparativa entre manobras propulsivas e aeroassistidas é efetuada. Por fim, o Capítulo 5 descreve as conclusões e as perspectivas de trabalhos futuros.





## **2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA E REVISÃO DA LITERATURA**

A seguir será abordado o conceito teórico básico para fundamentar a pesquisa. Assim como ao final do capítulo é apresentada uma descrição de trabalhos encontrados na literatura que apresentam concordância com o assunto em questão.

### **2.1. Mecânica Orbital**

A mecânica celeste é um conjunto de teorias que contém os resultados das leis de gravitação universal sobre o equilíbrio e o movimento dos corpos sólidos e fluídos que compõem o universo. Em conjunto com essa ciência está a teoria de mecânica orbital, que é o estudo do movimento de satélites artificiais sob a influência de forças gravitacionais, de arrasto atmosférico, lunissolar, propulsivas, entre outras. A mecânica orbital tem sido amplamente aplicada na engenharia espacial em função da precisão da maioria dos instrumentos utilizados, que dispensam o uso da teoria da relatividade de forma a simplificar a matemática utilizada bem como possibilitar o uso das hipóteses newtonianas. O presente tópico apresenta uma introdução à teoria de mecânica orbital e suas implicações no movimento de satélites artificiais terrestres.

#### **2.1.1. Problema dos dois corpos**

O problema dos dois corpos foi apresentado e resolvido por Newton, cuja questão se consistia em: dadas as posições e velocidades de duas partículas, de massas conhecidas, em um dado instante  $t$ , movendo-se sob suas forças de gravidade mútua, de massas também conhecidas, calcular suas posições e velocidades em outro instante qualquer (CHOBOTOV, 2002). A órbita da Lua em torno da Terra, por exemplo, é um problema de dois corpos, como também a de um planeta em torno do Sol. Em ambos os casos, a força gravitacional do outro corpo, causa uma perturbação no sistema.

Como descrito em Kuga et al. (2008), considerando um sistema de referência inercial  $Oxyz$ , com a Terra sendo o ponto  $P_1$  de massa  $m_1$  e raio vetor  $\mathbf{r}_1$  e com o satélite sendo  $P_2$  de massa  $m_2$  e raio vetor  $\mathbf{r}_2$  conforme mostra a Figura 2.1, a equação diferencial do movimento de um corpo em relação ao outro é dada por:

$$\ddot{\mathbf{r}} = -G(m_1 + m_2) \frac{\mathbf{r}}{r^3} \quad (2.1)$$

onde  $G$  é a constante de gravitação universal.

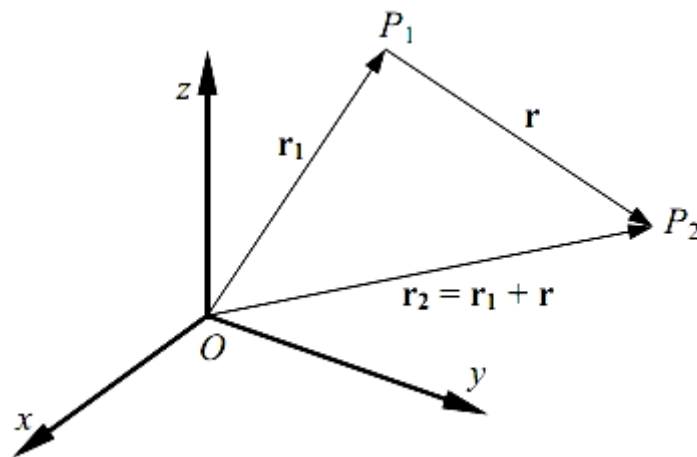


Figura 2.1 – Sistema de coordenadas no problema dos dois corpos.  
Fonte: Kuga et al (2008).

O movimento de satélites ao redor da Terra pode ser interpretado como uma trajetória sob a ação de um campo central, onde o ponto fixo é o centro da Terra. Para a solução do problema dos dois corpos é necessário conhecer as duas integrais primeiras: integral das áreas e integral da energia. A integral das áreas está baseada no fato de que a trajetória de partículas sob a influência de um campo central gera um movimento plano, ou seja:

$$\mathbf{r} \times \dot{\mathbf{r}} = \frac{\mathbf{H}_m}{m} = \text{cte} \quad (2.2)$$

onde  $\mathbf{H}_m$  é o vetor momento angular. E a integral da energia pode ser deduzida a partir da seguinte equação:

$$\ddot{\mathbf{r}} \cdot \dot{\mathbf{r}} = -\mu \frac{\mathbf{r}}{r^3} \cdot \dot{\mathbf{r}} \quad (2.3)$$

onde  $\mu$  representa a constante geo-gravitacional que equivale a  $3,986 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$ . Após algumas transformações, chega-se a equação final:

$$\frac{v^2}{2} - \frac{\mu}{r} = E \quad (2.4)$$

onde  $E$  é a energia da órbita e  $v$  é a magnitude da velocidade.

A velocidade orbital pode ser calculada por meio da equação da “vis-viva”. Para órbitas elípticas, a velocidade é dada pela seguinte equação:

$$v^2 = \mu \left( \frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right) \quad (2.5)$$

A notação dos parâmetros orbitais utilizadas neste capítulo e nos posteriores é definida a seguir:  $a$  é o semi-eixo maior,  $b$  é o semi-eixo menor,  $e$  é a excentricidade,  $f$  é a anomalia verdadeira,  $u$  é a anomalia excêntrica,  $r_a$  é o raio do apogeu,  $r_p$  é o raio do perigeu,  $p$  é o semi-latus rectum e  $\gamma_f$  é o ângulo *flight-path*. A definição matemática desses parâmetros pode ser encontrada em Kuga et al. (2008).

A anomalia excêntrica traça um círculo, com raio igual ao semi-eixo maior, que circunscribe a órbita elíptica. A relação geométrica entre a anomalia excêntrica e a anomalia verdadeira pode ser observada na Figura 2.2; a relação matemática pode ser encontrada em Brown (1992).

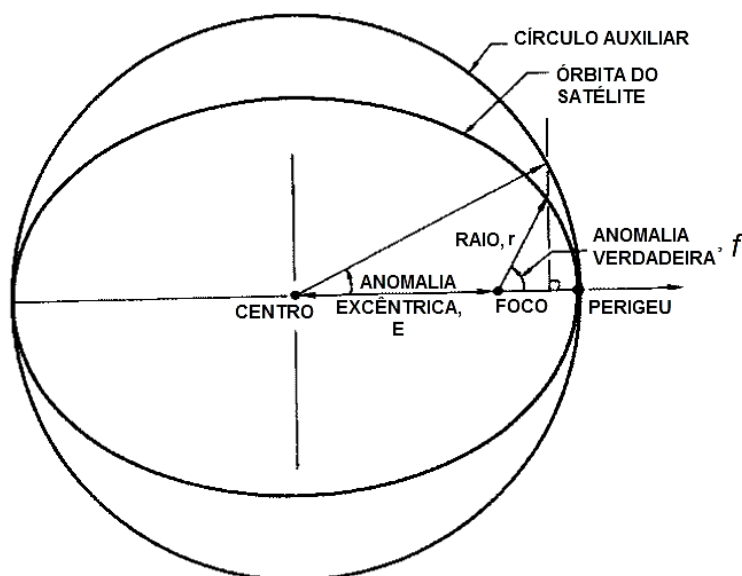


Figura 2.2 – Anomalia excêntrica e anomalia verdadeira.  
Fonte: Adaptada de Chobotov (1992).

De acordo com Chobotov (2002), para se obter a posição de um satélite em um tempo específico  $t$ , utiliza-se a seguinte equação:

$$M = n(t - \tau) \quad (2.6)$$

onde  $\tau$  é o tempo que ocorre a passagem pelo perigeu,  $n = \sqrt{\mu/a^3}$  é o movimento médio que o satélite teria se estivesse viajando pelo círculo circunscrito mostrado na Figura 2.2 e  $M$  é um ângulo denominado de anomalia média. Uma variação dessa equação é conhecida como equação de Kepler:

$$M = u - e \operatorname{sen} u \quad (2.7)$$

A equação de Kepler é uma equação transcendental que pode ser resolvida por métodos numéricos. O mais comum é o método de Newton-Raphson. As relações geométricas do movimento elíptico são apresentadas na Figura 2.3.

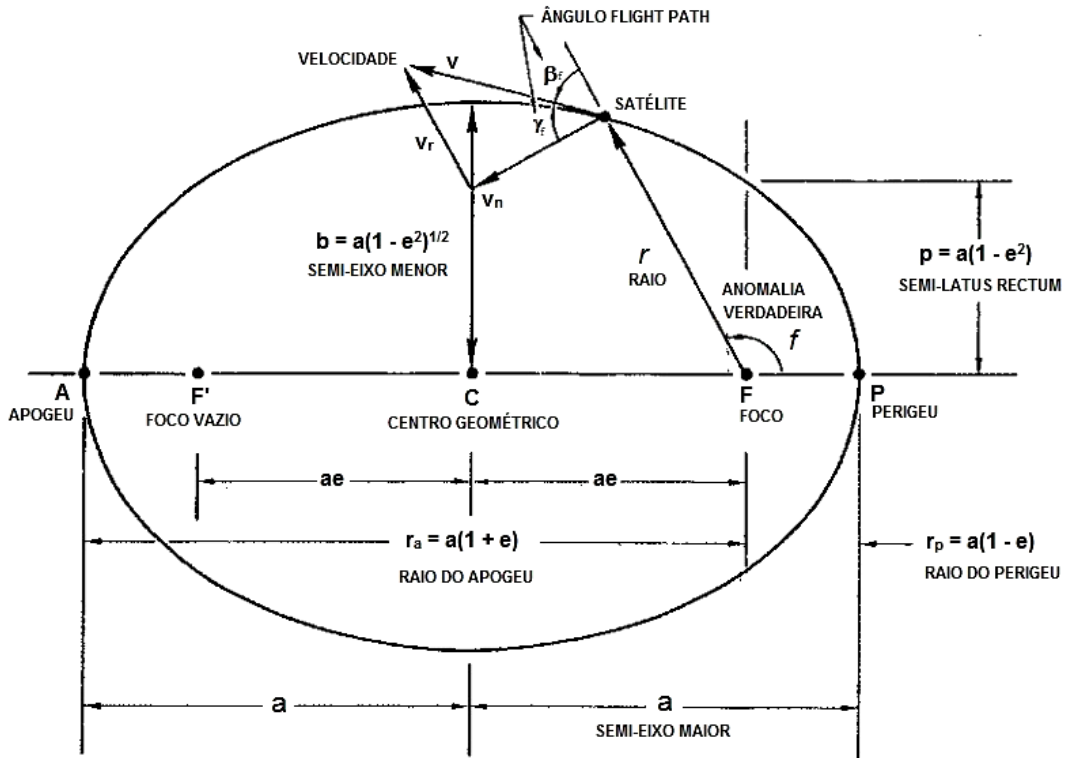


Figura 2.3 – Geometria elíptica.  
Fonte: Adaptada de Chobotov (2002).

### 2.1.2. Coordenadas cartesianas de posição e velocidade

A partir da Figura 2.4 pode se calcular as coordenadas cartesianas de posição referidas ao sistema  $Oxy$ , com a origem  $O$  no foco da elipse ( $S$ ), o eixo  $Ox$  apontando para o perigeu, e o eixo  $Oy$  a  $90^\circ$  de  $Ox$  no sentido anti-horário.

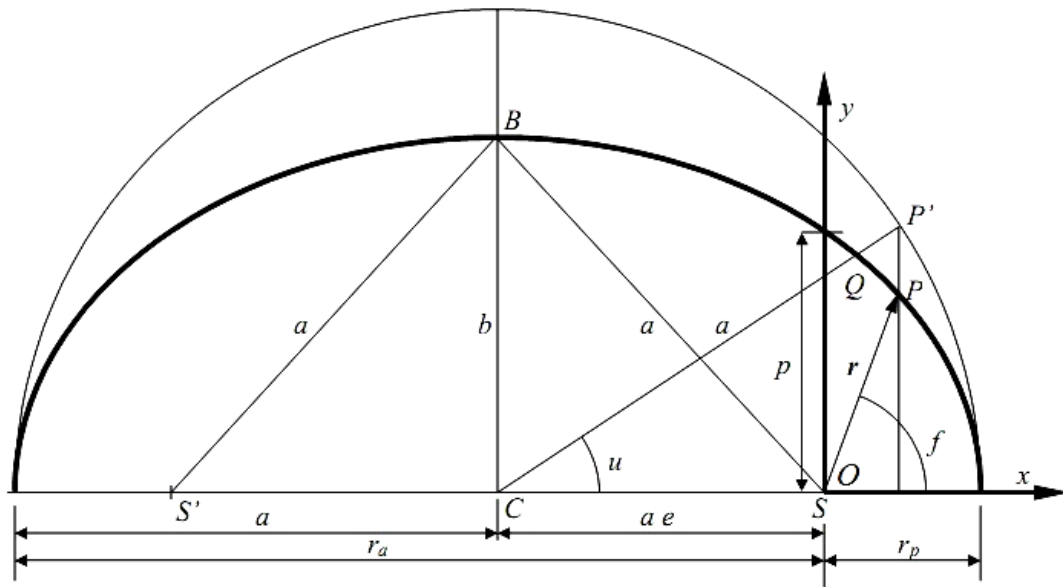


Figura 2.4 – Movimento orbital no plano.  
Fonte: Kuga et al. (2008).

Segundo Kuga et al. (2008), as coordenadas de posição são dadas por:

$$x = r \cos f = a(\cos u - e) \quad (2.8)$$

$$y = r \sin f = a \sin u (1 - e^2)^{1/2} \quad (2.9)$$

$$r = a(1 - e \cos u) \quad (2.10)$$

Para se obter as coordenadas de velocidade, basta derivar as coordenadas de posição em relação ao tempo, obtendo assim:

$$\dot{x} = -\frac{na^2}{r} \sin u \quad (2.11)$$

$$\dot{y} = \frac{na^2}{r} \cos u (1 - e^2)^{1/2} \quad (2.12)$$

$$\dot{u} = \frac{na}{r} \quad (2.13)$$

### 2.1.3. Posicionamento de satélites – Problema direto

O tópico anterior discutiu o movimento no plano da órbita, passa-se agora a analisar o movimento do satélite no espaço tridimensional em relação à Terra. Assim, seja o sistema  $OXYZ$  centrado no centro da Terra e cujo plano fundamental  $OXY$  é o plano do Equador. O eixo  $OX$  aponta para o chamado ponto vernal  $\gamma$ , e o sistema  $OXYZ$  é, portanto, considerado inercial, como definido em Kuga et al. (2008). Além dos parâmetros orbitais definidos no plano, também há os parâmetros que definem o posicionamento no espaço, cuja notação é definida como:  $\Omega$  é o nodo ascendente, ponto onde a órbita cruza o plano do Equador a partir do hemisfério sul para o norte;  $\Pi$  é o perigeu, ponto da elipse mais próximo do foco (centro da Terra);  $i$  é a inclinação da órbita em relação à linha do Equador ( $0^\circ \leq i \leq 180^\circ$ );  $\Omega$  é a ascensão reta do nodo ascendente, ângulo entre a origem do eixo  $OX$  e  $O\Omega$  ( $0^\circ \leq \Omega \leq 360^\circ$ ) e  $\omega$  é o argumento do perigeu, ângulo entre  $OX$  e  $O\Pi$  ( $0^\circ \leq \omega \leq 360^\circ$ ).

Os elementos  $a$ ,  $e$ ,  $i$ ,  $\Omega$ ,  $\omega$  e  $M$  definem a órbita no espaço, e são conhecidos como elementos keplerianos ou orbitais, cuja definição pode ser visualizada na Figura 2.5.

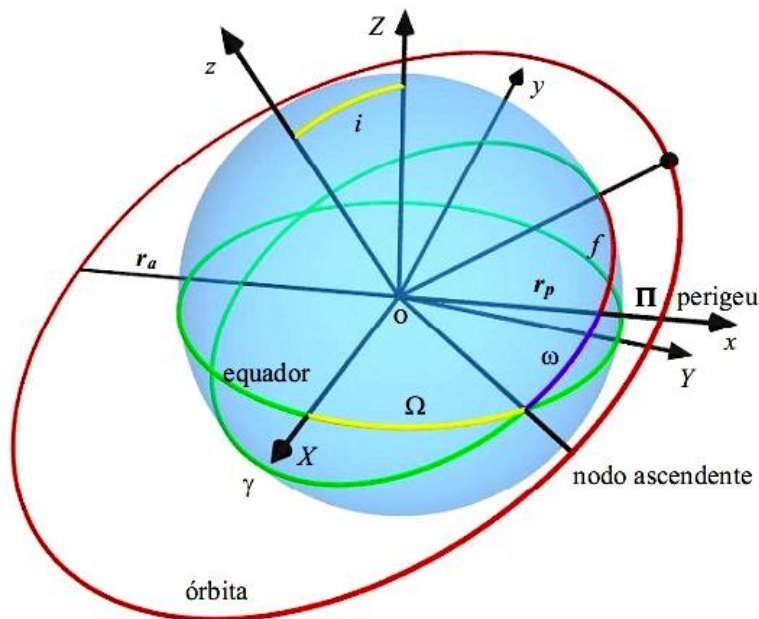


Figura 2.5 – Geometria para definição dos elementos orbitais.  
Fonte: Adaptada de Kuga et al. (2008).

Dessa forma, dados os ângulos de Euler da órbita ( $i$ ,  $\Omega$  e  $\omega$ ), existe uma matriz de rotação  $\mathbf{R}$ , função desses ângulos, que produz uma transformação, a partir dos elementos keplerianos para as coordenadas cartesianas no espaço  $X$ ,  $Y$ ,  $Z$ ,  $\dot{X}$ ,  $\dot{Y}$  e  $\dot{Z}$ . Kuga et al. (2008) descreve que para realizar essa transformação, o seguinte procedimento pode ser seguido:

1. Resolver a equação de Kepler ( $M = u - e \sin u$ ) para se obter  $u$ ;
2. Calcular o movimento médio  $n$ ;
3. Calcular as coordenadas  $(x, y, \dot{x}$  e  $\dot{y})$  do plano orbital.
4. Calcular a matriz de rotação  $\mathbf{R}(i, \Omega, \omega)$ ;
5. Calcular os vetores de estado,  $\mathbf{X}$  e  $\dot{\mathbf{X}}$  por meio de:

$$\mathbf{X}^T = \mathbf{R}(i, \Omega, \omega) \mathbf{x}^T \quad (2.14)$$



$$\dot{X}^T = \mathbf{R}(i, \Omega, \omega) \dot{x}^T \quad (2.15)$$

#### 2.1.4. Posicionamento de satélites – Problema inverso

Neste tópico será descrito o problema inverso do posicionamento de satélites, isto é, dadas as coordenadas cartesianas no espaço (ou vetor de estado), calcular os elementos keplerianos da órbita. Abaixo serão demonstradas as principais equações para se obter os elementos keplerianos, para maiores detalhes consultar Kuga et al. (2008).

##### a. Semi-eixo maior ( $a$ )

$$\frac{1}{a} = \frac{2}{r} - \frac{v^2}{\mu} \quad (2.16)$$

##### b. Excentricidade ( $e$ )

$$e = \left[ \left( \frac{r\dot{r}}{na^2} \right)^2 + \left( 1 - \frac{r}{a} \right)^2 \right]^{1/2} \quad (2.17)$$

##### c. Anomalia excêntrica ( $u$ )

$$\tan u = \frac{(r\dot{r})/(na^2)}{1 - r/a} \quad (2.18)$$

##### d. Anomalia média ( $M$ )

$$M = u - e \sin u \quad (2.19)$$

##### e. Inclinação ( $i$ )

$$\cos i = \frac{H_z}{H} \quad (2.20)$$

onde  $H$  representa o módulo do vetor momento angular específico, que é perpendicular ao plano da órbita, e  $H_z$  é sua componente na direção do eixo  $Z$ . A Figura 2.6 mostra a representação gráfica desses parâmetros.

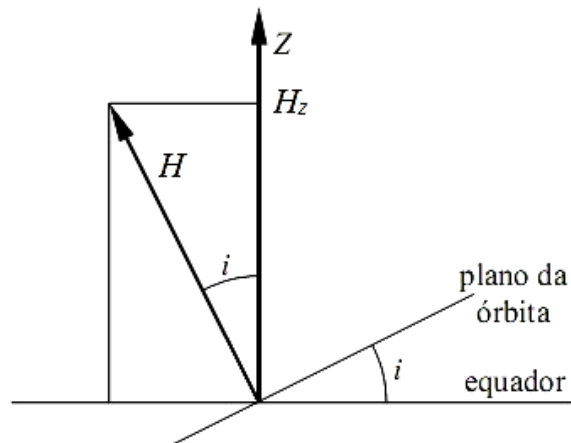


Figura 2.6 – Vetor momento angular.  
Fonte: Adaptada de Kuga et al. (2008).

f. **Ascensão reta do nodo ascendente ( $\Omega$ )**

$$\tan \Omega = \frac{\Omega_y}{\Omega_x} = \frac{H_x}{-H_y} \quad (2.21)$$

onde  $\Omega_x$  e  $\Omega_y$  são as componentes do vetor  $\Omega$  nas direções de  $X$  e  $Y$ , conforme mostra a Figura 2.7.

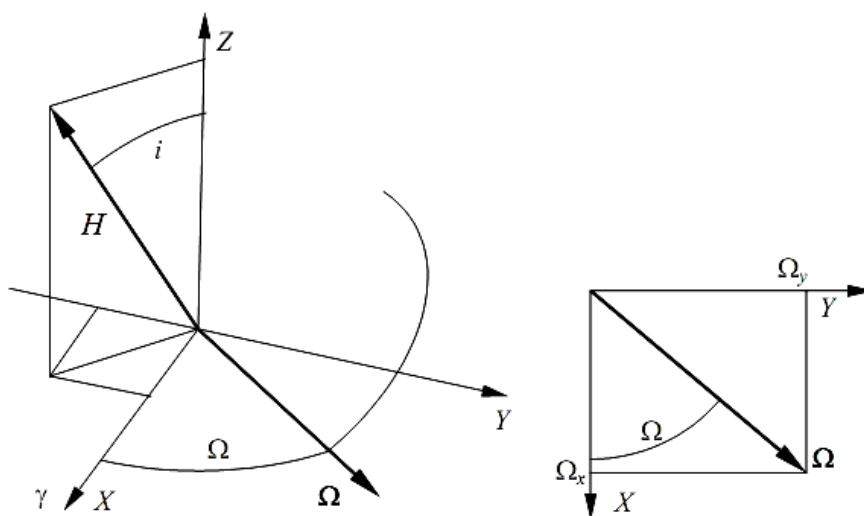


Figura 2.7 – Representação do vetor nodo ascendente.  
 Fonte: Adaptada de Kuga et al. (2008).

**g. Anomalia verdadeira ( $f$ )**

$$\tan f = \frac{\text{sen } u (1 - e^2)^{1/2}}{\text{cos } u - e} \quad (2.22)$$

**h. Argumento do perigeu ( $\omega$ )**

O cálculo do ângulo  $\omega$  requer a definição de um ângulo auxiliar chamado de longitude verdadeira ( $\nu$ ), que pode ser obtido por meio de:

$$\tan \nu = \frac{-\text{cos } i \text{sen } \Omega X + \text{cos } i \text{cos } \Omega Y + \text{sen } i Z}{\text{cos } \Omega X + \text{sen } \Omega Y} \quad (2.23)$$

Assim, o argumento do perigeu é calculado por:

$$\omega = \nu - f \quad (2.24)$$

## 2.2. Perturbações de órbita

A órbita dos satélites artificiais terrestres deve ser conhecida com grande precisão, para que, a cada instante, a posição do satélite possa ser prevista e assim evitar perdas de comunicação. Portanto, o conhecimento do comportamento da órbita é de vital importância para o sucesso da missão. Se não houver nenhum tipo de perturbação agindo na órbita do satélite seu movimento será previsível e expresso por uma órbita kepleriana, conforme explicado nos tópicos anteriores. Chobotov (2002) define perturbação de órbita como um pequeno desvio no movimento orbital dos dois corpos.

Silva (2001) classifica as perturbações de acordo com seu efeito nos elementos orbitais, como:

- a. **Perturbações seculares:** são aquelas que variam monotonicamente no tempo;
- b. **Perturbações de curto período:** são aquelas cujo período de variação é igual ou menor do que o período orbital;
- c. **Perturbações de longo período:** são aquelas que possuem um período de variação maior do que o período orbital.

As principais forças perturbadoras que afetam a órbita de um satélite são: a não esfericidade da distribuição de massa da Terra; o arrasto ou fricção produzido pela atmosfera terrestre com o satélite; a atração gravitacional de um terceiro corpo (por exemplo, o Sol ou a Lua) e a pressão de radiação solar. Nos tópicos a seguir serão discutidas as perturbações adotadas neste trabalho.

### 2.2.1. Perturbação gravitacional da não esfericidade terrestre

Na análise do movimento dos dois corpos, foi assumido que a massa do corpo central é esfericamente simétrica e está concentrada no centro geométrico. Na realidade, a Terra é praticamente um esferóide com os pólos achatados. O raio equatorial terrestre é aproximadamente 6.378,14 km, enquanto que o raio polar equivale a 6.356,77 km, uma diferença de aproximadamente 22 km. Esse achatamento dos pólos, causado pela rotação do planeta, causa dois tipos de perturbações orbitais: regressão dos nodos e rotação do argumento do perigeu (BROWN, 1992).

Chobotov (2002) descreve as equações para o cálculo das taxas de regressão dos nodos e rotação do argumento do perigeu como segue:

$$\dot{\Omega} = -\frac{3}{2} \frac{J_2 R_t^2}{p^2} \bar{n} \cos i \quad (2.25)$$

$$\dot{\omega} = \frac{3}{2} \frac{J_2 R_t^2}{p^2} \bar{n} \left( 2 - \frac{5}{2} \sin^2 i \right) \quad (2.26)$$

$$\bar{n} = \sqrt{\frac{\mu}{a_0^3}} \left[ 1 + \frac{3}{2} \frac{J_2 R_t^2}{p^2} \left( 1 - \frac{3}{2} \sin^2 i \right) (1 - e^2)^{1/2} \right] \quad (2.27)$$

onde  $\dot{\Omega}$  é a taxa de regressão dos nodos;  $\dot{\omega}$  é a taxa de rotação do argumento do perigeu;  $\bar{n}$  é o movimento orbital médio com correção de  $J_2$  que é um coeficiente zonal (constante peculiar a cada corpo celeste);  $R_t$  é o raio equatorial terrestre;  $i$  é a inclinação orbital;  $\mu$  é a constante gravitacional;  $a_0$  é o semi-eixo maior no instante calculado;  $e$  é a excentricidade e  $p$  é o *semi-latus rectum*.

Essas equações são deduzidas por expressar a força gravitacional como um polinômio; por assumir que as variações longitudinais na força podem ser ignoradas; e por considerar que o coeficiente  $J_2$  domina todos os termos. O coeficiente zonal  $J_2$  é adimensional e responsável pela variação secular da ascensão reta do nodo ascendente e argumento do perigeu.

### 2.2.2. Perturbação devido ao arrasto atmosférico

Um satélite que se move na atmosfera é influenciado por uma fricção ou atrito, também conhecido como força de arrasto, que atua no sentido contrário ao movimento do satélite. Quando a altitude do perigeu é menor do que 1000 quilômetros, o efeito do arrasto atmosférico torna-se de vital importância (CHOBOTOV, 2002). No caso de uma órbita elíptica, o satélite é afetado pelo arrasto em uma pequena faixa da órbita, perto do perigeu, como mostrado na Figura 2.8.

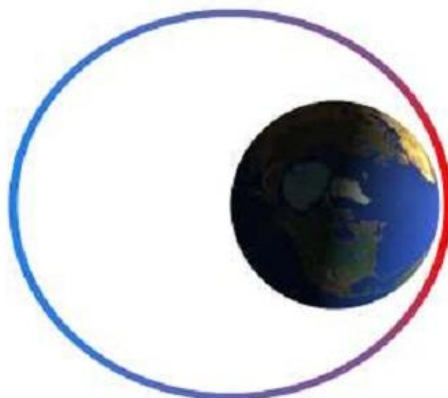


Figura 2.8 – Força de arrasto em uma órbita excêntrica.  
Fonte: Kuga et al. (2000).

O arrasto é uma força não conservativa e tende a diminuir a energia orbital do satélite. O satélite sendo retardado pelo arrasto perto do perigeu não possui energia para atingir a mesma altitude no apogeu subsequente. Enquanto que a altitude do apogeu diminui, a altitude do perigeu mantém-se quase constante, e

a órbita elíptica contrai-se para uma órbita circular (KUGA et. al., 2000). Uma predição precisa do movimento do satélite sob a influência do arrasto exige um bom modelo de densidade da atmosfera superior. Esse assunto e outros detalhes a respeito do arrasto atmosférico serão tratados com maiores detalhes no decorrer desta dissertação.

### **2.3. Manobras Orbitais**

Sir Isaac Newton, em 1686, introduziu o conceito de satélites artificiais em órbitas ao redor da Terra. Porém, o primeiro lançamento, com sucesso, de um satélite artificial, o Sputnik I, foi realizado pela União Soviética apenas em 4 de outubro de 1957. Com o passar do tempo, várias técnicas foram desenvolvidas para o lançamento de satélites artificiais em altitudes baixas ou altas, para manobras de uma órbita para outra ou para a manutenção em uma órbita específica (KUGA et al, 2001).

Encontram-se problemas de transferências orbitais em diversas aplicações, porém, conforme definido por Silva (2001), é possível destacar duas categorias principais, quanto ao tipo de manobra envolvida:

- a. **Transferências de órbita:** são manobras de grande amplitude, destinadas a alterar, de forma significativa, a órbita do veículo espacial. Como exemplo, pode-se citar a transferência de um satélite em órbita baixa terrestre para uma órbita mais alta (como a geoestacionária); transferências à Lua ou outros planetas, entre outros.
- b. **Correções de órbita:** são manobras de pequena amplitude, com o intuito de manter o veículo espacial em determinada órbita, ao invés de alterá-la. Esse tipo de manobra é necessário para compensar os efeitos perturbadores que tendem a alterar a órbita nominal do veículo

espacial. São exemplos: manutenção de uma estação espacial, manutenção de satélites geossíncronos e heliossíncronos, entre outros.

Para realizar uma transferência orbital, os veículos espaciais devem ser submetidos à empuxos, e estes podem ser efetuados por meio das forças naturais do ambiente ou provocado por propulsores. Segundo Prado (2001), podem-se citar duas categorias de propulsão:

- a. **Empuxo contínuo** (Hipótese Não-Impulsiva): o propulsor do veículo é capaz de aplicar um empuxo finito por um intervalo de tempo diferente de zero. Seu efeito é medido por meio de integrações numéricas das equações do movimento, utilizando-se ou não de linearizações válidas por um curto período de tempo;
- b. **Empuxo infinito** (Hipótese Impulsiva): nesta abordagem o propulsor do veículo é suposto capaz de aplicar um empuxo instantâneo e de magnitude infinita. O efeito desse empuxo é medido por meio de uma variação instantânea na velocidade ( $\Delta V$ ) do veículo espacial. Esse tem sido o modelo mais utilizado, devido sua simplicidade e precisão.

De forma geral, as manobras orbitais de um veículo espacial são caracterizadas por meio da alteração de seu estado inicial, definido pela sua posição, velocidade e massa ( $\mathbf{R}_0, \mathbf{V}_0, m_0$ ) em certo instante inicial  $t_0$  para um instante final  $t_f$ , definido pelas respectivas variáveis de estado ( $\mathbf{R}_f, \mathbf{V}_f, m_f$ ) em um instante  $t_f > t_0$  (MAREC, 1979). Os tópicos a seguir irão fornecer uma breve descrição dos principais tipos de transferências orbitais utilizados na literatura.



### 2.3.1. Transferência Singular Impulsiva

Manobras orbitais são caracterizadas por uma alteração na velocidade orbital. Quando um incremento de velocidade  $\Delta V$  é adicionado ao vetor velocidade  $v_1$  de um satélite, surge um novo vetor velocidade  $v_2$ . Se esse  $\Delta V$  é adicionado instantaneamente, a manobra é conhecida como **manobra impulsiva**. A Figura 2.9 ilustra uma manobra impulsiva ou transferência entre órbitas coplanares. A transferência poderia ter sido feita no ponto  $O$  ao invés do ponto  $P$ . A seleção dos pontos de transferência é feita baseada no incremento de velocidade, ou seja, quanto menor o  $\Delta V$  menor será o consumo de combustível (CHOBOTOV, 2002).

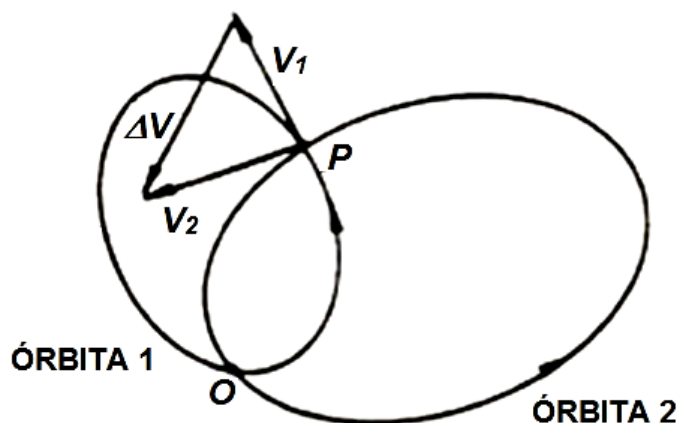


Figura 2.9 – Transferência de órbita 1 para 2.  
Fonte: Adaptada de Chobotov (2002).

Uma manobra de alteração de plano orbital é realizada pela aplicação de um impulso, em uma direção fora do plano, na intersecção das órbitas inicial e final, como mostra a Figura 2.10. Esse tipo de manobra rotaciona o plano orbital mantendo fixos sua forma e tamanho (semi-eixo maior e excentricidade), mas apenas quando o impulso é calculado para tal caso (CHOBOTOV, 2002).

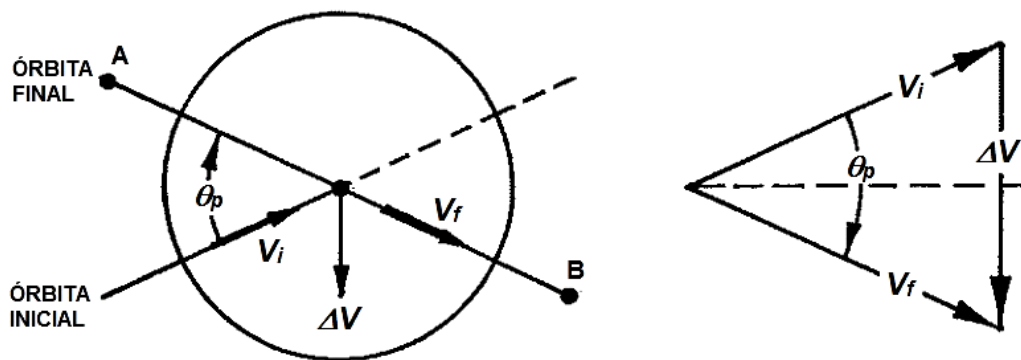


Figura 2.10 – Manobra de alteração de plano.  
 Fonte: Adaptada de Brown (1992).

Como proposto em Brown (1992), a partir da lei dos cossenos, pode-se deduzir a equação do incremento de velocidade ( $\Delta V$ ) necessário para produzir uma alteração no plano orbital:

$$\Delta V = 2V_i \operatorname{sen}\left(\frac{\theta_p}{2}\right) \quad (2.28)$$

onde  $V_i$  é a velocidade do veículo espacial na órbita inicial, no instante da interseção entre as órbitas e  $\theta_p$  é o ângulo de alteração do plano. A alteração no plano orbital pode resultar em uma modificação na inclinação, na longitude da ascensão do nodo, ou em ambos, como mostra a Figura 2.11.

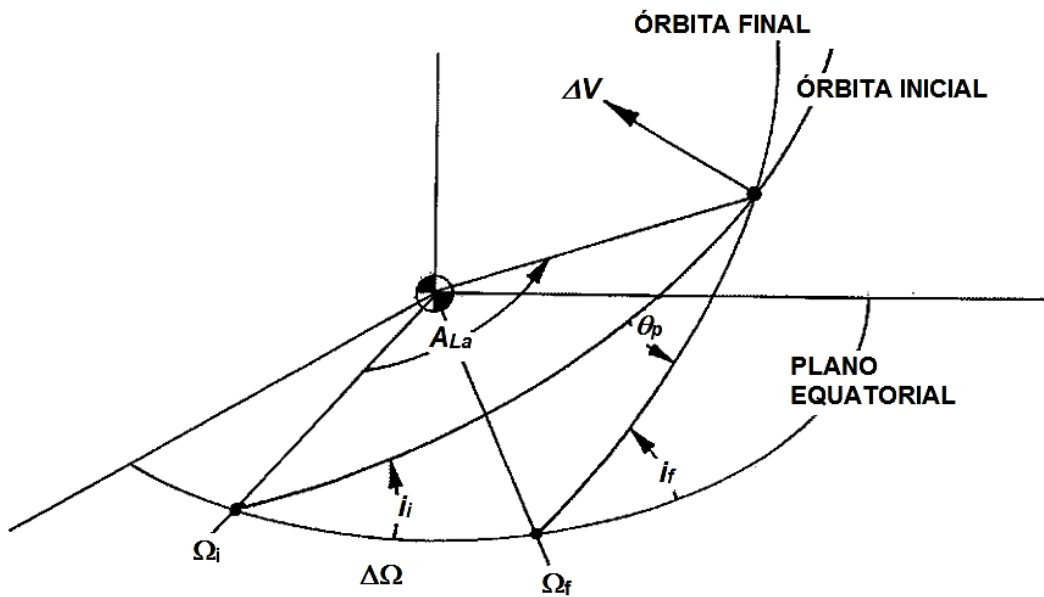


Figura 2.11 – Representação geral da alteração de plano.  
 Fonte: Adaptada de Brown (1992).

Um triângulo esférico com um lado e dois ângulos conhecidos é formado por  $\Delta\Omega$ ,  $i_i$  e  $180 - i_f$ . Para projetar uma alteração no plano orbital com o efeito desejado nesses parâmetros, pode-se calcular o ângulo necessário por meio da lei dos cossenos da trigonometria esférica (BROWN, 1992):

$$\cos \theta_p = \cos i_i \cos i_f + \text{sen } i_i \text{ sen } i_f \cos(\Delta\Omega) \quad (2.29)$$

O argumento de latitude na órbita inicial, em que a manobra deve ser realizada, é dado pela lei dos senos da trigonometria esférica:

$$\text{sen } A_{La} = \frac{\text{sen } i_f \text{ sen}(\Delta\Omega)}{\text{sen } \theta_p} \quad (2.30)$$

e

$$A_{La} = \omega_i + f_i \quad (2.31)$$

onde  $A_{La}$  é o argumento da latitude que é o ângulo a partir do plano de referência da posição do veículo espacial, mensurado na direção do movimento;  $\omega_i$  é o argumento do perigeu da órbita inicial;  $f_i$  é a anomalia verdadeira da órbita inicial e  $\Delta\Omega$  é a modificação na longitude do nodo ascendente causada pela alteração do plano orbital.

### 2.3.2. Transferência bi-impulsiva de órbitas coplanares

A transferência entre órbitas coplanares e circulares foi o primeiro, e por muitos anos o único problema de transferência orbital estudado. Em 1925, o engenheiro alemão Walter Hohmann obteve a solução ótima do problema de transferência de um veículo espacial entre duas órbitas circulares e coplanares em um campo gravitacional newtoniano. A transferência com o mínimo gasto de energia ocorre por meio de uma órbita elíptica de transferência tangente no apogeu das órbitas inicial e final. A **transferência de Hohmann** consiste na aplicação de um impulso  $\Delta V_I$  na direção do movimento, colocando assim o veículo espacial em uma órbita de transferência elíptica com perigeu  $r_I$  e apogeu  $r_f$ . No momento em que o veículo completa meia revolução, na órbita elíptica, e atinge o apogeu, aplica-se outro impulso  $\Delta V_f$  também na direção do movimento que faz com que ele entre em uma órbita circular de raio  $r_f$  (ROCCO, 1997). Na Figura 2.12 é possível visualizar a geometria da transferência de Hohmann.

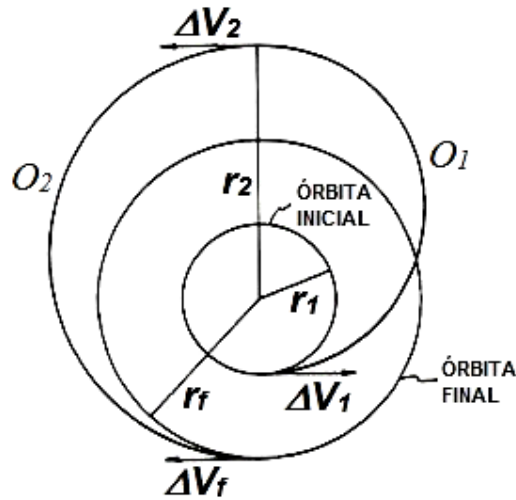


Figura 2.12 – Geometria da transferência de Hohmann.  
Fonte: Adaptada de Chobotov (2002).

Os impulsos  $\Delta V_1$  e  $\Delta V_f$ , e o tempo de transferência  $\Delta t$ , conforme descrito em Rocco (1997), são dados pela seguinte equações:

$$\Delta V_1 = \left[ \frac{2(r_f/r_1)}{(r_f/r_1) + 1} \right]^{1/2} - 1 \left| v_1 \right| \quad (2.32)$$

$$\Delta V_f = \left( \frac{r_f}{r_1} \right)^{-1/2} \left| 1 - \left[ \frac{2}{(r_f/r_1) + 1} \right]^{1/2} \right| v_1 \quad (2.33)$$

$$\Delta t = \frac{1}{2} \left[ \frac{1 + (r_f/r_1)}{2} \right]^{3/2} T_1 \quad (2.34)$$

onde  $v_1$  é a velocidade do veículo na órbita inicial e  $T_1$  é o período da órbita inicial.

A transferência do tipo Hohmann também pode ser aplicada ao caso da transferência entre duas órbitas elípticas co-axiais com empuxo infinito aplicado no apogeu, como apresentado por Marchal (1965).

### 2.3.3. Transferência tri-impulsiva de órbitas coplanares

Hoelker e Silber (1961), citados por Chobotov (2002), e Shternfeld (1959), mostraram que a solução de Hohmann é ótima apenas quando a razão entre os raios das órbitas final e inicial é menor do que 11,94. Quando esta razão se torna igual ou maior do que esse valor, a transferência tri-impulsiva se torna mais viável economicamente.

A transferência tri-impulsiva é uma **transferência Bi-elíptica** entre órbitas circulares e coplanares (CHOBOTOV, 2002). Como explicado no trabalho de Rocco (1997), essa transferência consiste em aplicar inicialmente um impulso  $\Delta V_1$  na direção do movimento do veículo espacial fazendo com que ele entre em uma órbita elíptica  $O_1$  com perigeu  $r_1$  e apogeu  $r_2$ , de forma que  $r_2 > r_1$ , pois caso contrário a transferência de Hohmann se torna mais eficiente. Quando o veículo atinge o apogeu em  $r_2$ , aplica-se um segundo impulso  $\Delta V_2$ , também na direção do movimento, que faz com que o veículo entre em uma órbita elíptica  $O_2$  com apogeu em  $r_2$  e perigeu em  $r_f$ . Quando o veículo atinge o perigeu da órbita  $O_2$ , aplica-se um terceiro impulso  $\Delta V_f$ , porém, em sentido contrário ao do movimento do veículo espacial e com magnitude tal de forma a fazer o veículo entrar em uma órbita circular de raio  $r_f$ . Na Figura 2.13 é possível visualizar a geometria da transferência tri-impulsiva (Bi-elíptica).

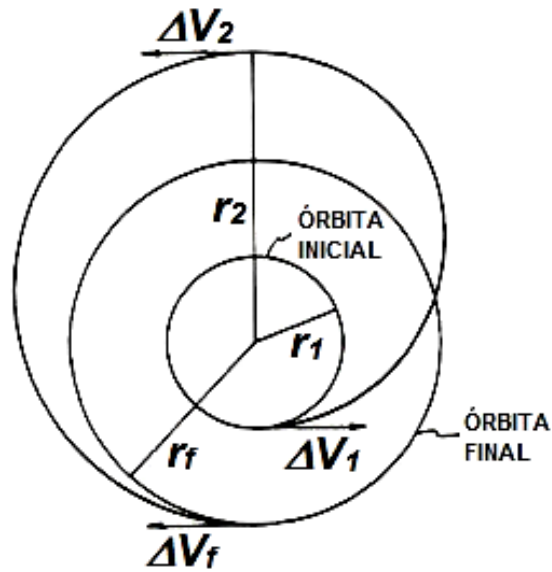


Figura 2.13 – Geometria da transferência tri-impulsiva (Bi-elíptica).  
 Fonte: Adaptada de Chobotov (2002).

Conforme descrito em Rocco (1997), fundamentado nas equações de Hoelker e Silber (1961), os impulsos  $\Delta V_1$ ,  $\Delta V_2$  e  $\Delta V_f$ , e o tempo  $\Delta t$  gasto na transferência são dados por:

$$\Delta V_1 = \varepsilon_1 \left( \sqrt{\frac{2r}{1+r_2}} - 1 \right) \quad (2.35)$$

$$\Delta V_2 = \sqrt{\frac{2r}{r_2(r_f+r_2)}} - \sqrt{\frac{2}{r_2(1+r_2)}} \quad (2.36)$$

$$\Delta V_f = \varepsilon_f \left( \sqrt{\frac{2r}{r_f(r_f+r_1)}} - r_f^{-1/2} \right) \quad (2.37)$$

$$\Delta t = \frac{\pi}{2\sqrt{2\mu}} \left( \sqrt{(r_1 + r_2)^3} + \sqrt{(r_2 + r_f)^3} \right) \quad (2.38)$$

onde:

$$\varepsilon_1 = \text{sinal}(r_2 - r_1) \quad (2.39)$$

$$\varepsilon_f = \text{sinal}(r_f - r_2) \quad (2.40)$$

A **função sinal** é uma função que retorna o sinal do número real, ou seja:

$$\text{sinal}(k) = \begin{cases} -1 & : k < 0 \\ 0 & : k = 0 \\ 1 & : k > 0 \end{cases} \quad (2.41)$$

## 2.4. Propulsão de veículos espaciais

Os veículos espaciais devem possuir a capacidade de realizar manobras e correções orbitais, assim como se orientar e apontar suas câmeras, antenas e instrumentos para os objetos ou pontos específicos. Para isto o veículo deve ser provido de um sistema de navegação capaz de determinar a posição e orientação no espaço. Com base nessas informações e nas leis da mecânica celeste, determinam-se quais as forças e torques que devem ser aplicados sobre o veículo espacial para que siga a trajetória desejada e aponte para o local correto. Assim, um impulso é aplicado pelo sistema de propulsão de forma a alterar a direção ou magnitude de seu movimento (HINCKEL, 2001).

O sistema de propulsão é baseado na ejeção de massa de propelente em alta velocidade, atingindo assim um empuxo originado pela terceira lei do



movimento de Newton (ação e reação). A forma de energia utilizada para ejetar a massa, com o intuito de fornecer impulso ao satélite, pode ser classificada em duas categorias: propulsores químicos e elétricos (TEWARI, 2007).

Nos propulsores elétricos a energia é proveniente do sistema de fornecimento de energia do satélite. Íons são gerados e acelerados ao passarem por um campo elétrico atingindo velocidades extremamente elevadas. Para evitar carregamento estático do satélite, os íons são neutralizados antes de serem ejetados. Nos propulsores químicos a energia para ejeção da massa é proveniente dos próprios propelentes. Essa energia é liberada por meio de uma reação de combustão, gerando uma mistura gasosa a alta temperatura que ao ser expandida por meio de um bocal convergente-divergente adquire elevada velocidade transmitindo o impulso ao satélite (HINCKEL, 2001). A Figura 2.14 mostra um diagrama esquemático do sistema propulsivo químico.

Os propulsores químicos têm sido os mais utilizados em função de sua confiabilidade e pelo fato de não apresentarem limitações rígidas com relação ao nível de empuxo (HINCKEL, 2001).



Figura 2.14 – Representação esquemática do sistema propulsivo químico.  
Fonte: Adaptada de Tewari (2007).

Segundo Brown (1992), o empuxo sofrido ( $T_s$ ) pelo veículo espacial pode ser expresso como:

$$T_s = m \left( \frac{dV}{dt} \right) \quad (2.42)$$

onde  $m$  é a massa do veículo espacial em um dado instante;  $dV / dt$  é a taxa de variação da velocidade em um dado instante de tempo.

Hinckel (2001) cita que nos cálculos de dinâmica orbital é preferível utilizar incrementos de velocidade ao invés de impulso, uma vez que o primeiro não depende da massa do satélite. Chobotov (2002) demonstra a equação que relaciona o consumo de massa de combustível ( $m_f - m_0$ ) com variação de velocidade  $\Delta V$  para sistemas propulsados com velocidade de ejeção constante:

$$m_f = m_0 \exp \left( \frac{-\Delta V}{I_{SP} g_0} \right) \quad (2.43)$$

onde  $I_{SP}$  é o impulso específico, um parâmetro característico do propelente e sua unidade é dada em segundos;  $g_0$  é a aceleração da gravidade na superfície terrestre;  $m_0$  é a massa inicial do veículo espacial e  $m_f$  é a massa final do veículo espacial.

Tewari (2007) define que o impulso específico é a variação na quantidade de movimento linear por unidade de peso do propelente consumido, e pode ser dado pela seguinte equação:

$$I_{SP} = \frac{v_e}{g_0} \quad (2.44)$$

onde  $v_e$  é a velocidade de escape do gás na saída do bocal. Alguns valores de impulsos específicos para diferentes tipos de propelentes são apresentados na Tabela 2.1.

Tabela 2.1 – Valores de impulsos específicos

<b>Propelente</b>	<b>Impulso específico [s]</b>
<b>Gás frio</b>	50
<b>Hidrazina monopropelente</b>	230
<b>Propelente sólido</b>	290
<b>Tetroxido Nitrogênio / MMH<sup>1</sup></b>	310
<b>(Oxigênio / Hidrogênio) líquido</b>	460

Fonte: Adaptada de Brown (1992).

<sup>1</sup> *Monomethylhydrazine*

#### **2.4.1. Não-idealidade dos propulsores**

As especificações dos sistemas de propulsão fornecem um determinado valor de empuxo, cuja faixa de valores de operação depende da aplicação e do tipo de combustível utilizado. Conforme explicado por Jesus (2000) e ilustrado por Marcelino (2009), na prática o valor nominal do empuxo não é plenamente atingido, sendo que existe um erro entre o valor nominalmente especificado pelo fabricante e o valor de empuxo realmente aplicado.

Os propulsores, ao serem acionados, geram um baixo nível de vibração que também interfere na precisão da aplicação do impulso. Essas imprecisões relativas ao propulsor são aqui chamadas de não-idealidades e podem gerar um pequeno erro na órbita ao longo do tempo. Esses erros foram considerados

nas simulações e modelados como erros randômicos e de viés. Em geral, o viés é dado pela seguinte equação:

$$Y(t) = U(t) + B \quad (2.45)$$

onde  $Y(t)$  é o sinal de saída;  $U(t)$  é o sinal de entrada e  $B$  é o erro tendencioso (viés).

Pode-se dizer que um erro de valor constante foi somado ao valor de entrada, quando um viés é inserido no sistema, alterando assim o sinal de saída, ou seja, efetuando um deslocamento (*offset*) na resposta do sinal.

Já o erro randômico é modelado da seguinte forma:

$$Y(t) = U(t) + w(t) \quad (2.46)$$

onde  $w(t)$  é o erro aleatório (ruído). Inserir um erro randômico no sistema significa somar um sinal aleatório que varia com o tempo.

## 2.5. Manobras Aeroassistidas

A capacidade atual para lançar e transportar cargas no espaço ou missões interplanetárias com objetivos mais longínquos é limitada pela quantidade excessiva de propelente necessária. Essa situação tem motivado o desenvolvimento de técnicas de manobras orbitais onde se aproveitam as forças naturais para sua realização. Essa nova abordagem que utiliza a atmosfera para modificar a velocidade e trajetória de um veículo espacial ficou conhecida como **manobra aeroassistida**. Essa técnica foi apresentada em um artigo por Howard London, em 1961, no 29º Encontro Anual do Instituto de Ciências Aeronáuticas (WALBERG, 1985). A transferência com o auxílio da

atmosfera pode ser utilizada para alterar a forma ou orientação da órbita ou como um mecanismo para reduzir a velocidade do veículo em uma captura planetária.

São exemplos de aplicações de manobras aeroassistidas: cápsulas espaciais, veículos que retornam das missões lunares, mísseis balísticos, ônibus espaciais e veículos de transferência orbitais. Alguns dos experimentos que utilizaram essa técnica foram: a sonda americana MGS (1998 – 1999), *Mars 2001 Odyssey* (2001 – 2002) e *Mars Reconnaissance Orbiter* (2006). A MGS sofreu os efeitos da atmosfera marciana sobre a sua órbita de setembro de 1998 a fevereiro de 1999, aproveitando-se da resistência da atmosfera para modificar o tamanho da órbita. O objetivo da missão era reduzir o período orbital de 11,6 horas para aproximadamente 2 horas (SCHULZ, 2001).

O uso das forças aerodinâmicas, para desacelerar o veículo, pode substituir, de forma total ou parcial, os propulsores. A vantagem em se utilizar a manobra aeroassistida está na economia de combustível em comparação com uma manobra totalmente propulsiva; essa economia resulta em um significativo ganho de carga útil. Segundo Miele (1996), a economia de combustível de uma transferência entre uma órbita geoestacionária e uma órbita baixa, pode chegar a 60% do combustível gasto por uma transferência de Hohmann. Entretanto, a trajetória do veículo com características aerodinâmicas (sustentação e/ou arrasto) deve ser monitorada e controlada para que não exceda os limites de aquecimento e atinja seu objetivo final (SCHULZ, 2001). São exemplos de manobras aeroassistidas: manobras de *aerocapture* e *aerobraking*.

- a. **Aerocapture:** é uma técnica usada para reduzir a velocidade do veículo espacial por meio de uma profunda passagem pela atmosfera, com o objetivo de transferi-lo de uma trajetória hiperbólica de aproximação para uma órbita elíptica em torno do planeta (Figura 2.15).

- b. **Aerobraking:** a órbita em torno do planeta é circularizada por meio de uma ou mais passagens pela atmosfera, com pequenos disparos de jatos corretivos no apogeu. Esses disparos devem ser efetuados para manter a taxa de aquecimento do veículo em níveis aceitáveis.

Em uma manobra de *aerobraking*, primeiramente, aplica-se um impulso para retirá-lo de sua órbita inicial (geoestacionária, por exemplo) e inseri-lo em uma órbita elíptica de transferência com o perigeu dentro dos limites da atmosfera. Cada vez que o veículo passa pela atmosfera ocorre a redução do raio do apogeu na órbita seguinte. Quando o apogeu da órbita de transferência atingir a altitude da órbita final, então, um novo impulso é aplicado ao veículo para circularizar e elevar o perigeu da órbita de transferência. Essa estratégia é mostrada na Figura 2.16.

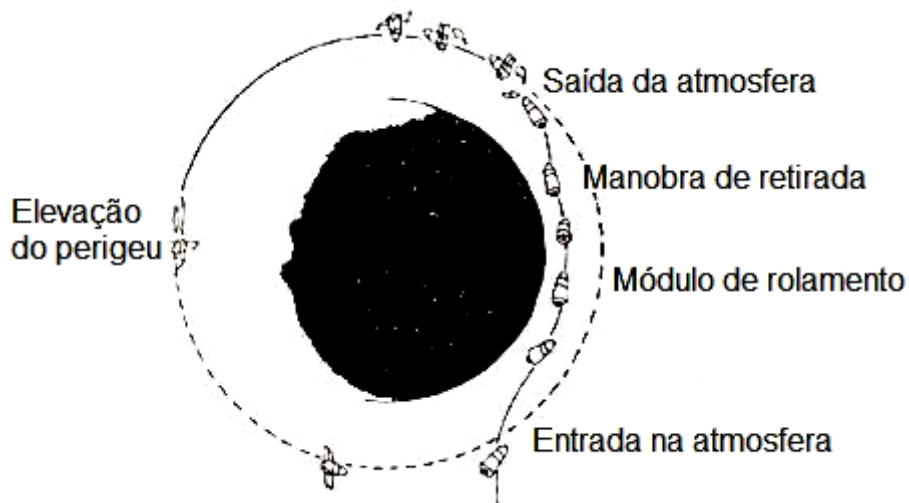


Figura 2.15 – Manobra de *aerocapture*.  
Fonte: Adaptada de Walberg (1985).

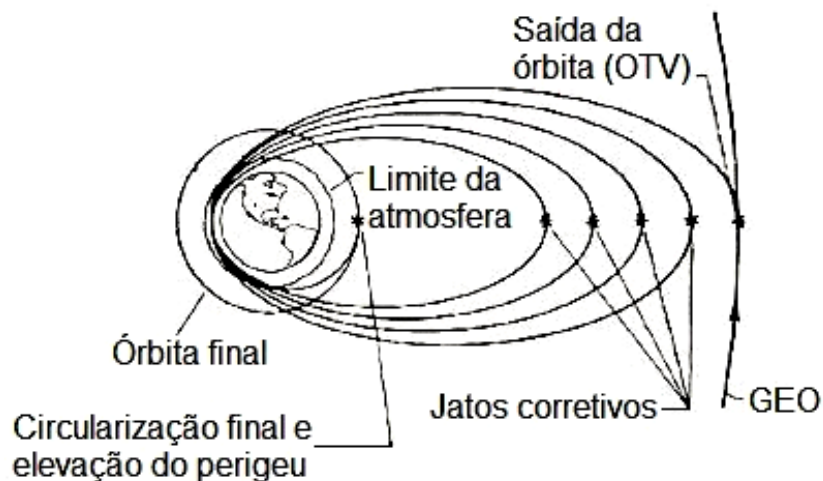


Figura 2.16 – Manobra de *aerobraking* de múltiplas passagens.  
 Fonte: Adaptada de Walberg (1985).

Conforme Walberg (1985), mudança de plano sinérgica é uma manobra realizada por meio de uma combinação de forças aerodinâmicas e propulsivas. Existem dois tipos de manobras sinérgicas, classificadas como *aeroglide* ou *aerocruise*:

- a. **Aeroglide**: a fase aerodinâmica ocorre sem a presença de jatos.
- b. **Aerocruise**: a velocidade do veículo é mantida constante, durante a passagem pela região atmosférica, com o uso de jatos propulsivos para cancelar os efeitos do arrasto.

## 2.6. Atmosfera planetária

A atmosfera é uma fina camada de gases aderida à superfície planetária pela atração gravitacional. Para analisar os efeitos das forças aerodinâmicas, sofridas por um veículo espacial, torna-se necessário modelar a atmosfera planetária na qual o vôo se realiza. A maioria dos modelos atmosféricos foca na variação vertical das variáveis termodinâmicas e geralmente desprezam os efeitos horizontais causados pelas condições meteorológicas e pela rotação

planetária, esses modelos são conhecidos como modelos estáticos (TEWARI, 2007). Em geral, satélites terrestres com altitudes inferiores a 120 km irão sofrer arrastos atmosféricos cada vez maiores, enquanto que, se a altitude exceder os 2.000 km, o efeito dessa perturbação será praticamente desprezível (KING-HELE, 1987). Segundo Kuga (1985), a modelagem apropriada dos efeitos do arrasto atmosférico é um dos maiores problemas relativos à definição de órbitas de satélites a baixas altitudes. Erros no modelo atmosférico podem representar significativo desvio na determinação e previsão do posicionamento do satélite.

As variáveis básicas que representam o estado termodinâmico da atmosfera são: densidade, temperatura e pressão. A temperatura controla a taxa em que a pressão e densidade decrescem. Um gás consiste de um grande número de partículas que estão sempre em movimento relativo aleatório devido às colisões mútuas. A temperatura é uma medida da energia cinética média dessas partículas e para o caso em que a temperatura equivale a zero absoluto (em unidade Kelvin), significa que todas as partículas do gás estão em repouso (TEWARI, 2007).

A pressão exercida por um gás na superfície de um sólido é definida, por Tewari (2007), como a taxa de variação da quantidade de movimento normal das partículas do gás que impactam, por unidade de área, na superfície do sólido. Pela segunda lei de Newton, essa troca de quantidade de movimento é responsável por uma força normal aplicada pelo gás na superfície.

O parâmetro atmosférico mais importante para a engenharia espacial é a densidade, que diretamente define a força de arrasto sentida pelos veículos espaciais quando transitam pela atmosfera superior. A densidade é definida como sendo a massa por unidade de volume e varia principalmente com a altitude, tempo, período diário (dia ou noite) e atividade solar. A Figura 2.17 mostra a variação da densidade com a altitude, variando de 150 a 1.000 km, e



também para alta e baixa atividade solar (baseado no modelo atmosférico *Cospar International Reference Atmosphere* (CIRA) 1972). A escala de densidade é logarítmica, e cuja grandeza reduz por um fator de um milhão entre o lado direito e esquerdo do gráfico.

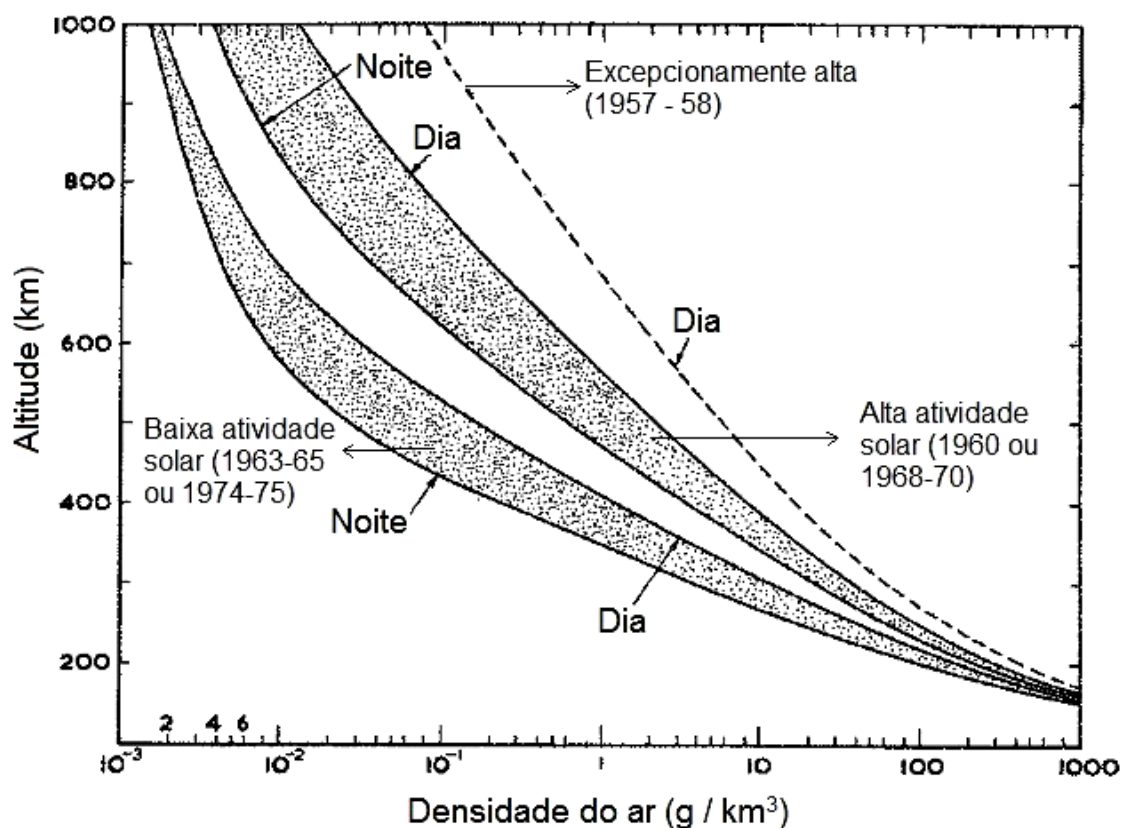


Figura 2.17 – Variação da densidade do ar com a altitude e atividade solar.  
Fonte: Adaptada de King-Hele (1987).

Em tempos remotos da era espacial, foram desenvolvidos alguns modelos matemáticos e empíricos para o cálculo da densidade da alta atmosfera, como o *Mass Spectrometer Incoherent Scatter* (MSIS), o J70, *U.S. Standard Atmosphere* e o CIRA70. Esses modelos foram posteriormente melhorados pela inclusão de dados obtidos de novos satélites, como o modelo J77 e o MSIS 86 (CARRARA, 2001).

O modelo de Jacchia-Roberts 1971 tem sido um dos mais utilizados para a avaliação da densidade atmosférica em cálculos orbitais de satélites artificiais terrestres a baixa altitude. Em Kuga (1985), é proposta uma compilação, análise e reformulação computacional do modelo atmosférico de Jacchia-Roberts 1971 para as camadas de 90 a 2.000 km de altitude, cujo objetivo foi a redução dos custos de processamento.

O *U.S. Standard Atmosphere* é uma série de tabelas que definem valores para temperatura atmosférica, pressão, densidade e outras propriedades para uma grande faixa de altitudes. A primeira versão, baseada em um padrão internacional existente, foi publicada em 1958 e depois revisada em 1962, 1966 e 1976. Um algoritmo híbrido deste modelo é implementado por Regan e Anandakrishnan (1993), em que o algoritmo é baseado na versão de 1976 para altitudes até 86 km, e acima desse valor até uma altitude de 700 km é utilizado a versão de 1962. Os parâmetros de entrada do algoritmo são a altitude, a temperatura e a pressão ao nível do mar, fornecendo os seguintes parâmetros de saída para a altitude solicitada: pressão, densidade atmosférica, temperatura, velocidade do som e livre caminho médio das moléculas.

Outro algoritmo encontrado na literatura foi aquele utilizado por Rocco (2002), baseado no modelo atmosférico de Dobrzelecki's de 1973, que implementou uma simplificação do modelo *U.S. Standard Atmosphere*. O parâmetro de entrada é altitude e o modelo fornece a densidade atmosférica como parâmetro de saída.

Foi utilizado o modelo atmosférico estático fornecido por Tewari (2007), cujo algoritmo segue a convenção do modelo 1976 *U.S. Standard Atmosphere* no intervalo de  $0 \leq h \leq 86$  km, enquanto que acima da altitude de 86 km e até 2.000 km, foi empregado o modelo 1962 *U.S. Standard Atmosphere*. As principais equações para o cálculo dos parâmetros atmosféricos podem ser encontradas em Tewari (2007).

## 2.7. Aerodinâmica de veículos espaciais

As forças de maior magnitude agindo em um veículo espacial em órbita são: força gravitacional ( $mg$ ), força dos seus propulsores ( $T_s$ ) e a força aerodinâmica ( $F$ ) causada pela interação com a atmosfera. A posição do veículo no espaço determina a magnitude das forças aerodinâmicas sofridas pelo veículo. Um planeta com uma maior densidade atmosférica irá gerar maiores forças aerodinâmicas (SCHULZ, 2001).

A força aerodinâmica pode ser dividida em duas: força de arrasto  $F_D$ , cuja direção é oposta ao vetor velocidade e força de sustentação  $F_L$ , perpendicular a força de arrasto. Segundo Vinh (1981), a magnitude dessas forças é dada pelas seguintes equações:

$$F_D = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_D \quad (2.47)$$

$$F_L = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_L \quad (2.48)$$

em que  $\rho$  é a densidade da atmosfera,  $C_D$  e  $C_L$  são, respectivamente, os coeficientes de arrasto e de sustentação relativos à área de contato superficial (área projetada)  $S$  e  $V$  é a velocidade do veículo relativo à atmosfera. Diferentes tipos de manobras podem ser usados para frear ou mudar o plano orbital, dependendo da razão entre a força de sustentação e do arrasto ( $L/D$ ) do veículo, como no caso de Murphy e Suit (1987). A Figura 2.18 ilustra as forças sofridas por um veículo espacial.

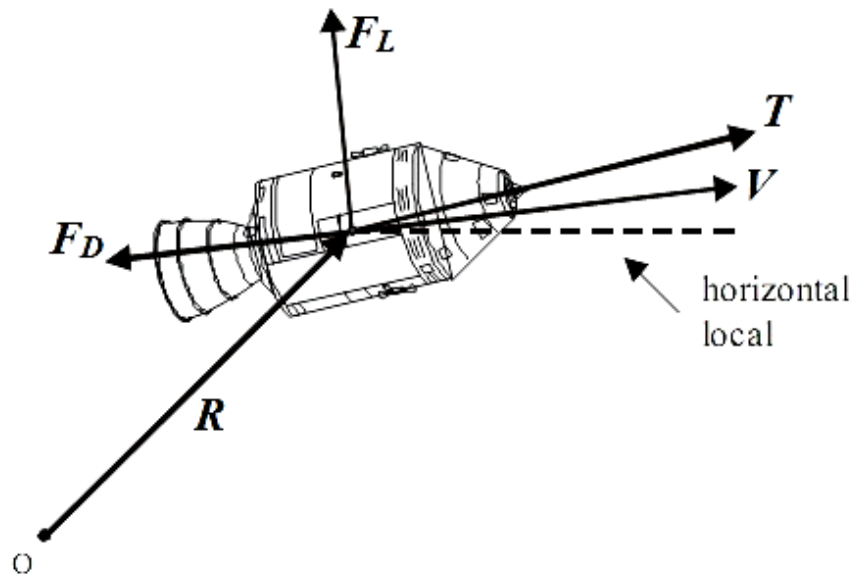


Figura 2.18 – Variáveis de estado e forças aerodinâmicas.  
 Fonte: Adaptada de Schulz (2001).

A força de sustentação pode, ainda, ser decomposta em força de sustentação em altitude ( $F_A$ ) e força de sustentação lateral ( $F_B$ ). O ângulo de ataque ( $\alpha$ ) é mensurado entre o eixo longitudinal do veículo e a velocidade relativa à atmosfera. A magnitude da força aerodinâmica depende, entre outros parâmetros, do ângulo de ataque, e sua direção varia em função do ângulo de rolamento ( $\sigma$ ), cujo ângulo está entre o plano da força de sustentação e o plano formado pelo vetor velocidade relativa à atmosfera e o vetor posição do veículo (Figura 2.19).

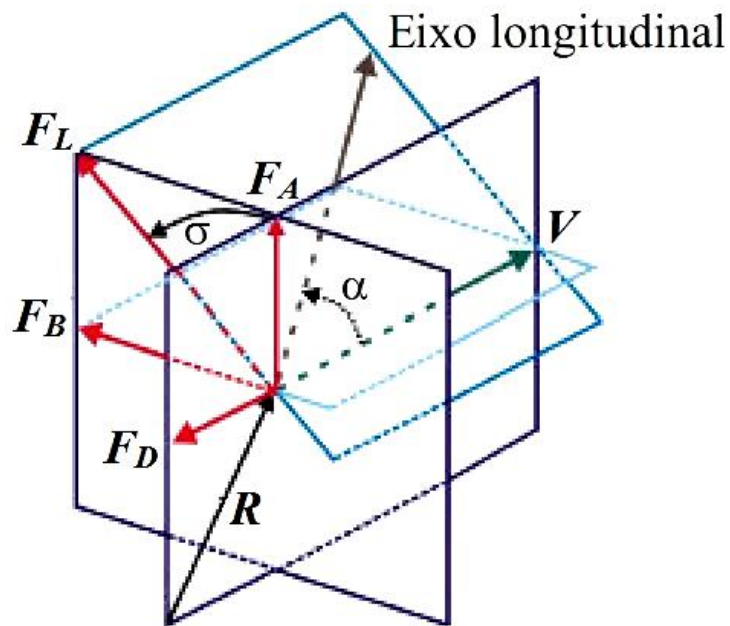


Figura 2.19 – Componentes da força aerodinâmica, ângulo de ataque e ângulo de rolamento.  
 Fonte: Adaptada de Guedes (1997).

As direções e amplitudes destas forças podem ser calculadas por meio das seguintes relações (GUEDES, 1997):

$$F_D = -F_D \hat{V} \quad (2.49)$$

$$F_L = F_A \hat{N} + F_B \hat{H} \quad (2.50)$$

onde

$$F_A = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_A \quad (2.51)$$

$$F_B = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_B \quad (2.52)$$

$$\hat{V} = \frac{\mathbf{V}}{|\mathbf{V}|} \quad (2.53)$$

$$\hat{H} = \frac{\mathbf{H}}{|\mathbf{H}|} \quad (2.54)$$

$$\mathbf{H} = \mathbf{R} \times \mathbf{V} \quad (2.55)$$

$$\hat{N} = \frac{\mathbf{N}}{|\mathbf{N}|} \quad (2.56)$$

$$\mathbf{N} = \mathbf{V} \times \mathbf{H} \quad (2.57)$$

Os coeficientes de sustentação em altitude ( $C_A$ ) e lateral ( $C_B$ ) são calculados por meio das seguintes funções do ângulo de rolamento:

$$C_A = C_L \cos \sigma \quad (2.58)$$

$$C_B = C_L \sin \sigma \quad (2.59)$$

Nos próximos sub-itens, será efetuada uma breve explanação a respeito dos fatores que influenciam a força aerodinâmica (área projetada, velocidade do veículo espacial e coeficientes aerodinâmicos); lembrando que a densidade atmosférica já foi comentada no tópico anterior (Atmosfera planetária).

### 2.7.1. Área projetada

Conforme Carrara (2001), a área superficial de contato é determinada pela configuração e tamanho do veículo, juntamente com o ângulo de ataque em

relação ao fluxo atmosférico ou movimento das moléculas. Essa superfície é conhecida como área projetada, pois está associada com a área externa do veículo projetada na direção da velocidade relativa à atmosfera.

Considera-se um veículo espacial composto por dois painéis solares ou placas aerodinâmicas, capaz de alterar a inclinação dessas placas com relação ao fluxo das moléculas, ou seja, alterar o ângulo de ataque  $\alpha$  (Figura 2.20). A Figura 2.21 ilustra as dimensões consideradas na placa aerodinâmica.

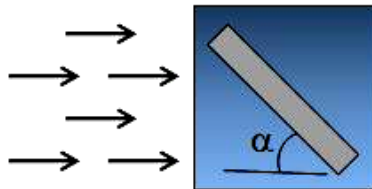


Figura 2.20 – Inclinação da placa aerodinâmica.

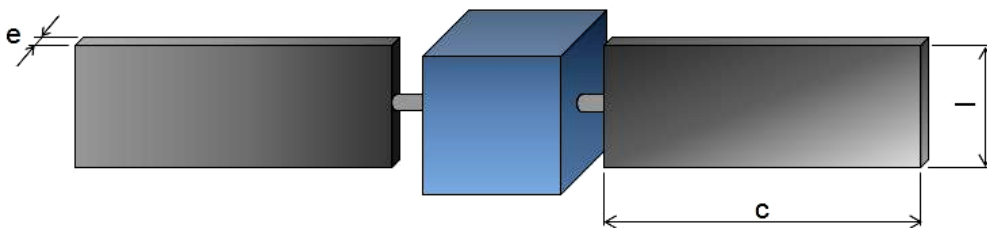


Figura 2.21 – Veículo espacial composto por painéis solares ou placas aerodinâmicas.

A área projetada ( $S$ ) das placas aerodinâmicas em função do ângulo de ataque ( $\alpha$ ) para o caso proposto, pode ser dada por:

$$S = 2c(l \sin \alpha + e \cos \alpha) \quad (2.60)$$

onde  $c$  é o comprimento,  $l$  é a largura e  $e$  é a espessura da placa aerodinâmica.

### 2.7.2. Velocidade do veículo espacial

A velocidade do veículo espacial relativa à atmosfera ( $V$ ) no sistema inercial é calculada admitindo-se que a atmosfera tem a mesma velocidade de rotação da Terra, e é dada por (KUGA et al, 2000):

$$\mathbf{V} = \dot{\mathbf{r}} - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r} = \begin{bmatrix} \dot{x} + \omega y \\ \dot{y} - \omega x \\ \dot{z} \end{bmatrix} \quad (2.61)$$

onde  $\dot{\mathbf{r}}$  é o vetor velocidade relativo ao sistema inercial e  $\boldsymbol{\omega}$  é o vetor velocidade angular de rotação da Terra ( $\omega = 360,9856473$  °/dia).

### 2.7.3. Coeficientes aerodinâmicos

Segundo Carrara (2001), o coeficiente de arrasto ( $C_D$ ) pode ser avaliado por meio de modelos matemáticos ou medido experimentalmente. Nas altitudes orbitais, a mecânica dos fluidos não pode ser aplicada ao problema, porque é válida apenas em meios contínuos. A rarefação da atmosfera faz com que as moléculas possam ser tratadas individualmente e não mais como um fluido. Em virtude disso, pode-se aplicar a teoria cinética dos gases, onde a velocidade média das moléculas num gás está diretamente relacionada com a temperatura do gás.

Há uma troca de energia e uma troca de quantidade de movimento no choque das moléculas da atmosfera com a superfície do veículo espacial, de tal forma que a distribuição de velocidades das moléculas emergentes resulta diferente daquela das moléculas incidentes. Ao colidirem com a superfície do veículo, as moléculas são capturadas, reemitidas e capturadas novamente, colidindo várias vezes com a superfície (Figura 2.22).



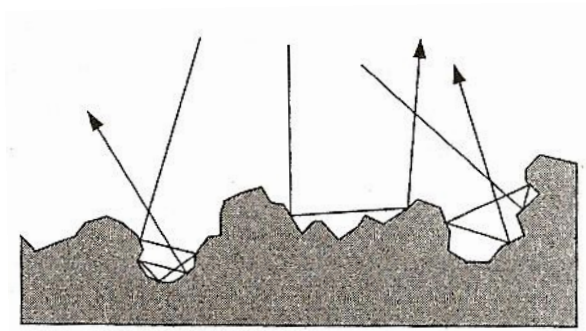


Figura 2.22 – Múltiplas colisões das moléculas da atmosfera com a superfície.  
 Fonte: Carrara (2001).

Como explicado por Ferreira (1989), a interação mecânica veículo-atmosfera é função da razão entre o caminho livre médio das moléculas da atmosfera e da dimensão característica do veículo. Essa razão é conhecida como número de Knudsen ( $K_n$ ). O caminho livre médio é a distância média percorrida por uma molécula entre duas colisões consecutivas. Com esse parâmetro pode-se mensurar o grau de rarefação de um gás. No regime do meio contínuo, o número de Knudsen é menor do que 0,001 e o efeito dos movimentos moleculares no fluxo pode ser desconsiderado. Entretanto, para altos valores de Knudsen (da ordem de 10), deve-se considerar importante o efeito dos movimentos das moléculas e o fenômeno resultante pode ser totalmente descrito por meio do ponto de vista estatístico, ou seja, o movimento individual das moléculas (SCHULZ, 2001).

Os número de Reynolds ( $R_e$ ) e de Mach ( $M_a$ ) descrevem os vários fenômenos encontrados em um regime de altas velocidades em um escoamento de gases. O primeiro parâmetro é uma medida do efeito da viscosidade, enquanto o último representa o efeito da compressibilidade do meio. Schulz (2001) demonstra que o número de Knudsen pode ser relacionado com estes parâmetros por meio de:

$$K_n = C \frac{M_a}{R_e} \quad (2.62)$$

em que  $C$  é uma constante adimensional.

Em função das complexidades computacionais da teoria dos gases, utiliza-se uma técnica numérica, de abordagem mais simplificada, conhecida como **Método de Impacto** (REGAN; ANANDAKRISHNAN, 1993) ou **Teoria de Impacto Newtoniano** (VINH et al., 1970) que é utilizada para aproximar as forças e momentos atuantes em um corpo. No século XVII, Sir Issac Newton postulou uma teoria para determinar a força dinâmica aplicada em um corpo imerso em um fluxo de um fluido incompressível. Para gases, Newton assume uma reflexão elástica das partículas sob uma superfície especular (Figura 2.23); durante o impacto a componente normal da velocidade é revertida enquanto que a componente tangencial não sofre alteração. Este modelo assume que as partículas não possuem componente de velocidade aleatória usualmente associada com partícula microscópica de gases. Dessa forma, é possível efetuar uma comparação com a teoria do fluxo molecular livre, na qual o resultado de ambos os métodos são idênticos para o caso em que a quantidade de movimento normal incidente absorvido pela superfície é igual a 1 e a quantidade de movimento tangencial é 0 (REGAN; ANANDAKRISHNAN, 1993).

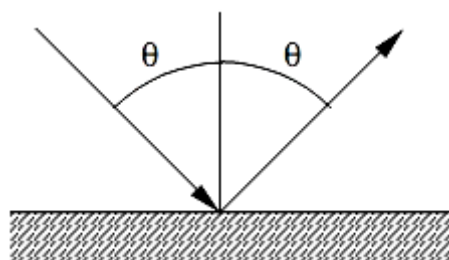


Figura 2.23 – Reflexão especular.  
Fonte: Carrara (2001).

O Método de Impacto admite que somente a superfície do corpo frontal ao fluxo pode contribuir para as forças aerodinâmicas; as forças de pressão na superfície traseira são desprezadas. O coeficiente de pressão ( $C_p$ ) de um

elemento de superfície, inclinado em um dado ângulo  $\alpha$  com relação à velocidade incidente, é dado por:

$$C_p = 2 \operatorname{sen}^2 \alpha \quad (2.63)$$

Se dividirmos as forças atuantes em toda a superfície de um corpo em um componente de arrasto positivo, na direção da velocidade do fluxo, e um componente de sustentação ortogonal ao fluxo, então substituindo a equação anterior, tem-se:

$$C_D = C_p \operatorname{sen} \alpha = 2 \operatorname{sen}^3 \alpha \quad (2.64)$$

$$C_L = C_p \cos \alpha = 2 \operatorname{sen}^2 \alpha \cos \alpha \quad (2.65)$$

Portanto, segundo Vinh et al. (1970), para uma superfície plana como uma placa, estas equações fornecem os coeficientes de arrasto ( $C_D$ ) e sustentação ( $C_L$ ) respectivamente. Para utilizar as Equações 2.64 e 2.65 no cálculo das forças aerodinâmicas, deve-se adotar a área de referência ( $S_r = lh$ ), ou seja, a área superficial da placa – um valor constante – sem considerar a variação do ângulo de ataque, pois este já está sendo considerado pelo Método de Impacto na dedução das equações dos coeficientes aerodinâmicos. Caso se adote a área projetada das placas, então, os coeficientes aerodinâmicos devem ser calculados pelas Equações 2.66 e 2.67.

$$C_D = 2 \operatorname{sen}^2 \alpha \quad (2.66)$$

$$C_L = 2 \operatorname{sen} \alpha \cos \alpha \quad (2.67)$$

## 2.8. Transferência de calor no meio rarefeito

Algumas das principais dificuldades enfrentadas pelo veículo espacial durante a passagem pela região atmosférica estão relacionadas com o aumento da taxa de aquecimento e desaceleração. Essas grandezas aumentam na medida em que o veículo passa por regiões de altas densidades atmosféricas e quando é submetido a elevadas velocidades (SCHULZ, 2001).

Nas camadas superiores da atmosfera, deve-se considerar uma forma de aquecimento conhecido como aquecimento molecular livre (*free molecular heating*). Esse fenômeno ocorre devido ao impacto de moléculas livres com o veículo. A taxa de transferência de calor por unidade de área é dada pela equação abaixo (GILMORE, 1994):

$$\dot{Q} = \frac{1}{2} \alpha_c \rho V^3 \quad (2.68)$$

onde  $\alpha_c$  é o coeficiente de acomodação térmica (Gilmore (1994) recomenda utilizar um valor igual a 1);  $\rho$  é a densidade atmosférica ( $\text{kg/m}^3$ ) e  $V$  é a velocidade do veículo relativo à atmosfera (m/s).

Tartabini et al. (2005) demonstra o desenvolvimento e evolução da estratégia operacional de *aerobraking* em Marte para a sonda espacial *Mars 2001 Odyssey*. A taxa de transferência de calor, dada pela Equação 2.68, foi utilizada como restrição à altitude do periastro da sonda espacial. Dessa forma, jatos corretivos no apoastro eram aplicados de forma a manter a carga térmica, sofrida pelo veículo durante a passagem pela atmosfera, dentro de uma faixa segura.

No projeto do satélite Franco-Brasileiro (parceria entre o Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) e o *Centre National d'Etudes Spatiales* (CNES)), foi especificado que após três dias sem sistema de controle, o máximo fluxo cinético na superfície do satélite não deveria ultrapassar  $10 \text{ kW/m}^2$  (BREZUN et al, 2000).

## **2.9. Sistema de controle**

Os requisitos da missão de um satélite artificial podem exigir um Sistema de Controle de Atitude e Órbita (SCAO), devido a necessidade da manutenção das condições especificadas, por exemplo: manobras de reorientação, mudança de órbita ou de modificação ao longo desta, o apontamento de painéis para o Sol, o apontamento de antenas para a Terra ou até mesmo a necessidade da orientação do satélite em relação a um determinado ponto. Portanto, deverá ser realizado um julgamento criterioso sobre os requisitos da missão, pois cada um deles implicará no custo do SCAO adotado.

O sistema de controle em malha fechada, SCAO, obedece, de forma geral, a configuração padrão indicada na Figura 2.24. Nela destaca-se a lógica de comutação do controlador, que deve, a cada momento, selecionar a lei de controle adequada com base no estado do satélite (fornecido pelos sensores) e na evolução desses ao longo do tempo (SOUZA, 2001). Outros componentes que também fazem parte de um sistema de controle são os sensores, atuadores, controladores e a dinâmica do satélite.

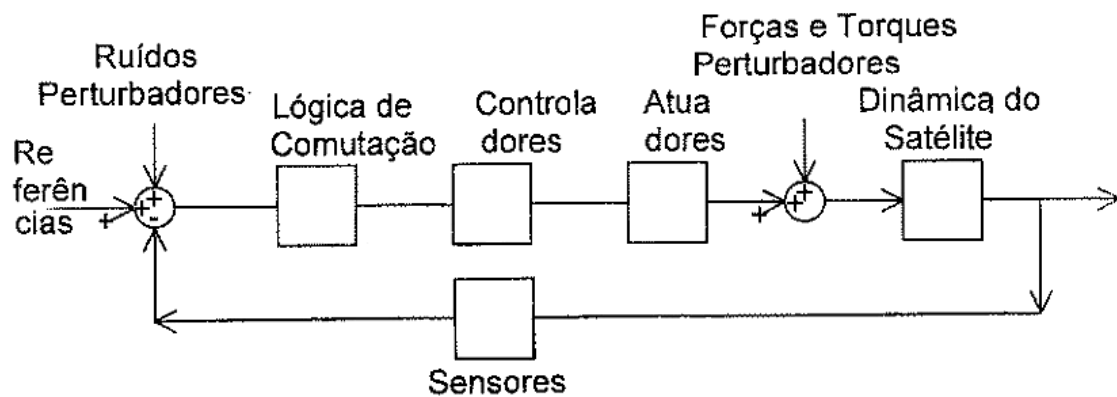


Figura 2.24 – Configuração padrão do SCAO de um satélite artificial.  
 Fonte: Adaptada de Souza (2001).

A primeira etapa para a análise de um sistema de controle é a obtenção de um modelo matemático da planta. Feito isso, é possível analisar o desempenho do sistema a partir dos vários métodos disponíveis. Na análise e no projeto de sistemas de controle, devemos ter uma base de comparação do desempenho de vários sistemas de controle. Essa base pode ser estabelecida detalhando-se os sinais de entrada de teste específicos e, em seguida, comparando as respostas dos vários sistemas com esses sinais. Os sinais de entrada de teste geralmente utilizados são as funções degrau, rampa, parábola de aceleração, impulso, senoidais e outras (OGATA, 2003).

A resposta temporal de um sistema de controle é constituída de duas partes: a resposta transitória e a resposta estacionária. Por resposta transitória, entende-se como sendo aquela que vai do estado inicial ao estado final. E a resposta estacionária corresponde ao comportamento do sinal de saída do sistema na medida em que o tempo tende ao infinito (OGATA, 2003).

Em geral, as características de desempenho de um sistema de controle são especificadas em termos de resposta transitória a uma entrada em degrau unitário, que antes de atingir o regime permanente, apresenta frequentemente, oscilações amortecidas. Os seguintes indicadores são utilizados na

especificação de suas características de desempenho, conforme descrito em Ogata (2003).

- a. **Tempo de atraso**,  $t_d$  : trata-se do tempo necessário para a resposta alcançar metade de seu valor final pela primeira vez;
- b. **Tempo de subida**,  $t_r$  : é o tempo necessário para a resposta passar de 10% a 90%, ou de 5% a 95%, ou de 0% a 100% do seu valor final. Para sistemas de segunda ordem, utiliza-se, normalmente, o tempo de subida de 0% a 100%. Para os sistemas superamortecidos, o tempo de subida de 10% a 90% é o mais usualmente utilizado;
- c. **Tempo de pico**,  $t_p$  : é o tempo necessário para que a resposta atinja o primeiro pico de sobre-sinal;
- d. **Máximo sobre-sinal**,  $M_p$  : é o valor máximo de pico da curva de resposta, medido a partir da unidade. Também é usual utilizar esse parâmetro em porcentagem. O máximo sobre-sinal percentual indica diretamente a estabilidade relativa do sistema;
- e. **Tempo de acomodação**,  $t_s$  : é o tempo necessário para a curva de resposta alcançar valores em uma faixa (usualmente de 2% ou 5%) em torno do valor final, e permanecer nesta por tempo indefinido. O tempo de acomodação está relacionado à maior constante de tempo do sistema de controle. A escolha da porcentagem que deverá ser utilizada no critério de erro pode ser determinada por meio dos objetivos do projeto do sistema em questão.

As especificações no domínio de tempo dadas acima e mostradas graficamente na Figura 2.25 são muito importantes, pois permite que o sistema de controle seja modificado de forma a gerar uma resposta transitória aceitável.

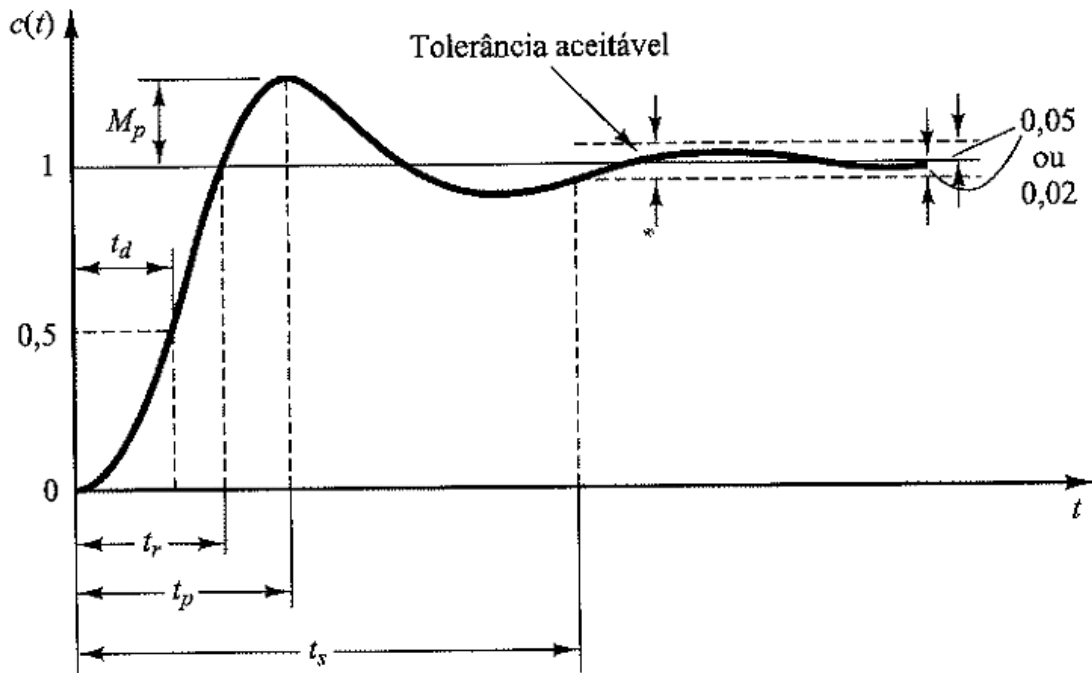


Figura 2.25 – Curva de resposta a uma entrada em degrau unitário.  
Fonte: Ogata (2003).

### 2.9.1. Sensores

Como descrito por Pilchowski (2001), a orientação de um satélite artificial em relação a um sistema de referência inercial é denominada de atitude e o movimento em torno de seu centro de massa é chamado de movimento de atitude. Pilchowski (2001) define os sensores de atitude como sendo dispositivos que determinam a atitude de um satélite por meio da medição da orientação do mesmo com relação à Terra, ao campo geomagnético, ao sol ou a uma estrela utilizando sensores de Terra, sensores de campo magnético, sensores de Sol ou sensores de estrela, respectivamente. Basicamente existem duas alternativas: ou a atitude é medida com relação a uma direção de



referência usando algum tipo de sensor, ou a mudança de orientação é obtida medindo diretamente a aceleração centrífuga por meio de giroscópios e acelerômetros.

Os giroscópios são mecanismos compostos de um volante cuja rotação é mantida por um motor de torque, e cujo eixo está preso por acoplamentos especiais, tipo balanceiro, que permitem certa liberdade de movimento aos eixos, as informações da mudança da atitude são detectadas por meio de sensores acoplados aos balanceiros.

### **2.9.2. Atuadores**

Os atuadores são dispositivos com a finalidade de manter a orientação atual dos eixos de simetria de um veículo espacial, ou modificar a orientação destes por meio de manobras de atitude, ou ainda alterar sua órbita por meio de manobras orbitais. Para efetuar uma manobra, os atuadores mais utilizados são os propulsores a gás, as rodas de reação e as bobinas eletromagnéticas. Já os volantes de inércia, amortecedores de nutação e os mastros são utilizados para a estabilização de satélites.

Segue abaixo uma breve descrição dos principais atuadores de manobra utilizados, conforme descrito por Pilchowski (2001).

- a. **Propulsores a gás:** são engenhos que por meio de um propelente líquido produzem um jato de gás de alta pressão capaz de gerar um torque ou um deslocamento no veículo espacial;
- b. **Rodas de reação:** mecanismo composto por um volante cuja rotação é ativada e mantida por um motor de rotação controlada. Seu princípio de funcionamento é similar ao giroscópio, porém, como o eixo de rotação da roda não possui liberdade de movimento por estar

fixo ao corpo do satélite, haverá uma reação ao se modificar a atitude fazendo com que a velocidade de rotação seja alterada;

- c. **Bobinas eletromagnéticas:** são dispositivos que geram um momento de dipolo magnético o qual interage com o campo magnético da Terra, modificando assim o momento angular do satélite e conseqüentemente sua atitude.

### 2.9.3. Controladores PID

A função de um controlador automático é comparar o valor real de saída da planta com a entrada de referência, determinar o desvio e produzir um sinal de controle que vai reduzir ou eliminar essa discrepância. A maneira pela qual o controlador produz o sinal de controle é denominada de ação de controle. O sinal de erro atuante é detectado pelo controlador e amplificado a um nível suficientemente alto, esse sinal é então enviado ao atuador que irá produzir o sinal de entrada na planta.

A maioria dos controladores industriais em uso atualmente emprega esquemas de controle Proporcional-Integral-Derivativo (PID). A utilidade dos controles PID está em sua aplicabilidade geral à maioria dos sistemas de controle. Esse tipo de controlador se torna útil para os casos em que o modelo matemático da planta não é conhecido e, portanto, métodos de projeto analítico não podem ser utilizados (OGATA, 2003).

Considerando o diagrama de blocos mostrado na Figura 2.26, as expressões tradicionais para controladores PID são dadas a seguir:

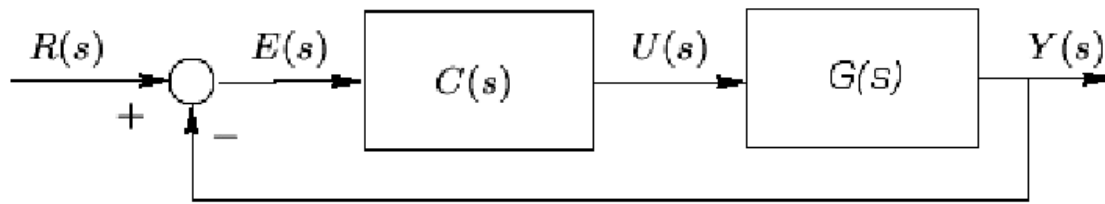


Figura 2.26 – Componentes de um sistema de controle.  
Fonte: Ogata (2003).

$$C_P(s) = K_P \quad (2.69)$$

$$C_{PI}(s) = K_P + \frac{I}{K_I s} \quad (2.70)$$

$$C_{PD}(s) = K_P + sK_D \quad (2.71)$$

$$C_{PID}(s) = K_P + sK_D + \frac{I}{K_I s} \quad (2.72)$$

onde  $K_P$ ,  $K_I$  e  $K_D$  são conhecidos como ganho proporcional, ganho derivativo e ganho integral respectivamente.

De acordo com Ogata (2003), os efeitos das ações de controle no desempenho dos sistemas podem ser descritas como:

- a. **Ação de controle proporcional:** fornece uma contribuição que depende do valor instantâneo do erro, definido pela diferença entre o valor real e o valor de referência. Um controlador proporcional pode controlar qualquer planta estável, mas oferece desempenho limitado e erro estacionário não nulo. Essa última limitação decorre do fato de que sua resposta em frequência é limitada para todas as frequências;

- b. **Ação de controle integral:** fornece uma contribuição que é proporcional ao erro acumulado, implicando em um modo de controle com ação mais lenta. Esse modo, analisado, separadamente, possui duas grandes desvantagens: a primeira é o fato de o pólo na origem ser altamente prejudicial à estabilidade da malha; a segunda é o fato de dar margem ao efeito *wind-up* (entrada atinge o limite de saturação e continua sendo integrada na malha). Entretanto, a ação integral de controle tem a vantagem de zerar o erro em regime estacionário;
- c. **Ação de controle derivativa:** atua na taxa de mudança do erro, implicando em uma ação de controle rápida que desaparece na presença de erros constantes. Constantemente é conhecida como modo preditivo por ser dependente da tendência de variação do erro. A maior limitação do modo derivativo, quando analisado isoladamente, é a geração de ações de controle de amplitude elevada em resposta a erros de frequência elevadas, tais como ruídos na medição.

Se um modelo matemático da planta pode ser obtido, então é possível aplicar várias técnicas de projeto na determinação dos parâmetros do controlador que irão impor as especificações do regime transitório e do regime permanente do sistema de malha fechada. Porém, se a planta for muito complexa, de modo que seu modelo matemático não possa ser obtido facilmente, então a abordagem analítica do projeto do controlador PID não será possível, tornando-se necessário recorrer a abordagens experimentais de sintonia de controladores PID (OGATA, 2003). Outro modo de determinar os ganhos de um controlador PID é por meio de algoritmos evolutivos, cuja abordagem foi utilizada neste trabalho.

## 2.10. Algoritmos evolutivos

Nos últimos anos surgiu uma classe de métodos de otimização que têm como característica a inspiração em fenômenos naturais. Provavelmente, a motivação por trás dessa abordagem tenha sido a observação da otimização de vários processos naturais. Com a finalidade de gastar menos energia, reduzir resíduos ou produzir indivíduos mais adaptáveis, a natureza desenvolveu mecanismos robustos, auto-reguladores, que buscam produzir soluções simples e eficientes. Dentre a classe de algoritmos inspirados na natureza, talvez os dois mais utilizados em problemas complexos de otimização sejam o Recozimento Simulado (*Simulated Annealing*) e os Algoritmos Genéticos (*Genetic Algorithms*). A implementação prática destes métodos apresentam uma característica comum: a busca pelo ótimo é feita por meio de um processo estocástico guiado pelo ajuste de parâmetros livres; cuja regulagem define a eficiência do método. Porém esse procedimento pode se revelar computacionalmente custoso (SOUZA, 2002).

Um problema de otimização pode ser definido, matematicamente, pela determinação do mínimo ou máximo valor de uma função objetivo no espaço de projeto definido pelas restrições. Para um problema mono-objetivo, Souza (2002) o descreve da seguinte forma:

Minimizar:

$$F(x) \quad (\text{função objetivo})$$

Sujeito à:

$$g_j(x) \leq 0 \quad j = 1, m \quad (\text{restrições de desigualdade})$$

$$h_k(x) = 0 \quad k = 1, l \quad (\text{restrições de igualdade})$$

$$x_{i\_inf} \leq x_i \leq x_{i\_sup} \quad i = 1, n \quad (\text{restrições laterais})$$

Onde:

$$\mathbf{x}^T = \{x_1, x_2, x_3, \dots, x_n\} \quad (\text{variáveis de projeto})$$

e  $x_{i\_inf}$  e  $x_{i\_sup}$  representam os limites inferiores e superiores, respectivamente, ao valor de cada variável de projeto  $x_i$ .

### 2.10.1. Otimização Extrema Generalizada (GEO)

Souza (2002) propôs um algoritmo que generaliza o método da otimização extrema, denominado de Otimização Extrema Generalizada (GEO – *Generalized Extremal Optimization*). Esse novo algoritmo, de fácil implementação, é voltado preferencialmente para atacar problemas de otimização que possuam um espaço de projeto complexo, que pode ser não convexo, disjunto, apresente múltiplos mínimos e não linearidades na função objetivo e nas restrições. O algoritmo GEO pode ser aplicado à problemas com qualquer tipo de variáveis, sejam elas contínuas, inteiras ou discretas. E uma vantagem do GEO em relação aos outros métodos estocásticos é o fato dele possuir apenas um parâmetro livre a ser ajustado.

Primeiramente, um número específico de espécies é considerado e a cada espécie é atribuído um índice de adaptabilidade que indica qual a probabilidade de uma determinada espécie sofrer mutação. No GEO, essa população de espécies é formada por uma sequência de *bits*; podendo assumir o valor de 0 ou 1.

A primeira decisão a ser tomada em uma aplicação prática do algoritmo descrito acima é a definição do número de bits que representará cada uma das variáveis de projeto. A Equação 2.73, apresentada em Souza (2002), fornece o número mínimo de bits ( $m$ ) necessário para se obter uma determinada precisão ( $p$ ) sabendo-se os valores mínimos ( $x_{i\_inf}$ ) e máximos ( $x_{i\_sup}$ ):

$$2^m \geq \left[ \frac{(x_{i\_sup} - x_{i\_inf})}{p} + 1 \right] \quad (2.73)$$

O valor de  $x$  para cada variável é obtido, primeiramente, convertendo seu valor binário para a base decimal. Então, o valor real de  $x_i$  pode ser obtido pela seguinte equação (SOUZA, 2002):

$$x_i = x_{i\_inf} + (x_{i\_sup} - x_{i\_inf}) \frac{x_{i\_b10}}{(2^{I_i} - 1)} \quad (2.74)$$

onde  $x_{i\_b10}$  representa o número inteiro gerado na transformação da variável de projeto de uma representação binária para uma decimal.

Souza (2002) descreve que o algoritmo GEO pode ser executado em seis passos. Primeiramente, uma sequência binária de comprimento  $L$  que codifica  $N$  variáveis de projeto é inicializada aleatoriamente. O valor da função objetivo, da configuração inicial de bits, é calculado e armazenado. Esse único valor corresponde ao melhor valor encontrado até o momento.

Em seguida, cada bit da sequência sofre uma mutação, ou seja, tem seu valor alterado (de 0 para 1 ou 1 para 0). Então, o valor da função objetivo é calculado novamente para cada bit alterado, ou seja, altera-se o primeiro bit e calcula-se a função objetivo, depois se retorna o bit ao seu valor original e efetua-se o mesmo procedimento para o bit seguinte. Para cada bit é atribuído um índice de adaptabilidade ( $\Delta F = \Delta F_i - \Delta F_{melhor}$ ) que indica o ganho ou perda que a função objetivo possui ao mudar o valor do bit, comparado com o melhor valor encontrado para a função objetivo até o momento.

Os bits são ordenados de acordo com o índice de adaptabilidade, ou seja, atribui-se  $k = 1$  para a mutação no bit que gerar o menor valor da função objetivo e  $k = N$  para a mutação no bit que retornar o maior valor da função objetivo. Depois da ordenação, um bit candidato deve ser escolhido, com igual probabilidade, para sofrer mutação. Um número aleatório, com distribuição uniforme, no intervalo entre zero e um é gerado. Feito isso, calcula-se a probabilidade desse bit sofrer mutação de acordo com a Equação 2.75:

$$P_k = k^{-\tau} \quad (2.75)$$

onde  $\tau$  representa um parâmetro de busca pelo ótimo. Souza (2002) analisa a variação desse parâmetro em diversos problemas assim como o desempenho do GEO, de forma a tornar a busca pelo mínimo mais eficiente.

Depois de efetuado esse cálculo, deve-se verificar se o número aleatório é menor ou igual a probabilidade  $P_k$ , caso essa condição seja verdadeira, o bit escolhido irá sofrer a mutação. Caso contrário, o procedimento é repetido até que um bit seja alterado.

Com o novo bit, origina-se uma nova sequência de bits. Então, o valor da função objetivo é calculado para essa nova configuração de bits e caso seja melhor do que o valor obtido anteriormente, um novo valor é armazenado. O procedimento completo é repetido até que um critério de parada seja satisfeito. A Figura 2.27 descreve os passos do algoritmo GEO.



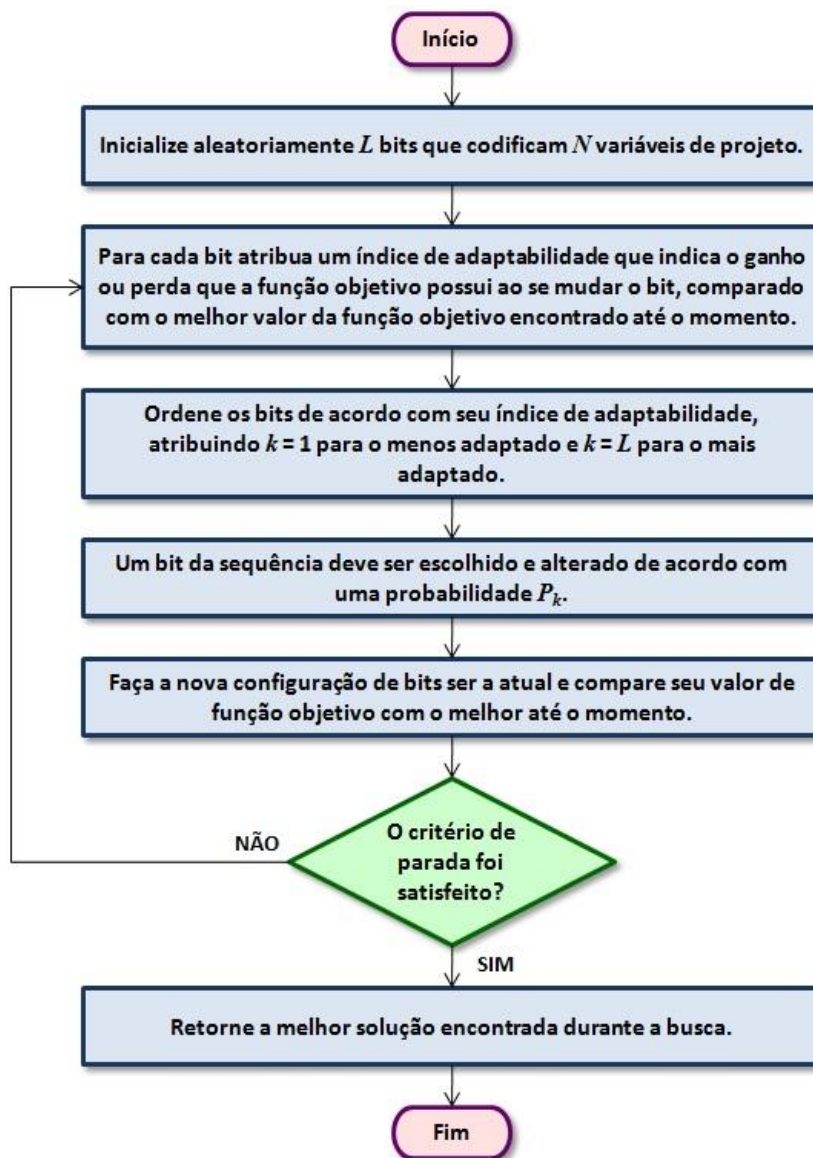


Figura 2.27 – Fluxograma do algoritmo GEO.  
 Fonte: Adaptada de Lopes (2008).

Lopes (2008) propôs duas novas versões do algoritmo GEO visando melhorar o desempenho. Esses novos algoritmos utilizam variáveis reais ao invés de bits para codificar as variáveis de projeto. A vantagem desse novo método é a não necessidade de se estipular uma determinada precisão para o algoritmo como ocorre nos casos binários. A mutação nesse caso ocorre gerando-se uma perturbação aleatória com distribuição gaussiana de média nula e desvio

padrão a ser escolhido como um novo parâmetro livre do algoritmo, conforme mostra a equação a seguir (LOPES, 2008):

$$X'_i = X_i + N(0, \sigma) X_i \quad (2.76)$$

onde o termo  $X_i$  refere-se às variáveis de projeto,  $X'_i$  às variáveis de projeto após a modificação e o termo  $N(0, \sigma)$  representa a perturbação gaussiana de média nula e desvio padrão  $\sigma$ . O índice  $i$  varia de 1 até  $N$  (número de variáveis de projeto).

A primeira versão do algoritmo GEO com variáveis reais desenvolvida por Lopes (2008) foi denominada de  $GEO_{real1}$ . A segunda versão do algoritmo GEO com variáveis reais proposto por Lopes (2008), denominada de  $GEO_{real2}$  difere da primeira pelo fato de que são geradas diversas modificações com desvios padrões diferentes nas variáveis que codificam o projeto, ou seja, é criado um conjunto de desvios padrões com média nula que modificam as variáveis iniciais.

Lopes (2008) utilizou os novos algoritmos em um problema de controle ótimo de atitude de um satélite artificial, visando obter os ganhos de duas leis de controle: uma do tipo proporcional-derivativo (PD) e uma não-linear. O objetivo do estudo era controlar a atitude de dois modelos diferentes de satélites: um rígido e o outro rígido-flexível. O algoritmo utilizado neste trabalho, para encontrar os ganhos do controlador, foi o  $GEO_{real1}$ . Informações sobre sua adequação ao problema proposto serão dadas nos capítulos posteriores.

## **2.11. Revisão da literatura**

Ferreira (1983), em sua tese de doutorado defendida no INPE, propôs controlar a atitude de satélites artificiais de baixa altitude mediante o uso de aletas

estabilizadoras. O sistema de controle desenvolvido tem a função de manter o satélite orientado segundo a vertical local. Para isso, o sistema aproveita as forças aerodinâmicas que, incidindo sobre as aletas, cria um torque restaurador de modo a alinhar novamente o satélite com a referência.

O trabalho de Vinh e Hanson (1985) fornece um estudo sobre a transferência ótima de uma órbita terrestre alta para uma órbita baixa com ou sem mudança de plano. Ele cita que a manobra ótima pode ser puramente propulsiva ou aeroassistida. Para manobras aeroassistidas, o modo ótimo, segundo Vinh e Hanson (1985), pode ser parabólico ou elíptico. O primeiro caso de seu trabalho mostra um diagrama com regiões ótimas, para cada tipo de manobra, para uma transferência de uma órbita geoestacionária para uma órbita baixa. No exemplo da manobra aeroassistida, considera-se que o veículo atinge a atmosfera em uma altitude de 120 km. As manobras propulsivas consideradas são a transferência de Hohmann e transferência parabólica.

Murphy e Suit (1987) analisaram a eficácia de uma manobra aeroassistida para realizar uma mudança na inclinação orbital de um veículo espacial. Consideraram que a manobra aeroassistida é realizada em uma altitude de perigeu de aproximadamente 120 km.

Em 1988, Braun e Suit publicaram um trabalho que mostrava uma investigação sobre várias trajetórias de *aerobraking* (passagem única e múltiplas passagens), considerando restrições como o aquecimento do veículo e a altitude do apogeu. O veículo utilizado em seus estudos possui uma razão de  $L/D$  de 0,30 e as características de sustentação e arrasto do veículo foram determinadas em testes de túnel de vento (Figura 2.28). O ângulo de rolamento foi utilizado como controle aerodinâmico durante as manobras. Os autores concluíram que a economia de propelente para uma passagem única, comparada a transferência de Hohmann, não é significativa. Porém, com várias

passagens pela atmosfera a economia de combustível se torna maior, mas o tempo de vôo também aumenta.

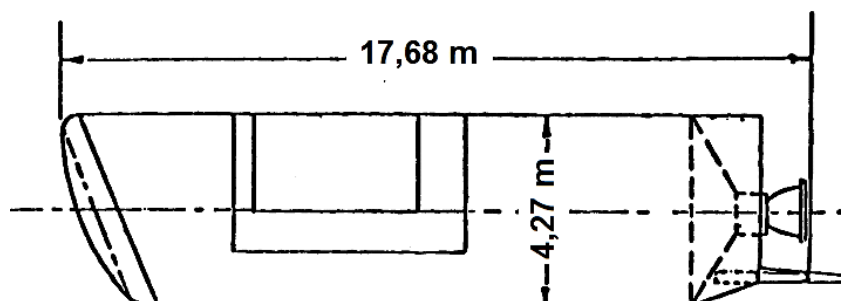


Figura 2.28 – Veículo utilizado na transferência aeroassistida.  
Fonte: Adaptada de Braun e Suit (1988).

Naidu et al (1990) publicaram um estudo de manobras envolvendo transferências orbitais e coplanares de uma órbita geoestacionária para uma órbita baixa com passagens pela atmosfera, com o objetivo de minimizar o consumo total de combustível. O controle do veículo é realizado por meio do controle da sustentação que é função do ângulo de ataque. A rotação da Terra é desprezada a fim de simplificações.

Em 1995 foi feito um acordo entre Brasil e França (INPE e CNES) para a construção de um micro-satélite científico, o Satélite Franco-Brasileiro FBM, que seria lançado como carona em um foguete Ariane 5 e depois realizaria manobras de *aerobraking* para transferir o satélite para a órbita de serviço (FURLAN, 1998). O foguete Ariane 5 possui a capacidade de carregar até 8 microsátélites com massa individual de no máximo 120 kg por meio da plataforma *Ariane Structure for Auxiliary Payload (ASAP)*. Entretanto, o foguete foi projetado para colocar satélites artificiais em órbitas geoestacionárias. O propelente necessário para transferir o FBM para uma órbita baixa (entre 800 e 1.300 km), por meio de propelentes químicos, ultrapassaria a quantidade de massa permitida. Essa questão levou as agências espaciais a estudarem o conceito de *aerobraking* como uma solução alternativa. Foi estipulado um

tempo máximo de três meses para a realização da manobra (BREZUN et al., 2000; BOGOSSIAN, 2010). Em 2003 o CNES saiu do programa, que foi posteriormente descontinuado.

Num trabalho publicado no INPE, Guedes (1997) apresenta um estudo numérico da reentrada de um veículo na atmosfera terrestre, a fim de analisar a dispersão da trajetória em relação a um ponto de pouso, utilizando sistema geocêntrico inercial e manobras laterais. No modelo atmosférico, é admitido que a atmosfera gira com a mesma velocidade de rotação da Terra. O perfil da densidade segue o modelo padrão fornecido pelo *U.S. Standard Atmosphere 1976*. O autor adotou um veículo com formato cônico e nariz arredondado (Figura 2.29). Ele admitiu que o veículo buscasse rapidamente uma condição de atitude de vôo estável. Considerou-se nesse estudo, também, o campo gravitacional de uma Terra não esférica e com distribuição de massa assimétrica, e o modelo do geopotencial foi aquele implementado por Kuga et al. (1983).

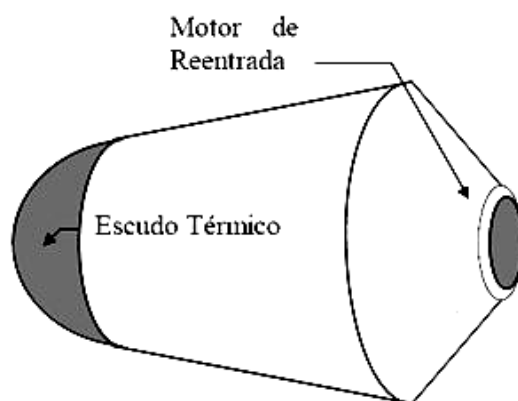


Figura 2.29 – Forma geral do satélite com motor de re-entrada e escudo térmico.  
Fonte: Guedes (1997).

Outra contribuição importante publicada no INPE foi a de Walkiria Schulz (2001), cujo objetivo foi estabelecer os ganhos de desempenho obtidos com o uso de forças aerodinâmicas e propulsivas durante uma mudança de plano

orbital. Foi desenvolvida uma lei de controle ótima para manobrar o satélite e minimizar o consumo de combustível necessário para a variação de velocidade. Não foram consideradas restrições de tempo e nem de posição em seus estudos. O veículo utilizado na simulação foi o mesmo adotado por Guedes (1997). Em um primeiro estudo foram considerados coeficientes aerodinâmicos constantes dentro da atmosfera, e posteriormente foi feito com que os ângulos de ataque e rolamento variassem linearmente para produzir variações nos coeficientes aerodinâmicos, mas observou-se que a variação encontrada nos coeficientes, constantes e com variações, não é significativa e pode ser desprezada. Dentro dos limites da atmosfera (abaixo de 200 km de altitude) não são disparados jatos, as únicas forças envolvidas são de origem aerodinâmica e gravitacional.

Kumar e Tewari (2005) apresentaram uma estratégia combinada de *aerobraking* e *aerocapture* para alcançar uma órbita circular partindo de uma trajetória hiperbólica. Os autores citam a missão da sonda espacial *Magellan*, lançada pela Agência Espacial Americana (NASA - *National Aeronautics and Space Administration*) em 4 de maio de 1989 com objetivo de orbitar Venus. Essa sonda realizou *aerobraking* de 25 de maio a 3 de agosto de 1993, totalizando um período de 68 dias. *Magellan* era composta por dois painéis solares com comprimento de 2,5 metros cada um. Segundo os autores, existem materiais ablativos capazes de suportar extremas taxas de transferência de calor de até  $15.000 \text{ kW/m}^2$ . No trabalho deles, o pico convectivo do fluxo de calor para a primeira passagem foi mantida em  $4.500 \text{ kW/m}^2$ . O veículo utilizado é aproximado por um cubo composto de painéis de cada lado, conforme mostra a Figura 2.30. A massa inicial do veículo considerado foi de 475 kg. O *aerobraking* é realizado em altitudes de aproximadamente 100 km.

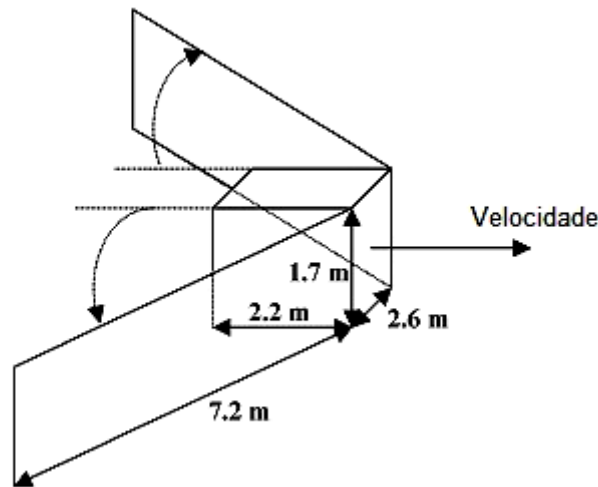


Figura 2.30 – Veículo utilizado nas simulações de manobras aeroassistidas de Kumar e Tewari.

Fonte: Adaptada de Kumar e Tewari (2005).

No trabalho de Bérend et al (2007), foi proposto um novo método de otimização de trajetórias de um Veículo de Transferência Orbital Aeroassistida (AOTV – *Aeroassisted Orbital Transfer Vehicle*), na qual a função custo a ser minimizada está relacionada com o fluxo de calor recebido pelo veículo. O desenvolvimento do trabalho considerou um baixo valor  $L/D$  (sustentação sobre arrasto), onde o controle atua somente no ângulo de rolamento. A densidade atmosférica foi calculada como função da altitude utilizando o modelo *U.S. Standard Atmosphere 1976*. As forças aerodinâmicas foram consideradas até uma altitude de 130 km.

Armellin e Lavagna (2008) utilizaram uma abordagem multiobjetivo para otimizar uma manobra de *aerocapture* em Marte. O estudo considerou a interação entre a forma do veículo, o controle da trajetória e o aquecimento da estrutura. As variáveis de otimização são os parâmetros geométricos da forma do veículo (Figura 2.31) e o ângulo de ataque. A propulsão somente é utilizada para o controle da atitude e elevação do periastro. Naquele trabalho foi utilizado um modelo atmosférico exponencial simples para o cálculo da densidade atmosférica.

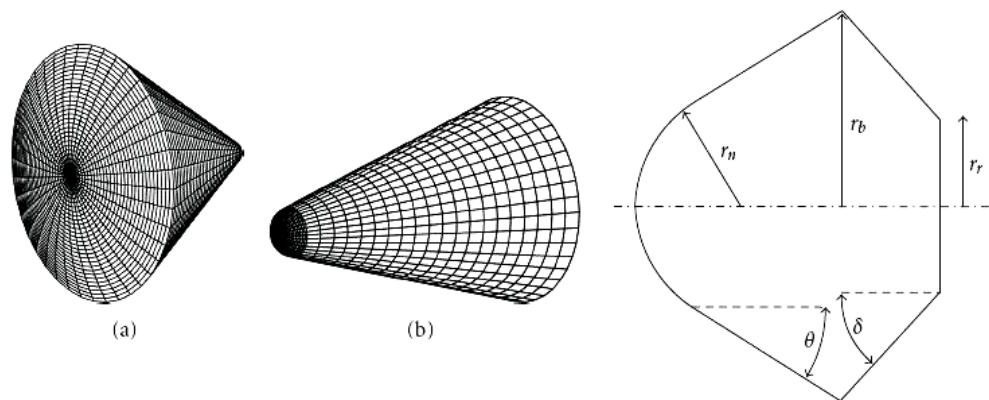


Figura 2.31 – Parâmetros considerados na otimização da forma do veículo espacial.  
 Fonte: Armellin e Lavagna (2008).

Bevilacqua e Romano (2008) exploraram o arrasto atmosférico a fim de realizar manobras de encontros (*rendezvous*) entre múltiplos veículos espaciais na órbita terrestre baixa. Cada veículo possui uma placa de arrasto cuja inclinação pode ser alterada entre  $0^\circ$  ou  $90^\circ$  (Figura 2.32), gerando forças de arrasto mínima ou máxima; valores intermediários não são considerados em seus estudos. As propriedades aerodinâmicas do veículo foram calculadas por meio da teoria de impacto newtoniana. Eles consideraram a atitude do veículo como estabilizada, a fim de simplificação. A principal vantagem da técnica proposta é a redução no gasto do propelente.

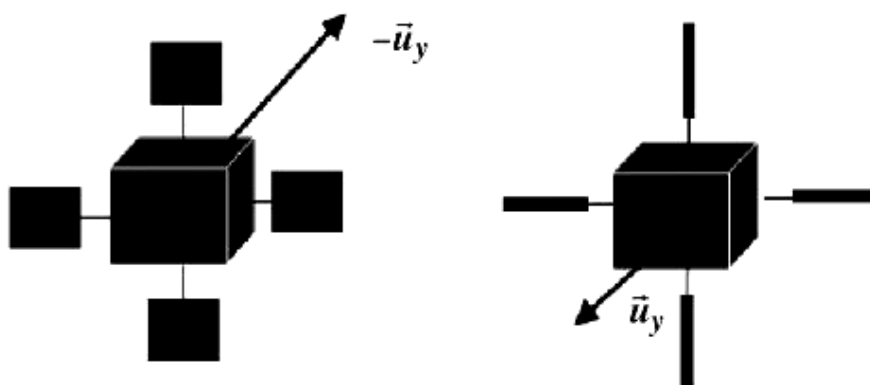


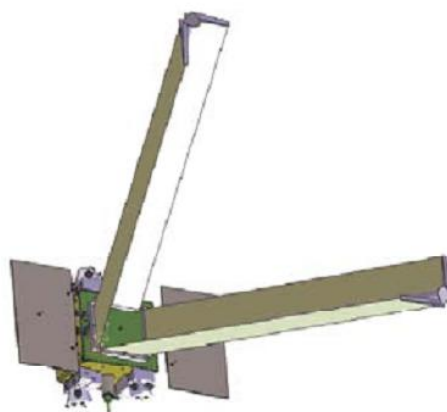
Figura 2.32 – Veículo espacial dotado de placas de arrasto.  
 Fonte: Adaptada de Bevilacqua e Romano (2008).



Em 2004, a agência espacial francesa CNES decidiu aplicar as regras do código de conduta de satélites em final de vida, elaborada pelas principais agências espaciais européias, para mitigação de detritos. Em órbita terrestre baixa, as regras limitam o tempo de vida dos satélites em órbita, em 25 anos após o término da missão operacional, ou então o satélite deverá ser transferido para uma órbita acima de 2.000 km de altitude. A fim de atender essas instruções, a agência CNES reuniu uma força tarefa para encontrar a melhor alternativa de ser implementada no satélite em desenvolvimento MICROSCOPE. Esse veículo, cuja massa é de 200 kg, deverá ser lançado em 2014 em uma órbita circular de 790 km de altitude. Sem nenhuma ação tomada, a re-entrada natural do veículo ocorreria em 67 anos (DUPUY; COULS, 2010). Dupuy e Couls (2010) apresentam uma nova tecnologia para aumentar a taxa de decaimento do satélite ao final da vida. Dois painéis flexíveis seriam acoplados ao MICROSCOPE e acionados somente ao final da missão. Estes apêndices funcionariam como “asas” com o objetivo de aumentar a área projetada do veículo e conseqüentemente as forças de arrasto sofridas por ele. Com essa abordagem, segundo os autores, seria possível atender ao prazo de re-entrada do veículo em 25 anos. A Figura 2.33 mostra o satélite em configuração orbital e de re-entrada.



(a) Configuração orbital



(b) Configuração de re-entrada

Figura 2.33 – Satélite MICROSCOPE da agência espacial CNES: (a) configuração orbital; (b) configuração de re-entrada.  
Fonte: Dupuy e Couls (2010).



### 3 MODELAGEM DO PROBLEMA E ARQUITETURA DO SIMULADOR

No capítulo anterior foram descritos os principais conceitos utilizados neste trabalho, assim como a revisão da literatura. O presente capítulo visa explicitar o problema a ser resolvido e as considerações adotadas em sua modelagem. Outra finalidade é apresentar a arquitetura do simulador desenvolvido para auxiliar na solução do problema formulado.

#### 3.1. Formulação do problema

As agências espaciais estão, cada vez mais, buscando alternativas para reduzir os altos custos das missões espaciais, porém, o grande desafio é reduzir o orçamento e mesmo assim atingir os resultados especificados pelo projeto. Conforme explicado no capítulo anterior, as manobras orbitais são importantes para qualquer tipo de missão espacial, porém, altas manobrabilidades no espaço exigem um elevado custo orçamentário. Como observado na Equação 2.28, o incremento de velocidade necessário para executar uma mudança de plano, em um ângulo significativo, é aproximadamente proporcional à velocidade inicial. Esse montante de incremento de velocidade é inviável devido à quantidade de propelente extra que seria necessário levar para o espaço.

Uma opção para reduzir o custo de uma mudança de plano orbital seria aumentar o impulso específico ( $I_{SP}$ ) do propelente utilizado. Embora o  $\Delta V$  necessário permanecesse o mesmo, a quantidade de propelente seria significativamente reduzida. Uma alternativa que apresenta alto valor de impulso específico são os sistemas propulsivos elétricos, porém, esses sistemas apresentam baixa força de impulso (JOLLEY; WITHMORE, 2007).

Uma técnica que, cada vez mais, está sendo utilizada nas missões interplanetárias são as manobras aeroassistidas. O principal fator na decisão

dessa escolha é a economia de combustível, permitindo ao veículo espacial levar uma carga útil maior. A atenção deste trabalho concentra-se em manobras aeroassistidas realizadas ao redor da Terra. Entretanto, para aplicação em outros planetas é somente uma questão de pequenas alterações de parâmetros e modelos atmosféricos do simulador.

Segundo Armellin e Lavagna (2008), a forma geométrica dos veículos espaciais utilizados em transferências orbitais aeroassistidas é um importante parâmetro que pode aumentar a eficiência global da manobra. Diversos trabalhos utilizam veículos de formato cônico e carenagem arredondada, similar aqueles utilizados por Guedes (1997) e Schulz (2001), com o objetivo de elevar a razão entre a força de sustentação e arrasto. Porém, esses veículos divergem bastante da forma dos satélites convencionais. Portanto, no presente trabalho é adotado um veículo espacial de formato cúbico composto de duas placas retangulares alocadas em lados opostos do corpo do veículo. Essas placas possuem a capacidade de alterar o ângulo de ataque em relação ao fluxo de partículas e, conseqüentemente, as forças aerodinâmicas sofridas pelo veículo. Em função dessa propriedade, essas placas serão chamadas ao longo deste trabalho como placas aerodinâmicas. Um veículo similar a este descrito, e que serviu também como motivação para a realização desse projeto, foi aquele desenvolvido por Bevilacqua e Romano (2008).

Schulz (2001) formulou seu problema da seguinte forma: “Como transferir um satélite entre duas órbitas, utilizando manobras aeroassistidas, de tal forma que o consumo de combustível seja mínimo?”. Este trabalho não visa a otimização da manobra, e sim os efeitos que manobras aeroassistidas podem provocar no sistema de controle de órbita. Contudo, questões foram levantadas com a formulação desse problema, tais como: determinar a diferença de combustível gasto entre uma manobra aeroassistida e uma totalmente propulsiva para o veículo espacial em questão; determinar a variação nos elementos keplerianos

de acordo com os ângulos aerodinâmicos estipulados e determinar a diferença de tempo percorrido para a realização das manobras.

### **3.2. Considerações**

As simulações realizadas para estudar o problema proposto no tópico anterior levaram em consideração que:

- a. Durante toda a trajetória (até mesmo na região atmosférica), jatos propulsivos (impulsivos e contínuos) podem ser disparados a fim de controlar a trajetória;
- b. O sistema de controle aerodinâmico somente é acionado abaixo de uma altitude de 120 km;
- c. Os coeficientes aerodinâmicos variam em função dos ângulos de ataque e rolamento;
- d. O campo gravitacional terrestre não é esférico e possui distribuição de massa assimétrica;
- e. A atmosfera possui a mesma velocidade de rotação da Terra;
- f. O sistema de coordenadas utilizado é o Sistema Geocêntrico Inercial, onde os eixos tri-ortogonais têm origem no centro de massa da Terra, com eixo  $X$  apontando na direção do ponto vernal, eixo  $Z$  apontando na direção do pólo médio de rotação terrestre e eixo  $Y$  sobre a linha do equador completando o triedro dextrógiro;
- g. A massa do veículo varia ao longo da trajetória em função da ejeção dos gases;

- h. O modelo atmosférico utilizado permite o cálculo dos parâmetros da atmosfera em uma altitude de 0 a 2.000 km;
- i. Considera-se a ausência de *sloshing*, que são oscilações da superfície livre de um fluido em um tanque parcialmente cheio;
- j. O ângulo de rolamento do veículo é alterado por meio de um controlador de atitude, cuja dinâmica não foi considerada na simulação;
- k. O ângulo de ataque é controlado em malha fechada pelo sistema de controle aerodinâmico;
- l. As forças aerodinâmicas sofridas pelo corpo do veículo também são calculadas pelo modelo aerodinâmico.

### **3.3. Especificações do veículo espacial**

Foi considerado nas simulações um veículo espacial composto de duas placas aerodinâmicas retangulares. O corpo do veículo espacial é aproximado por um cubo de 1 x 1 x 1 m e as placas aerodinâmicas possuem comprimento de 2 m e largura de 1 m (Figura 3.1). A espessura das placas foi considerada desprezível, nos cálculos aerodinâmicos, comparada às outras dimensões. Para efetuar a rotação dos eixos acoplados às placas foi considerado o uso de motores de passo. O intervalo de operação do ângulo de ataque, que é a inclinação das placas com relação ao fluxo de partículas, e do ângulo de rolamento é de +90° a -90°.

A massa inicial do veículo adotado é de 500 kg, cujo valor começa a se reduzir a medida que o veículo ejeta os gases propelentes. O sistema propulsivo utiliza

oxigênio / hidrogênio líquido como sendo o propelente para as manobras, cujo impulso específico é de 460 s.

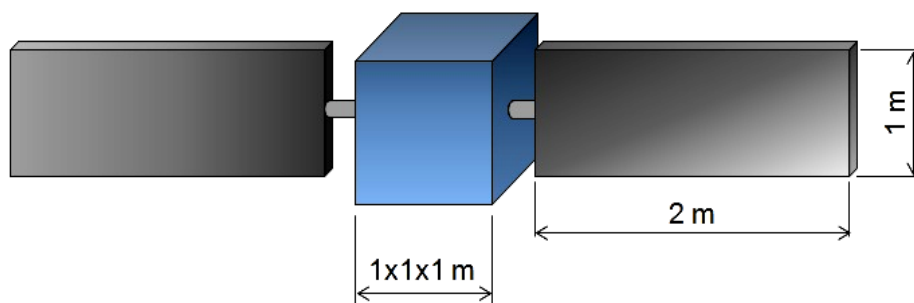


Figura 3.1 – Dimensões do veículo espacial.

### 3.4. Recursos disponíveis

O processo de simulação das manobras orbitais foi desenvolvido mediante os recursos de *hardware* apresentados na Tabela 3.1.

Tabela 3.1 – Especificação do *hardware* utilizado

Descrição	Especificação / Modelo
Modelo do processador	AMD Turion™ 64 X2 TL-60
Velocidade do <i>clock</i> do processador	2.00 GHz
Número de núcleos do processador	2
Memória (RAM)	4.00 GB
Sistema operacional	Windows 7 Home Premium
Tipo de sistema	Sistema operacional de 64 bits
<i>Software</i> utilizado para simulação	<i>Matlab / Simulink</i> ®
Versão do <i>software</i>	7.5.0.342 (R2007b)

### 3.5. Implementação de modelos atmosféricos

O modelo mais utilizado, entre os trabalhos encontrados na literatura, foi o *U.S. Standard Atmosphere* (versões de 1962 e 1976). Esse modelo é fornecido por Regan e Andakrishnan (1993) e também por Tewari (2007). Rocco (2002) fornece em seu trabalho o modelo da atmosfera desenvolvido por Dobrzelecki. Esses modelos foram implementados no ambiente de modelagem e simulação do *Matlab / Simulink*<sup>®</sup>, com o intuito de realizar uma análise comparativa entre eles. A Figura 3.2 mostra a variação da densidade atmosférica em uma faixa de altitude de 90 a 220 km.

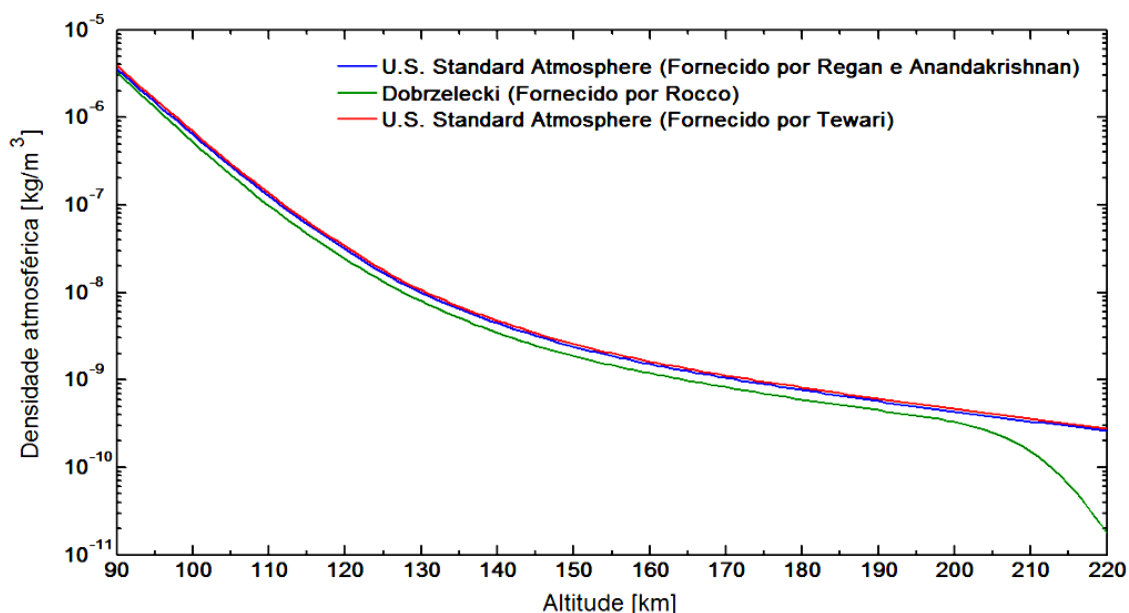


Figura 3.2 – Comparação entre modelos atmosféricos.

É possível observar que o modelo *U.S. Standard Atmosphere*, fornecido pelos dois autores, apresenta um comportamento bastante similar. O modelo atmosférico fornecido por Rocco (2002) começou a apresentar um desvio, em relação aos demais modelos, a partir da altitude de 200 km. Neste trabalho foi utilizado o modelo *U.S. Standard Atmosphere* fornecido por Tewari (2007) para o cálculo da densidade atmosférica. O modelo implementado em linguagem *Matlab / Simulink*<sup>®</sup> pode ser visualizado no Apêndice A. A variação da



densidade atmosférica de 0 a 2.000 km de altitude, do modelo atmosférico utilizado, é apresentada na Figura 3.3.

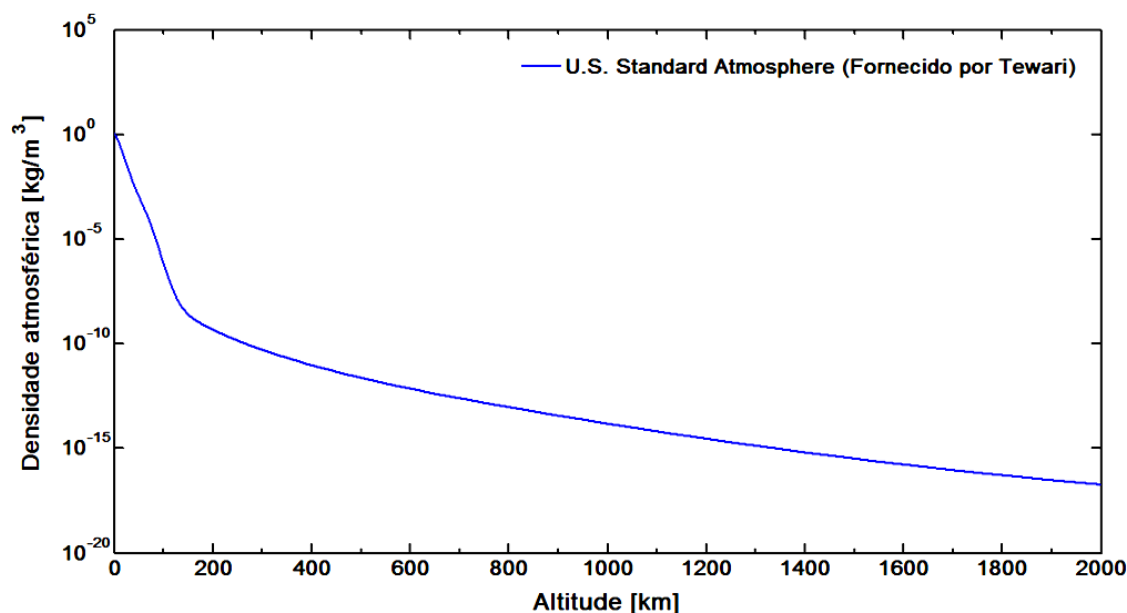


Figura 3.3 – Densidade atmosférica em função da altitude do modelo fornecido por Tewari (2007).

### 3.6. Análise das forças aerodinâmicas

O presente estudo teve como finalidade estimar a magnitude das forças aerodinâmicas sofridas pelo veículo em função do ângulo de ataque das placas aerodinâmicas. Foram utilizadas as Equações 2.47 e 2.48, fornecidas no Capítulo 2, para o cálculo das forças aerodinâmicas. Adotou-se que o veículo está em uma altitude de 115 km com velocidade constante. Esse valor foi escolhido com base na revisão bibliográfica realizada. Foi adotada a área projetada ao invés da área superficial das placas aerodinâmicas, com isso, utilizaram-se as Equações 2.66 e 2.67 para o cálculo dos coeficientes aerodinâmico.

A Figura 3.4 ilustra a variação das forças aerodinâmicas em função do ângulo de ataque das placas aerodinâmicas para uma altitude de 115 km.

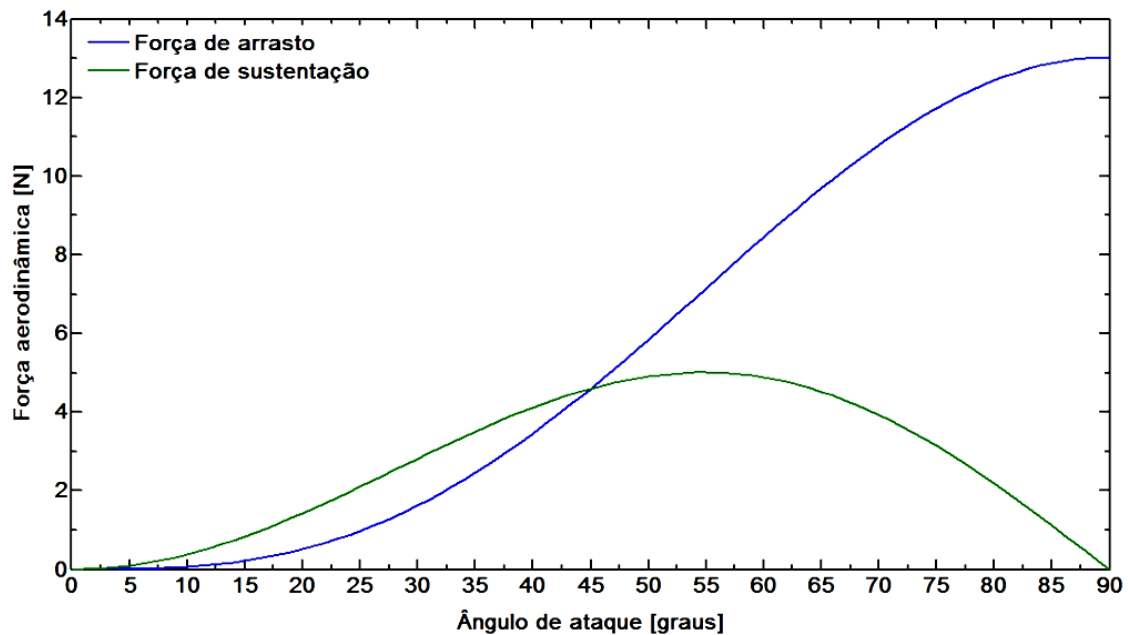


Figura 3.4 – Força aerodinâmica em função do ângulo de ataque para uma altitude de 115 km.

O gráfico fornece informações importantes como: a máxima força de sustentação com a mínima força de arrasto acontece em um ângulo de ataque de 32 graus, com 45 graus as forças possuem o mesmo valor, a máxima força de sustentação acontece em 53 graus e a máxima força de arrasto ocorre em 90 graus.

A Figura 3.5 ilustra a variação das forças aerodinâmicas em função da altitude do veículo espacial com um ângulo de ataque ajustado para 30 graus, e a Figura 3.6 mostra a variação para um ângulo de 60 graus.

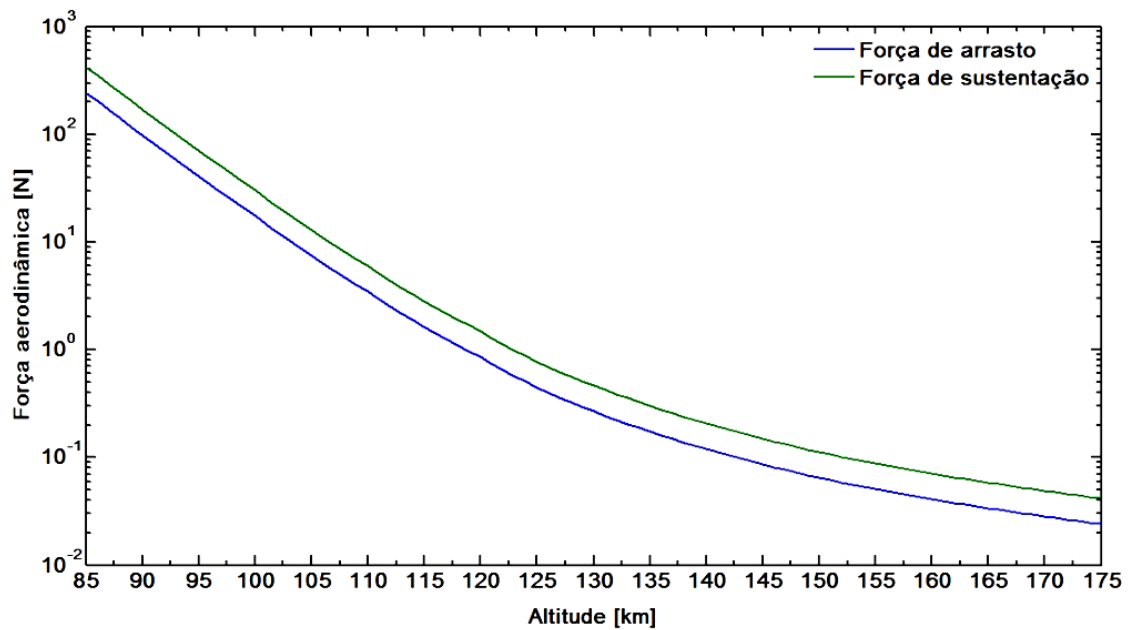


Figura 3.5 – Força aerodinâmica em função da altitude para um ângulo de ataque de 30 graus.

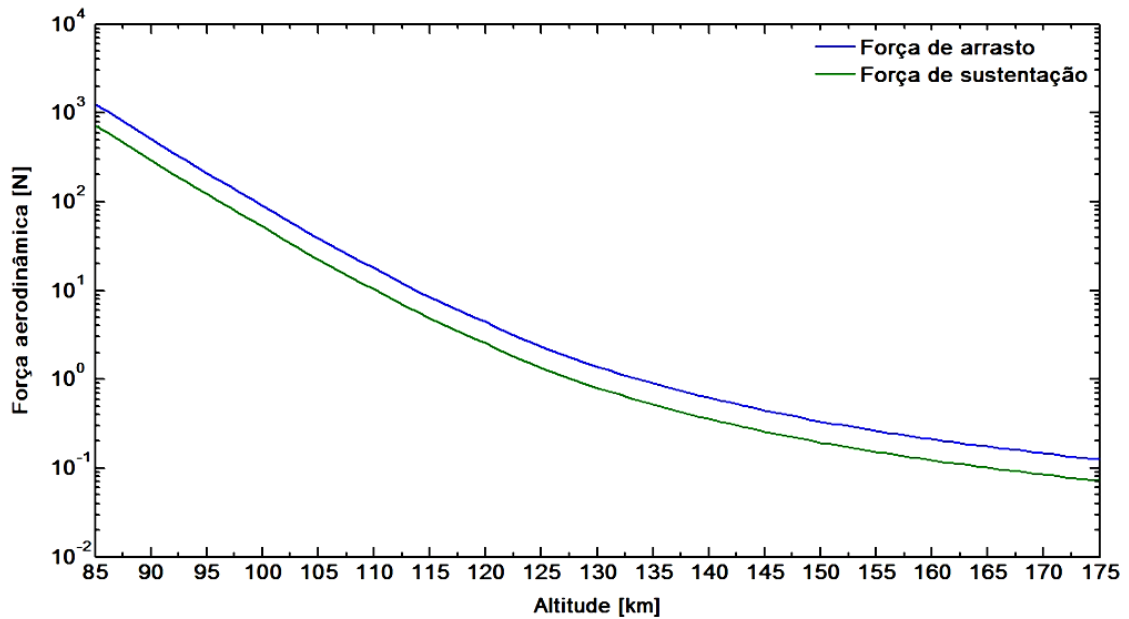


Figura 3.6 – Força aerodinâmica em função da altitude para um ângulo de ataque de 60 graus.

Com base nessas informações pode-se teorizar que manobras de diferentes finalidades (mudança de inclinação ou semi-eixo maior) podem ser realizadas

com diferentes ângulos de ataque das placas aerodinâmicas em diferentes altitudes a fim de se obter a magnitude das forças aerodinâmicas desejadas

### **3.7. Arquitetura do Simulador de Manobras Aeroassistidas (SAMS)**

O controle de modernas plantas, processos e sistemas necessitam do desenvolvimento de modelos e simuladores complexos, frequentemente traduzindo as relações representativas dos fenômenos em curso por inúmeras linhas de código computacional. Um simulador de trajetória de um veículo espacial, denominado de *Spacecraft Trajectory Simulator* (STS), foi desenvolvido por Rocco (2006; 2008a), utilizando a abordagem de modelagem e simulação por fluxo de informação no programa *Matlab / Simulink*<sup>®</sup>. O simulador foi amplamente empregado e testado em Marcelino (2009) e Rocco et al. (2010a, 2010b), onde o controle de trajetórias em manobras de empuxo contínuo foi estudado, e em Costa Filho (2010), onde analisou-se o acoplamento entre o controle de atitude e de trajetória durante manobras com empuxo contínuo.

O simulador STS considera o movimento orbital perturbado por distúrbios externos somados com não idealidades dos atuadores e sensores. É capaz de operar em malha fechada controlando a trajetória a cada instante de tempo, cujo passo é definido como um dos parâmetros de entrada. Esse simulador foi desenvolvido durante o projeto *First Look (Fast Initial In-Orbit Identification of Scientific Satellites 2005-2009)*. O projeto *First Look*, mantido na Alemanha pelo *Center of Applied Space Technology and Microgravity* (ZARM) em parceria com as universidades de Stanford e Cambridge, tinha como objetivo o desenvolvimento de simuladores capazes de simular com elevada precisão a atitude e a trajetória de sondas científicas do tipo *Drag-Free, High Performance Dynamics Satellite Simulator* (HPS), e posteriormente, utilizar esses simuladores na análise de missões como a *Gravity Probe B, Satellite Test of the Equivalence Principle* (STEP) e a missão MICROSCOPE (HIPKINS, 2009).

Dessa forma, o simulador STS serviu como ferramenta de verificação dos resultados obtidos com o módulo de perturbação da trajetória devido ao albedo terrestre, que faz parte do simulador desenvolvido no ZARM (ROCCO, 2008b, 2008c, 2009, 2010).

Em geral, em manobras de correção e transferência de órbita, utilizam-se sistemas de controle em malha aberta comandado por Terra. Todavia, em algumas missões, como por exemplo, do tipo *Drag-Free* (Gravity Probe B e Hipparcos) ou ainda missões que utilizam baixo empuxo, o controle em malha fechada torna-se obrigatório. A trajetória atmosférica de um veículo com sustentação deve estar continuamente sob controle para garantir que ele alcance seu objetivo final e não exceda os limites de aquecimento (SCHULZ, 2001). Além dessas missões, o controle em malha fechada da trajetória pode ser necessário em manutenção orbital de formações e constelações de satélites, manobras de *rendezvous* e *docking*, manobras autônomas, entre outras. O objetivo de um sistema de controle em malha fechada é manter o sinal de saída próximo ao sinal de entrada, diminuindo ao máximo os erros de regime, ou desvio de estado do sistema.

O simulador de trajetórias desenvolvido por Rocco (2006; 2008a) foi projetado para realizar manobras propulsivas em altitudes superiores à região atmosférica. Para executar as manobras aeroassistidas proposta neste trabalho, foi necessário desenvolver um novo simulador denominado de ***Spacecraft Aeroassisted Maneuver Simulator (SAMS)***, cuja estrutura principal é proveniente do STS. As principais diferenças entre o simulador SAMS e o STS são as rotinas que calculam os parâmetros aerodinâmicos (densidade atmosférica, coeficientes aerodinâmicos, velocidade relativa à atmosfera, entre outros) e a lógica de controle desenvolvida para que os atuadores propulsivos ou aerodinâmicos possam ser utilizados de forma simultânea ou não.

A arquitetura do SAMS pode ser basicamente dividida em dois módulos: o módulo de referência e o módulo real. O módulo de referência é responsável por gerar o sinal de entrada para o módulo real. No passo inicial, o módulo de referência considera o estado inicial (posição e velocidade) fornecido pelo módulo de entrada de dados ( $X_i, V_i$ ). Então, o estado é propagado pelo bloco da dinâmica do movimento orbital de referência, gerando um novo estado de referência ( $X_R, V_R$ ). A posição de referência ( $X_R$ ) do veículo é realimentada ao bloco de dinâmica do movimento orbital de referência e também enviada ao módulo real como sinal de entrada. A partir do segundo passo, um incremento de velocidade ( $\Delta V_G$ ), fornecido pelo bloco de guiamento, é somado ao vetor velocidade ( $V_R$ ) e o vetor resultante é realimentado ao bloco de dinâmica do movimento orbital.

No módulo real, ocorre a comparação da posição de referência ( $X_R$ ) com a posição real do satélite após a medição dos sensores ( $X_{A-S}$ ). Desta comparação, gera-se o sinal de erro ( $\Delta X$ ), ou seja, um erro na posição do veículo, que servirá de entrada para o controlador. O controlador do sistema irá, então, utilizar as técnicas clássicas de controle PI, PD, PID para diminuir o erro tanto no estado estacionário quanto o erro de regime transitório. Após o tratamento do erro das posições o controlador envia um sinal, interpretado como sendo um incremento de velocidade ( $\Delta V_c$ ) a ser aplicado no atuador propulsivo, informando a magnitude e a direção em que as correções devem ser aplicadas.

No atuador propulsivo, são consideradas suas limitações para o fornecimento do incremento de velocidade ( $\Delta V_a$ ) a ser aplicado no veículo. Esse sinal de controle, enviado pelo atuador, servirá para efetuar a correção da posição e velocidade do satélite. O incremento de velocidade proveniente dos modelos de perturbações e das forças aerodinâmicas sofridas pelas placas ( $\Delta V_p$ ) é

somado ao incremento de velocidade fornecido pelo atuador ( $\Delta V_a$ ) e também ao vetor velocidade atual ( $V_{A-I}$ ).

Após esse processo, o sinal é enviado ao bloco da dinâmica do movimento orbital real, a qual determina o estado real do veículo espacial, cujo vetor é composto pela posição e velocidade ( $X_A, V_A$ ). Em seguida, sensores coletam os parâmetros referentes à posição real do satélite com relação a um sistema de coordenadas inercial centrado na Terra, e esse valor é novamente comparado com a posição inicial de referência ( $X_R$ ), gerando outro erro residual na posição e reiniciando o ciclo do sistema.

Além do bloco de guiamento fornecer o incremento de velocidade ( $\Delta V_G$ ), proveniente das forças aerodinâmicas e propulsivas, para alterar a velocidade e, conseqüentemente, a trajetória do veículo, também fornece o sinal de entrada para o módulo aerodinâmico. No caso em que se deseja manter constante uma determinada força aerodinâmica, faz-se necessário a alteração do ângulo de ataque das placas durante a passagem pela atmosfera. Assim, o ângulo de ataque de referência ( $\alpha_R$ ) é comparado com o ângulo de ataque real ( $\alpha_A$ ) no módulo aerodinâmico. Desta comparação, gera-se o sinal de erro ( $\Delta\alpha$ ), que servirá de entrada para o controlador das placas aerodinâmicas.

Após o controlador aplicar as técnicas clássicas de PID, para eliminar o erro em regime transitório e estacionário, um sinal de controle, que pode ser interpretado como um incremento de ângulo de ataque é enviado e somado ao ângulo de ataque naquele instante. O atuador aerodinâmico altera a inclinação das placas aerodinâmicas para o novo valor e calcula as forças aerodinâmicas que as placas estão sendo submetidas com essa nova configuração. Essas forças são convertidas em incremento de velocidade ( $\Delta V_{ad}$ ) e enviadas ao

módulo real, onde serão somadas ao vetor velocidade. O novo ângulo de ataque é realimentado e o ciclo se reinicia.

O Fluxograma da Figura 3.7, ilustra, de forma geral, o princípio de funcionamento do programa SAMS utilizado neste trabalho. O Apêndice B fornece algumas imagens do modelo de manobras aeroassistidas desenvolvido em *Matlab / Simulink*<sup>®</sup>. Cada bloco ou módulo do fluxograma será explicado com maiores detalhes nos tópicos seguintes.



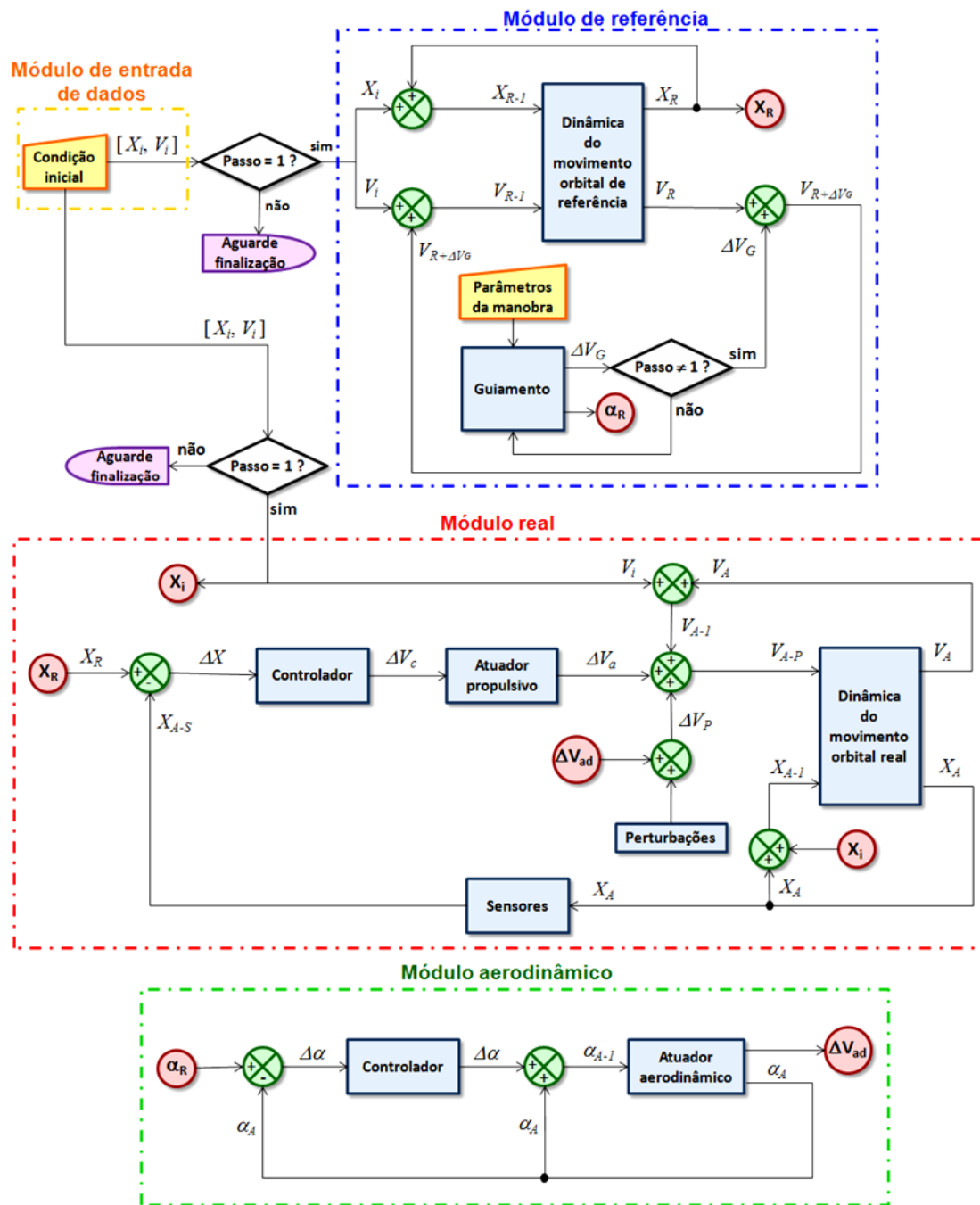


Figura 3.7 – Fluxograma de funcionamento básico do programa SAMS.

### 3.7.1. Guiamento

O guiamento fornece ao bloco de dinâmica do movimento orbital de referência o incremento de velocidade necessário ( $\Delta V_G$ ), de acordo com a trajetória de referência desejada. Esse vetor  $\Delta V_G$ , cujas componentes ( $\Delta V_X$ ,  $\Delta V_Y$  e  $\Delta V_Z$ ) são centradas no sistema inercial terrestre, faz com que a trajetória do veículo espacial seja alterada em cada eixo ( $X$ ,  $Y$  e  $Z$ ). As transferências orbitais, seja de forma ou orientação da órbita, são dependentes da magnitude e direção do vetor incremento de velocidade aplicado pelo bloco de guiamento.

Para o caso de simulações de trajetórias totalmente propulsivas, o bloco fornece a opção de alguns tipos de entradas padronizadas, tais como: degrau, rampa, sequência aleatória, entre outras. As funções citadas são oriundas do simulador de trajetória STS desenvolvido por Rocco (2006; 2008a). Para as simulações de manobras aeroassistidas foi necessário o desenvolvimento de um novo modelo que efetua o cálculo das forças aerodinâmicas sofridas pelo veículo espacial, de acordo com os parâmetros de entrada (dimensão do veículo e das placas, ângulos aerodinâmicos iniciais). Em seguida, as forças aerodinâmicas são convertidas em incrementos de velocidades nos eixos  $X$ ,  $Y$  e  $Z$ , utilizando a Equação 3.1:

$$\Delta V_G = \frac{F \Delta t}{m} \quad (3.1)$$

onde  $F$  representa a força aerodinâmica,  $\Delta t$  o passo utilizado na simulação e  $m$  a massa do veículo espacial.

Os ângulos iniciais de ataque e rolamento, inseridos no módulo de entrada de dados, devem ser escolhidos de acordo com o tipo de manobra a ser realizada. Para cada configuração de ângulos aerodinâmicos escolhidos, obtêm-se

determinados efeitos nos elementos keplerianos após a passagem pela região atmosférica. Um estudo da variação dos elementos keplerianos em função dos ângulos de ataque e rolamento, para transferências orbitais aeroassistidas, foi realizado por Schulz (2001).

Como exemplo pode-se citar uma manobra de redução de semi-eixo maior (*aerobraking*) para atingir o objetivo, a força de arrasto sofrida pelo veículo deve ser maximizada, ou seja, este deve apresentar a maior área projetada possível. Portanto, as placas aerodinâmicas devem estar posicionadas perpendicularmente ao vetor velocidade, ou seja, o ângulo de ataque deve ser de 90 graus. Uma vez definidos os ângulos iniciais, não há variação destes, no módulo de referência, ao longo da simulação, a não ser no caso em que se deseja manter constante uma determinada força aerodinâmica durante a passagem do veículo pela atmosfera. A seguir será descrito o processo para o cálculo das forças aerodinâmicas do bloco de guiamento do módulo de referência.

Primeiramente, calcula-se a altitude do veículo com base no estado de referência, ou estado inicial caso seja o primeiro passo da simulação. A altitude do veículo ( $h$ ) foi calculada por meio da seguinte equação:

$$h = \sqrt{X^2 + Y^2 + Z^2} - R_t \quad (3.2)$$

onde  $R_t$  representa o raio equatorial terrestre que equivale a 6.378,14 km.

Se a altitude estiver dentro do intervalo de cálculo do modelo atmosférico utilizado, cuja faixa é de 0 a 2.000 km, a densidade atmosférica é calculada, caso contrário um valor nulo é retornado e não há forças aerodinâmicas sendo exercidas no veículo. O código computacional em linguagem *Matlab*<sup>®</sup> que calcula a densidade atmosférica é apresentado no Apêndice A. O passo

seguinte é o cálculo da área projetada ( $S$ ), cuja variação ocorre em função dos ângulos aerodinâmicos iniciais. A área projetada foi calculada utilizando-se a Equação 2.60.

Em seguida, a velocidade relativa à atmosfera ( $V$ ) e os coeficientes aerodinâmicos ( $C_D$ ,  $C_A$  e  $C_B$ ) são determinados por meio das Equações 2.61, 2.66, 2.58 e 2.59 respectivamente. As forças aerodinâmicas ( $F_D$ ,  $F_A$  e  $F_B$ ) sofridas pelo veículo naquele instante são obtidas por meio das Equações 2.47, 2.51 e 2.52, respectivamente. Então, essas forças são convertidas em incremento de velocidade ( $\Delta V_G$ ) por meio da Equação 3.1. Por fim, o incremento de velocidade ( $\Delta V_G$ ), em cada eixo, é somado com o vetor velocidade ( $V_R$ ). O fluxograma mostrado na Figura 3.8 ilustra o processo de cálculo do bloco guiamento.

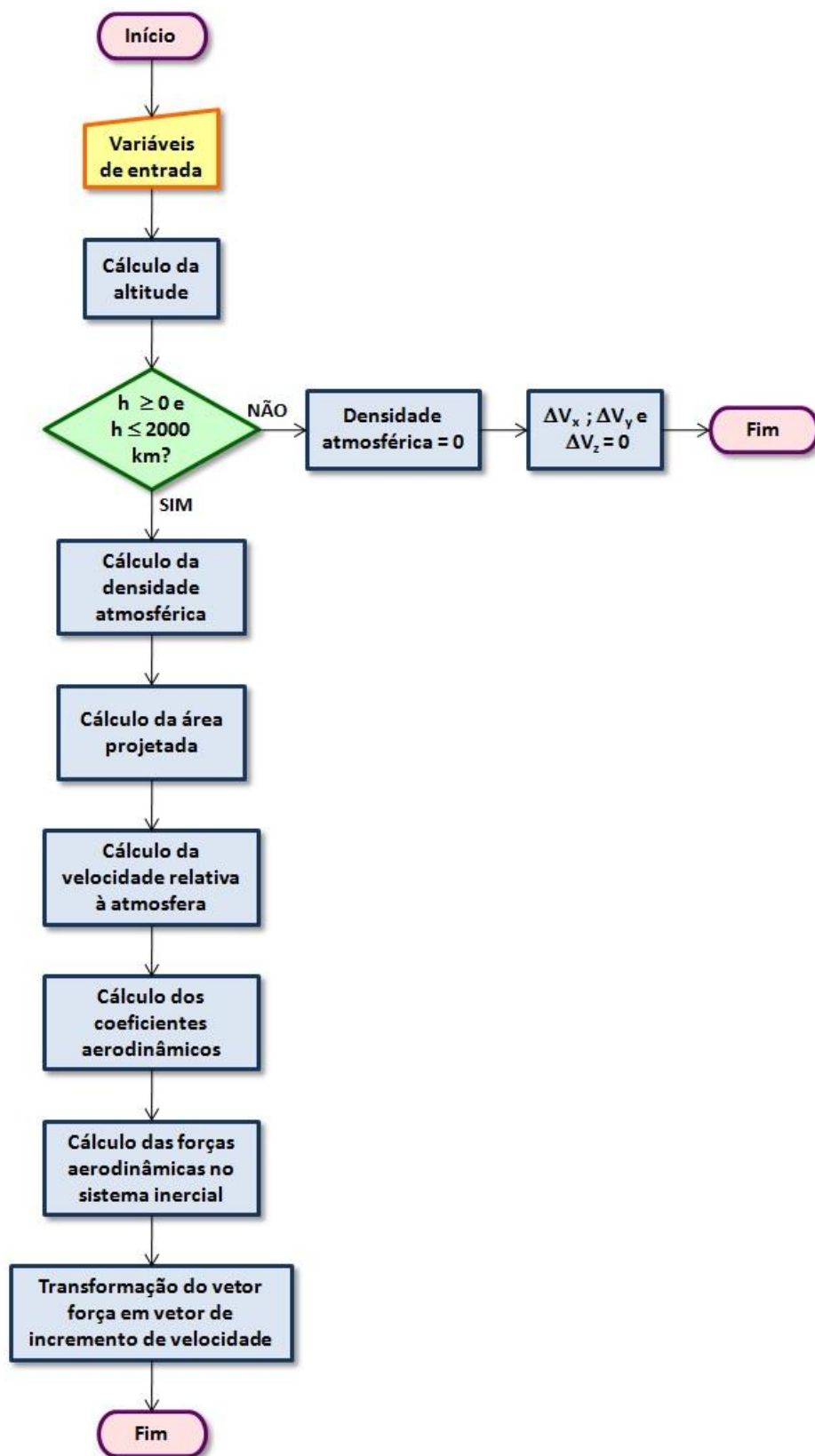


Figura 3.8 – Fluxograma do cálculo das forças aerodinâmicas pelo bloco guiamento.

### **3.7.2. Dinâmica do movimento orbital**

Existem dois blocos com essa característica no simulador SAMS: um situado no módulo de referência e o outro no módulo real, porém, os dois possuem a mesma função que é propagar o movimento orbital do veículo. A trajetória orbital é simulada por meio da solução da equação de Kepler, conforme foi mostrado no Capítulo 2, a cada passo definido no módulo de entrada do simulador. Dessa forma, dado um estado inicial e um intervalo de tempo, pode-se converter o estado em elementos keplerianos solucionando o problema inverso de posicionamento de um satélite. Então, utilizando a equação de Kepler chega-se aos elementos keplerianos propagados para o intervalo de tempo dado. Por sua vez, pode-se obter o estado propagado solucionando o problema direto de posicionamento. As equações utilizadas no cálculo da dinâmica do movimento orbital foram apresentadas no Capítulo 2, no tópico de mecânica orbital.

Foi considerado que o sistema de controle de atitude mantém a face do corpo do veículo sempre perpendicular ao fluxo de partículas durante a passagem pela região atmosférica, fazendo com que o corpo do veículo sofra apenas força de arrasto em direção oposta ao vetor velocidade. A dinâmica orbital do veículo leva em consideração essa força atuante.

O fluxo de calor sofrido pelo veículo é calculado por meio da Equação 2.68. Esse algoritmo considera o cálculo dentro dos limites do modelo atmosférico.

### **3.7.3. Controlador**

O simulador possui dois sistemas de controle: um no módulo real para corrigir o erro na trajetória do veículo (sistema de controle propulsivo) e outro no módulo aerodinâmico para corrigir o erro na inclinação das placas aerodinâmicas (sistema de controle aerodinâmico). A função do controlador é, utilizando as

técnicas clássicas de controle PI, PD e PID, reduzir o erro tanto no regime estacionário quanto no regime transitório, conforme teoria apresentada no Capítulo 2. Os parâmetros do controlador devem ser ajustados de forma a atender as especificações de desempenho do sistema impedindo que ele tenda à instabilidade. Na literatura é possível encontrar algumas técnicas de sintonização de controlador PID. Neste trabalho foi adotada a abordagem de algoritmos evolutivos para a determinação dos ganhos. O método utilizado será abordado em tópicos posteriores.

Antes do sinal de erro entrar no bloco do controlador, ele passa por um bloco de sensibilidade. Quando o sinal de erro é menor do que um valor predefinido, o bloco anula o sinal de erro enviado ao controlador, impedindo dessa forma o gasto desnecessário de energia. A Figura 3.9 mostra o modelo composto do módulo de sensibilidade e do controlador em ambiente de *Matlab / Simulink*<sup>®</sup>. O controle é realizado em cada eixo separadamente ( $X$ ,  $Y$  e  $Z$ ).

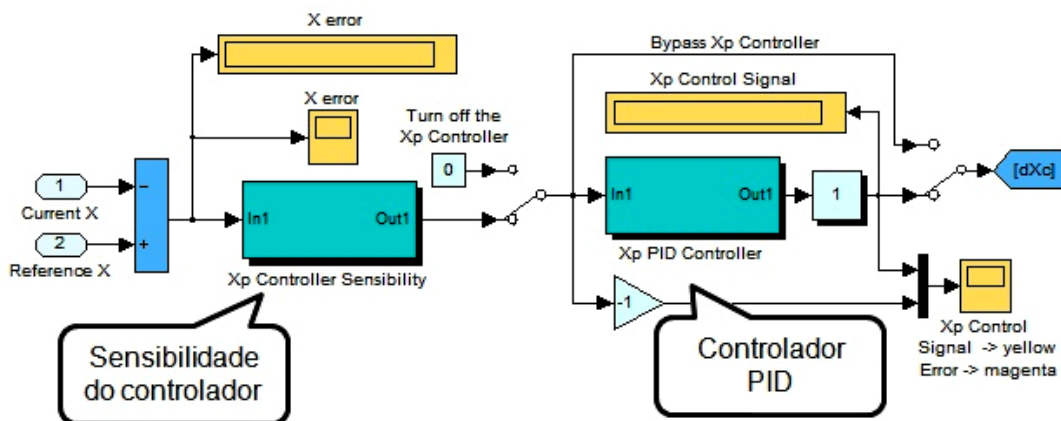


Figura 3.9 – Modelo do bloco de controle e sensibilidade para o eixo X.

### 3.7.4. Atuador propulsivo

Os atuadores propulsivos do SAMS possuem a finalidade de manter ou alterar a trajetória orbital do veículo espacial, de acordo com o sinal enviado pelo controlador. Esse sinal, que visa a eliminação do desvio, é interpretado como

um incremento de velocidade ( $\Delta V_a$ ) a ser aplicado na dinâmica do movimento orbital real. A conversão para empuxo é realizada por meio da Equação 2.42.

Nas simulações de manobras aeroassistidas, os jatos propulsivos são aplicados no apogeu da órbita para controlar o decaimento do perigeu. Nas manobras sinérgicas os jatos são aplicados no perigeu da órbita, na mesma direção das forças aerodinâmicas, com a finalidade de aumentar a taxa de variação no elemento orbital desejado. Os atuadores propulsivos também são utilizados para correção dos desvios na trajetória do veículo. O consumo de propelente durante as manobras foi calculado utilizando a Equação 2.43 apresentada no Capítulo 2. O simulador SAMS permite considerar modelos de perturbações e não linearidades nos atuadores, tais como: zona morta, limitador de aceleração, saturação, atraso de sinal e ruídos.

### **3.7.5. Sistema aerodinâmico**

O sistema aerodinâmico engloba o módulo aerodinâmico, composto pelo controlador e atuador aerodinâmico, e o modelo dentro do bloco de guiamento, cuja função é calcular as forças aerodinâmicas de referência e o ângulo de ataque de referência. O atuador aerodinâmico é considerado como sendo as placas retangulares do veículo, pois para cada ângulo de ataque imposta a elas, uma força aerodinâmica e um incremento de velocidade correspondente será aplicado no veículo. O sistema aerodinâmico possui limitações que são devidas às dimensões das placas aerodinâmicas, à altitude que se encontra o veículo e à configuração dos ângulos iniciais impostas no módulo de referência. Essas restrições limitam a magnitude do incremento de velocidade fornecida em cada eixo. As placas podem atuar de duas formas: de modo fixo durante todo o percurso ou alterar sua inclinação para manter uma força aerodinâmica constante. A seguir será descrito a lógica desenvolvida para o sistema aerodinâmico.



Primeiramente, os ângulos aerodinâmicos iniciais são carregados do módulo de entrada. Em seguida, é verificado se o modo de controle da força aerodinâmica está ativado. Se não estiver, o ângulo de ataque de referência será igual ao ângulo de ataque inicial, e este valor permanecerá constante por toda a simulação. Agora, caso esse modo esteja ativado, então, alguns dados fornecidos pelo usuário são carregados do módulo de entrada, tais como: a força aerodinâmica que se deseja manter constante (arrasto ou a resultante da sustentação) e o percentual da máxima força aerodinâmica no perigeu que será usado como valor de referência.

Então, é calculada a máxima força aerodinâmica no perigeu inicial da órbita considerando o percentual desejado; este será um valor constante ao longo de toda a simulação. Em seguida, calcula-se a força aerodinâmica atual em função do ângulo de ataque inicial e da altitude em que o veículo se encontra, utilizando-se as Equações 2.47 e 2.48. Se a força aerodinâmica atual estiver menor do que a força aerodinâmica constante de referência, então o ângulo de ataque permanece igual ao ângulo inicial. Caso contrário, a equação da força aerodinâmica (de acordo com a força escolhida: arrasto ou sustentação) é resolvida para se obter o novo ângulo de ataque, mas considerando a força aerodinâmica constante de referência. A seguir são apresentadas as equações das forças aerodinâmicas, similares as que foram apresentadas no Capítulo 2, porém escritas de forma diferente:

$$F_{DC} = 2\rho S_c V^2 \text{sen}(\alpha')^3 \quad (3.3)$$

$$F_{LC} = 2\rho S_c V^2 \text{sen}(\alpha')^2 \cos(\alpha') \quad (3.4)$$

onde  $\rho$  é a densidade atmosférica,  $S_c$  é a área superficial da placa aerodinâmica,  $V$  é a velocidade relativa à atmosfera,  $\alpha'$  é o novo ângulo de

ataque,  $F_{DC}$  é a força de arrasto constante de referência e  $F_{LC}$  é a força de sustentação constante de referência.

Esse ângulo de ataque calculado será o ângulo de ataque de referência. Com esse valor, calcula-se o incremento de velocidade a ser somado com o vetor velocidade ( $V_R$ ) no módulo de referência. O ângulo de referência também é enviado ao módulo aerodinâmico, onde as forças aerodinâmicas são calculadas e convertidas em incremento de velocidade ( $\Delta V_{ad}$ ), conforme mostrado no fluxograma da Figura 3.7, e depois somadas ao vetor velocidade do módulo real ( $V_A$ ). No módulo aerodinâmico, o ângulo de ataque de referência irá passar por um sistema de controle, cujas limitações do motor de passo poderão ser consideradas, a fim de se obter a variação real do ângulo de ataque das placas aerodinâmicas. O fluxograma da Figura 3.10 ilustra o processo do sistema aerodinâmico.

### **3.7.6. Perturbações**

O bloco de perturbações converte as forças de perturbação em incrementos de velocidade e os adiciona ao sinal que sai do atuador. Existem dois tipos de modelos de perturbação presentes no SAMS: o modelo de perturbação do geopotencial (conforme teoria descrita no Capítulo 2) e um modelo que permite inserir ao sistema distúrbios de diferentes formas, tais como: viés, randômica, senoidal, pulso, degrau, rampa, sequência repetida e sequência repetida em degrau. As perturbações são aplicadas em cada eixo separadamente e atuam na dinâmica da planta do módulo real.

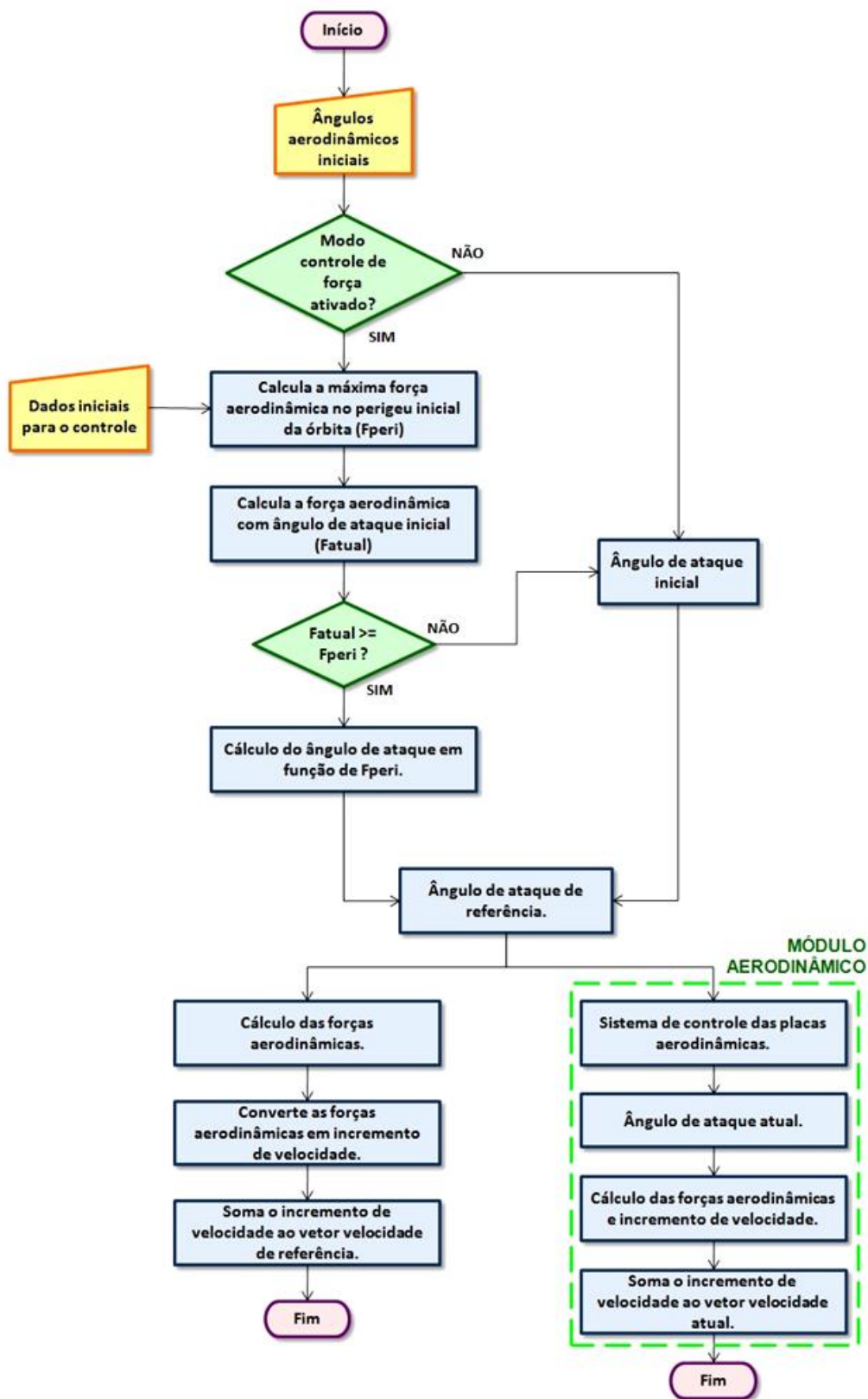


Figura 3.10 – Fluxograma do sistema aerodinâmico.

### **3.7.7. Sensores**

Esse bloco refere-se ao modelo dos sensores, cujo ajuste de parâmetros permite ser realizado independentemente nos três eixos. Esse bloco de funções do SAMS permite o estudo do comportamento dos sensores, incluindo sua estabilidade e faixa de resolução, para o caso em que se utilizam sensores cujos parâmetros dimensionados pelo fabricante são conhecidos.

Os ruídos de sensores podem ser modelados nos três eixos e, com uma análise mais aprofundada sobre o tipo de sensor utilizado e suas características, pode-se modelar seu comportamento, a fim de inserir os parâmetros mais apropriados e prover uma melhor simulação do tipo de influência do sensor e suas não linearidades no sistema.

No Apêndice B é possível observar um modelo, criado em *Simulink*<sup>®</sup>, do sensor utilizado no SAMS. São consideradas algumas entradas de ruído como: senoidal, viés, randômica, rampa e pulso, algumas delas aliadas a um ganho. Também foi desenvolvido um bloco que simula o atraso na resposta do sensor.

### **3.8. Estudo dos parâmetros do controlador**

No Capítulo 2, discutiu-se sobre os esquemas básicos de um controlado PID, assim como sua importância no projeto de um veículo espacial. Porém, para atingir as especificações de desempenho definidas pelo projetista da missão, é necessário ajustar os valores dos ganhos do controlador. Com o crescente uso dos controladores PID no setor industrial, diferentes tipos de regras de sintonia vêm sendo propostas na literatura.

A Figura 3.11 mostra o controle PID de uma planta. Se o modelo matemático da planta pode ser obtido, então é possível aplicar várias técnicas de projeto na determinação dos parâmetros do controlador que vão impor as especificações

do regime transitório e do regime permanente do sistema de malha fechada. Contudo, se a planta for muito complexa, de modo que seu modelo matemático não possa ser obtido facilmente, então a abordagem analítica do projeto do controlador PID não será possível. Será, então, necessário recorrer à outras abordagens de seleção dos parâmetros do controladores PID (OGATA, 2003).

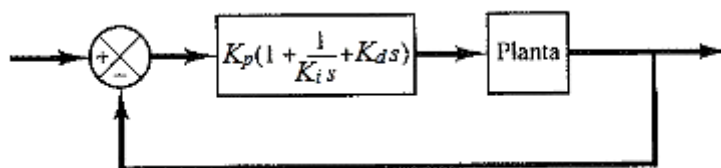


Figura 3.11 – Controle PID de uma planta.  
Fonte: Adaptada de Ogata (2003).

O processo de selecionar parâmetros do controlador que garantam uma dada especificação de desempenho é conhecido como sintonia do controlador, que significa ajustar os valores de  $K_P$ ,  $K_I$  e  $K_D$ . Ogata (2003) descreve os métodos de sintonia de Ziegler-Nichols (primeiro e segundo métodos), que fornecem estimativas dos valores dos parâmetros e proporcionam um ponto de partida na sintonia fina.

Uma segunda alternativa para determinar os valores desses parâmetros, e que foi adotada neste trabalho, é a abordagem computacional pelo método dos algoritmos evolutivos. Aplicação similar foi realizada por Lopes (2008) em seu projeto de mestrado. O objetivo é que o algoritmo evolutivo busque um conjunto de valores de parâmetros a fim de satisfazer as especificações temporais, como por exemplo, fazendo com que o tempo de acomodação seja menor do que um valor específico.

No simulador de trajetórias STS, desenvolvido por Rocco (2006; 2008a), foram utilizados os seguintes parâmetros no controlador PID:  $K_P = 0,01$ ;  $K_I = 0$  e  $K_D = 0,025$ .

Embora os parâmetros do controlador utilizados no simulador STS já sejam capazes de atender satisfatoriamente os requisitos, realizou-se um estudo para a determinação de novos parâmetros, de forma a produzir diferentes respostas transitórias. A seleção desses parâmetros depende da missão e das características do veículo, o que justifica a avaliação de mais de um conjunto de parâmetros pelo projetista da missão.

O algoritmo evolutivo utilizado foi o  $GEO_{real1}$ , apresentado no Capítulo 2. A seguir será descrito o algoritmo desenvolvido que acopla a rotina do  $GEO_{real1}$  ao simulador de manobras aeroassistidas.

Primeiramente o algoritmo inicializa com um vetor  $X$  composto de três componentes que representam os ganhos do controlador ( $K_P$ ,  $K_I$  e  $K_D$ ). É possível inicializar aleatoriamente uma sequência de  $N$  variáveis ou inicializar com os ganhos adotados por Rocco (2006; 2008a). Então o *Matlab*<sup>®</sup> executa o modelo do simulador no ambiente do *Simulink*<sup>®</sup>, e retorna uma matriz composta pelos parâmetros de especificação de desempenho junto com o tempo. Embora o parâmetro que tenha sido escolhido para ser minimizado seja o tempo de acomodação da resposta do controlador da trajetória (módulo real), considerado como sendo o valor da função objetivo, outros parâmetros também são avaliados. Em seguida o valor da função objetivo ( $F_i$ ) e o vetor dos ganhos ( $X$ ) são armazenados como sendo os melhores resultados obtidos até o momento ( $F_{best}$ ).

As variáveis, então, são alteradas de acordo com uma distribuição gaussiana (Equação 2.76 apresentada no Capítulo 2) e o simulador é executado novamente. Caso os valores retornados nessa etapa sejam melhores dos que os obtidos na etapa anterior então os novos valores serão armazenados. Um ranking é criado de acordo com a adaptabilidade das variáveis. Uma das variáveis é alterada de acordo com uma função de probabilidade (Equação

2.75). Se o critério de parada tiver sido satisfeito, o algoritmo encerra retornando os melhores parâmetros encontrados, caso contrário o ciclo se reinicia. O fluxograma da Figura 3.12 mostra o algoritmo desenvolvido que acopla a rotina do GEO<sub>real1</sub> ao simulador de manobras aeroassistidas.

Os parâmetros retornados pelo simulador a cada configuração de ganhos foram: tempo de acomodação da resposta temporal ( $t_s$ ) – ajustado para que a curva de resposta alcance valores menores do que 1% do valor final e permaneça neste valor até o final da simulação – e máximo sobre-sinal ( $M_p$ ). Embora tenham sido avaliados esses dois parâmetros de desempenho, o algoritmo tem o objetivo de minimizar apenas o tempo de acomodação. O tempo de simulação – período dado ao controlador para atingir o estado estacionário – foi ajustado em 700 segundos. A trajetória consiste na aplicação de um impulso contínuo de 1,25 N, em uma órbita circular de semi-eixo maior de 7.000 km. O parâmetro de busca ( $\tau$ ) e o desvio padrão ( $\sigma$ ) do algoritmo GEO foram ajustados com o valor 1.

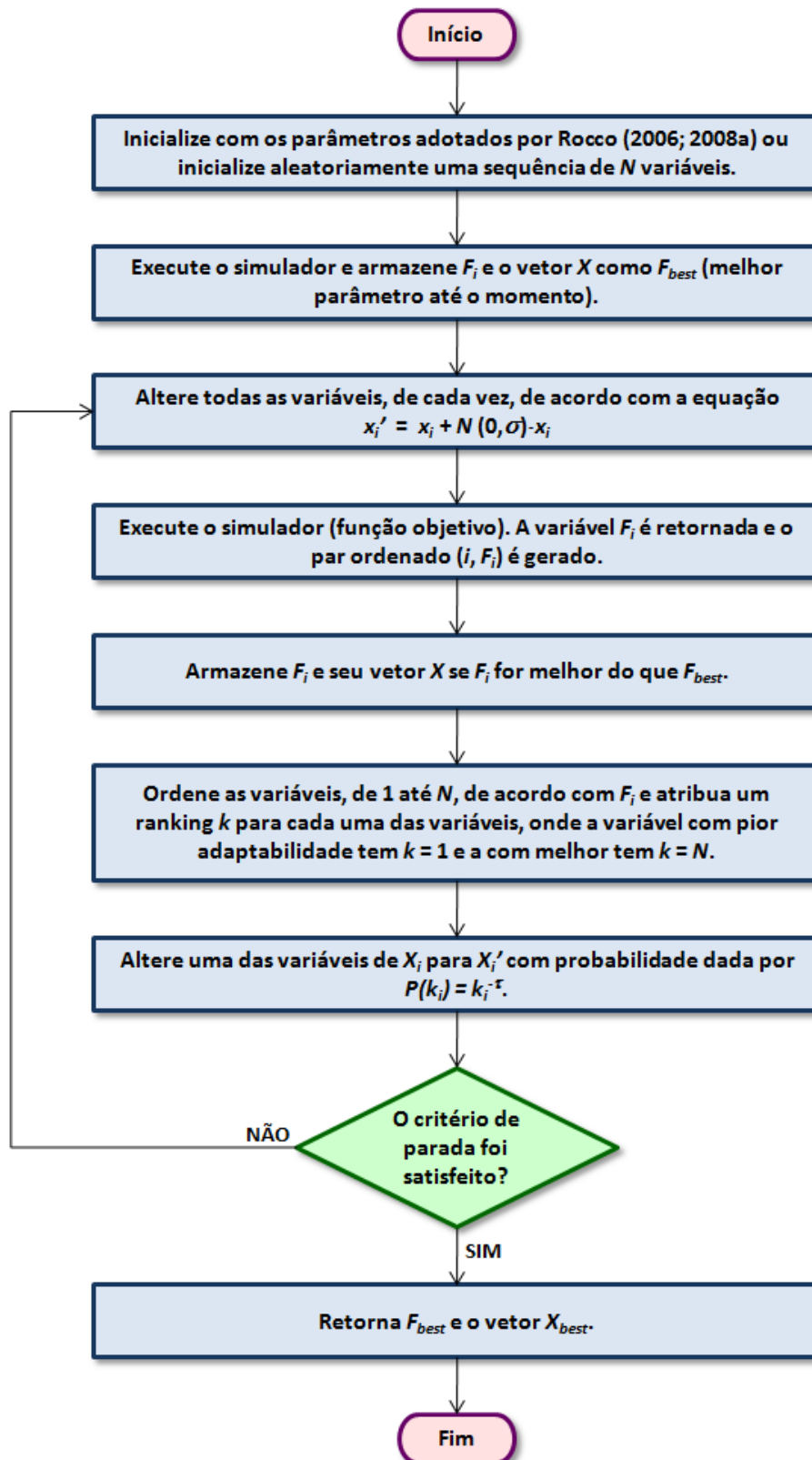


Figura 3.12 – Fluxograma do algoritmo de busca dos parâmetros do controlador.



Após algumas execuções do algoritmo percebeu-se que a inclusão do parâmetro integrador  $K_I$  apenas piorou os resultados obtidos. Em função disso foi adotado um controlador PD. A Figura 3.13 mostra a variação do tempo de acomodação da simulação realizada em função do número de execuções. O algoritmo foi inicializado com os ganhos utilizados por Rocco (2006; 2008a), cujo tempo de acomodação da resposta é de 623 s. É possível observar que após algumas iterações o algoritmo atingiu o objetivo de reduzir esse parâmetro de desempenho.

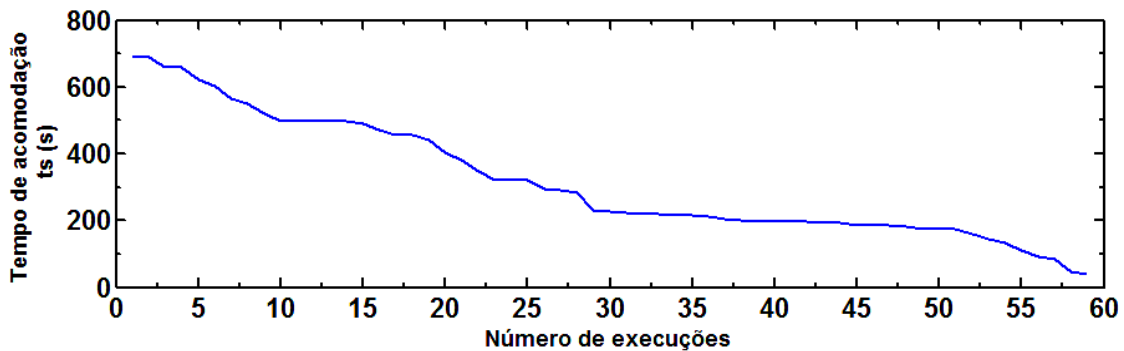


Figura 3.13 – Variação do tempo de acomodação.

A Figura 3.14 ilustra a variação dos ganhos do controlador ( $K_P$  e  $K_D$ ) durante a execução do algoritmo. O gráfico indica que para obter a redução do tempo de acomodação, foi necessário aumentar o valor do ganho derivativo.

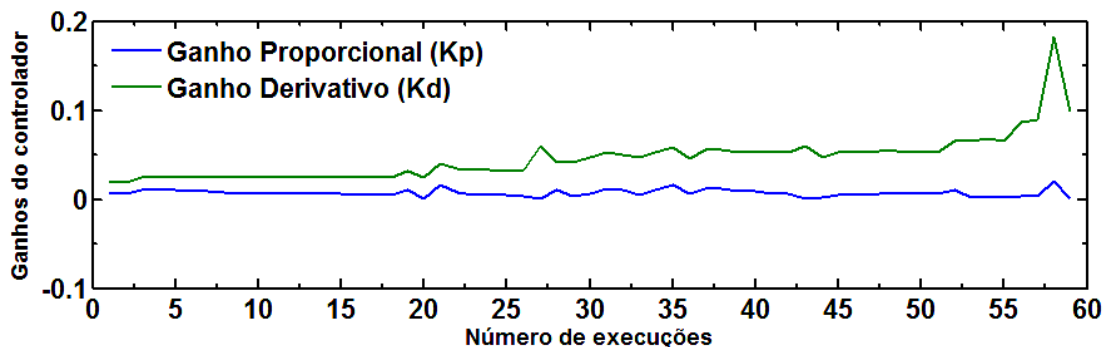


Figura 3.14 – Variação dos ganhos do controlador.

Outro parâmetro que foi observado durante a variação dos ganhos, porém não minimizado, foi o consumo de propelente durante a manobra simulada, cuja variação é mostrada na Figura 3.15. Pode-se observar que, o consumo se manteve em torno de um valor médio para a maioria dos ganhos testados, ocorrendo alguns picos em alguns pontos e uma queda nas iterações finais.

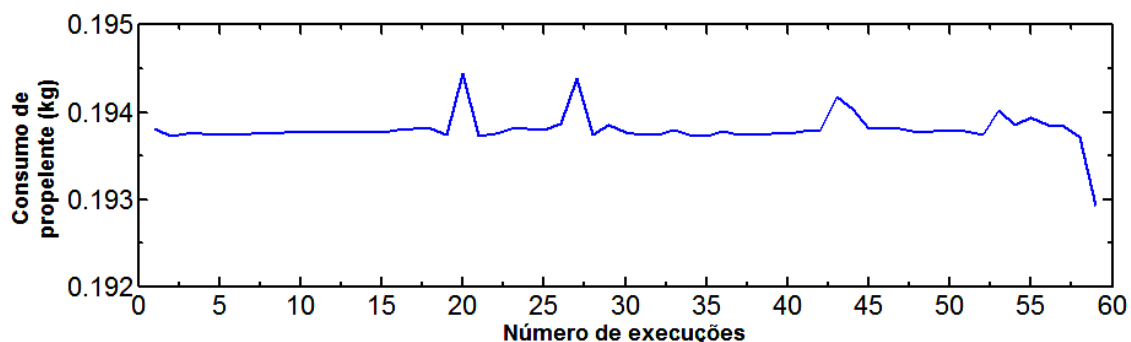


Figura 3.15 – Variação do consumo de propelente.

O máximo sobre-sinal também foi monitorado durante a simulação. A variação desse parâmetro, em termos percentuais, pode ser observada na Figura 3.16. É possível visualizar que o valor máximo de pico da curva possui uma tendência de queda ao decorrer da simulação, seguindo a redução do tempo de acomodação.

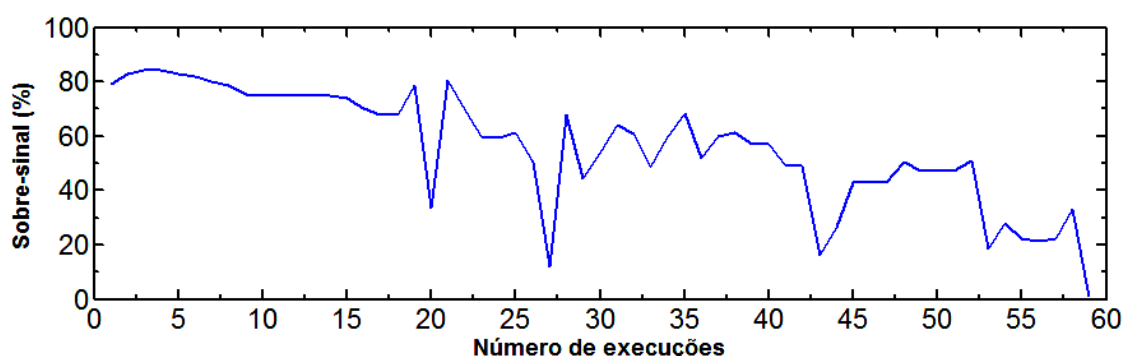


Figura 3.16 – Variação do máximo sobre-sinal em porcentagem.

A fim de ilustração, as Figuras 3.17 a 3.21 mostram o comportamento da resposta transitória do sistema de alguns conjuntos de ganhos obtidos pelo

algoritmo. Para corrigir o erro na posição do veículo, entre a posição de referência e a posição real, o sinal do controlador é considerado como um incremento de velocidade (impulso) que é transmitido à dinâmica do movimento orbital.

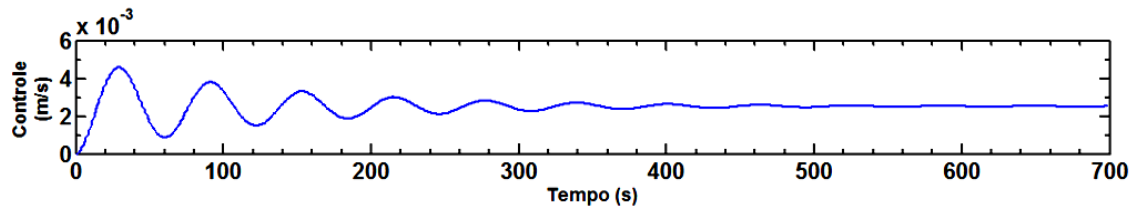


Figura 3.17 – Resposta transitória do conjunto de ganhos:  $K_P = 0,01$  e  $K_D = 0,025$ .

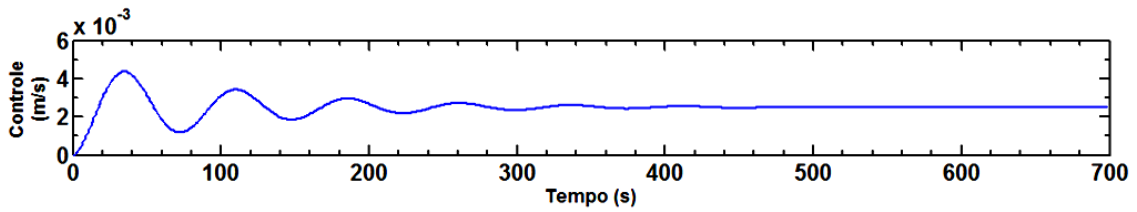


Figura 3.18 – Resposta transitória do conjunto de ganhos:  $K_P = 0,0068$  e  $K_D = 0,025$ .

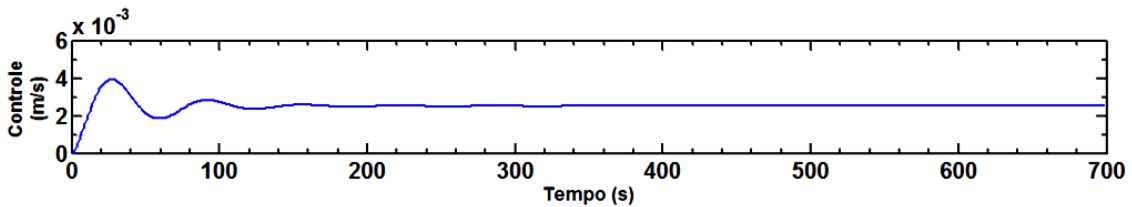


Figura 3.19 – Resposta transitória do conjunto de ganhos:  $K_P = 0,0093$  e  $K_D = 0,0534$ .

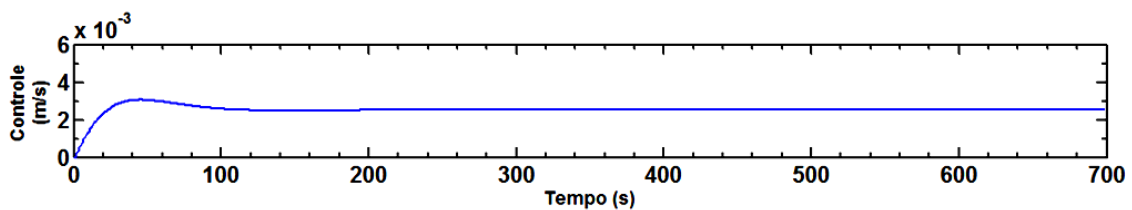


Figura 3.20 – Resposta transitória do conjunto de ganhos:  $K_P = 0,0021$  e  $K_D = 0,0660$ .

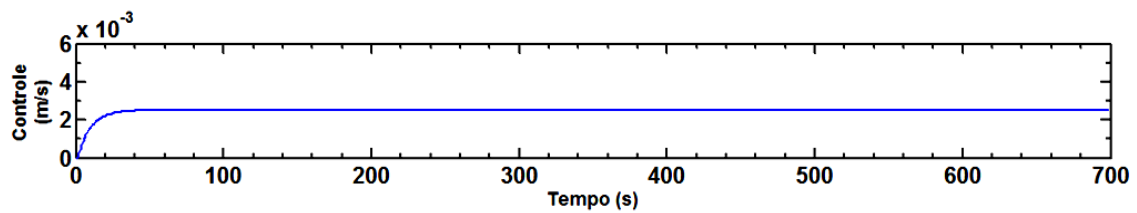


Figura 3.21 – Resposta transitória do conjunto de ganhos:  $K_P = 0,0000129$  e  $K_D = 0,0984$ .

Os gráficos indicam que diferentes comportamentos do sistema podem ser obtidos com a variação dos ganhos do controlador. A resposta transitória do sistema pode variar de sub-amortecida à superamortecida. A escolha de qual conjunto de ganhos deve ser adotado cabe ao projetista da missão, baseado nos requisitos e nas características construtivas do veículo.

O estudo realizado contribui para o entendimento da dinâmica da resposta transitória do sistema em função dos ganhos do controlador. Com base nesse estudo será possível simular os casos de manobras aeroassistidas que serão introduzidos no próximo capítulo, e efetuar, caso necessário, pequenos ajustes finos nos parâmetros do controlador. Neste trabalho, foi adotado o conjunto de ganhos utilizado por Rocco (2006, 2008a) no simulador STS.

## 4 SIMULAÇÕES E RESULTADOS

Este capítulo tem como finalidade apresentar os resultados obtidos com as simulações de manobras aeroassistidas, e ainda, apresentar os recursos do simulador desenvolvido. Os gráficos das simulações mostrados neste capítulo são referentes apenas à fase de transferência aeroassistida entre as órbitas iniciais e finais. No final do capítulo, os principais resultados serão comparados com manobras propulsivas equivalentes.

Para todas as simulações realizadas, e que serão introduzidas a seguir, foram consideradas não idealidades nos propulsores e nos sensores. O erro aplicado nos propulsores, em magnitude e direção, resultará em um erro em  $\Delta V$ . As Tabelas 4.1 e 4.2 apresentam a magnitude dos erros considerados nos sensores e propulsores.

Tabela 4.1 – Erro nos sensores.

<b>Descrição</b>	<b>Valor</b>	<b>Unidade</b>
Viés	0,0001	m
Erro randômico	Média	0
	Variância	0,0001
Erro senoidal	Frequência	0,0001
	Amplitude	0,0001

Tabela 4.2 – Erro nos propulsores.

<b>Descrição</b>	<b>Valor</b>	<b>Unidade</b>
Viés	0,0005	m / s
Erro randômico	Média	0
	Variância	0,00001

#### **4.1. Transferência aeroassistida entre órbitas coplanares com aplicação de jatos propulsivos corretivos no apogeu.**

A primeira missão simulada foi a de uma transferência entre órbitas circulares e coplanares. Considera-se que um veículo espacial esteja situado em uma órbita geoestacionária e necessite ser transferido para uma órbita baixa, similar ao caso do micro-satélite científico FBM. Portanto, deve-se reduzir o semi-eixo maior da órbita; conforme descrito no Capítulo 2, manobras desse tipo são classificadas como manobras de *aerobraking*. O passo utilizado nessa simulação foi de 20 segundos.

Para simular a manobra aeroassistida em questão, adota-se a estratégia, de primeiramente, colocar o veículo em uma órbita de transferência excêntrica cujo apogeu esteja situado na região geoestacionária e o perigeu dentro dos limites da atmosfera. A cada passagem do veículo pela região atmosférica do planeta, ocorre uma redução da energia orbital ocasionando, conseqüentemente, a redução do raio do apogeu. Quando o veículo estiver próximo da altitude de 1.000 km (órbita baixa), um impulso deve ser aplicado para retirar o veículo da órbita de transferência e circularizar a órbita. Nessa simulação foi considerada a aplicação de jatos propulsivos, de magnitude de acordo com a taxa de decaimento do perigeu em cada órbita, aplicados no apogeu quando a altitude do perigeu está abaixo de um determinado valor especificado. O sistema propulsivo também atua para corrigir demais desvios na trajetória do veículo.

As Tabelas 4.3 e 4.4 representam, respectivamente, as condições iniciais da órbita e do veículo.

Tabela 4.3 – Condições iniciais da órbita (caso 1).

<b>Descrição</b>	<b>Valor</b>	<b>Unidade</b>
Altitude do Apogeu	35.786,14	km
Altitude do Perigeu	115	km
Excentricidade	0,7332	-
Inclinação	1	graus
ARNA <sup>1</sup>	200	graus
Argumento do perigeu	10	graus
Anomalia média	180	graus

Nota: <sup>1</sup> Ascensão Reta do Nodo Ascendente

Tabela 4.4 – Condições iniciais do veículo (caso 1).

<b>Descrição</b>	<b>Valor</b>	<b>Unidade</b>
Massa inicial	500	kg
Ângulo de ataque inicial	90	graus
Ângulo de rolamento inicial	90	graus

Os valores de ARNA e argumento do perigeu foram escolhidos de modo a facilitar a visualização dos efeitos da perturbação da não esfericidade terrestre. O ângulo de ataque inicial adotado possui a finalidade de maximizar a área projetada do veículo espacial, e assim, aumentar a força de arrasto. Nesta simulação os ângulos aerodinâmicos são constantes ao longo de toda a trajetória

A seguir serão apresentados os resultados obtidos da simulação da fase aerodinâmica da manobra com o uso do simulador de manobras aeroassistidas SAMS. A Figura 4.1 mostra a forma e a posição das órbitas durante a manobra; é possível observar que houve uma redução do raio do apogeu conforme o esperado.

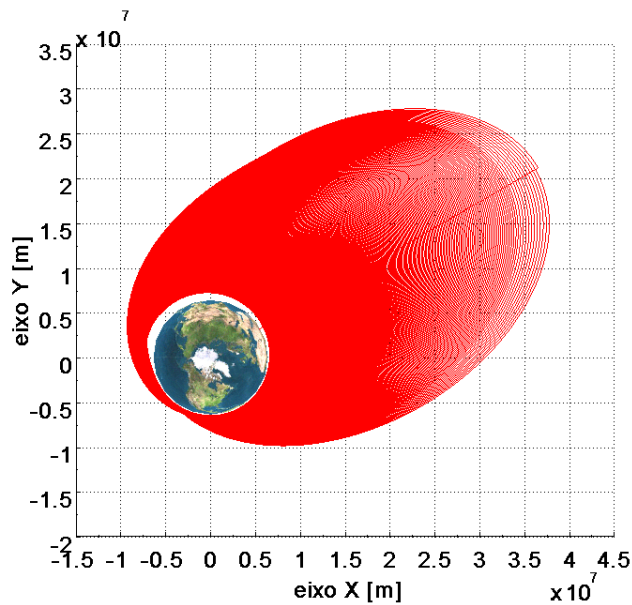


Figura 4.1 – Representação da órbita no plano XY.

A manobra completa foi realizada em 58,93 dias e, ao final desse período, ocorreu uma redução de aproximadamente 35.000 km na altitude do apogeu e a altitude do perigeu manteve-se em uma média de 115 km com uma variação de  $\pm 0,5$  km, conforme mostram as Figuras 4.2 e 4.3. Quando a altitude do perigeu ficava abaixo de 115 km, então um jato propulsivo era aplicado no apogeu fazendo com que aumentasse a altitude do perigeu. A magnitude do jato a ser aplicado no apogeu é calculada de acordo com a taxa de decaimento do perigeu em cada órbita. Assim, as forças aerodinâmicas e a taxa de calor sofrida pelo veículo permanecem em níveis satisfatórios.

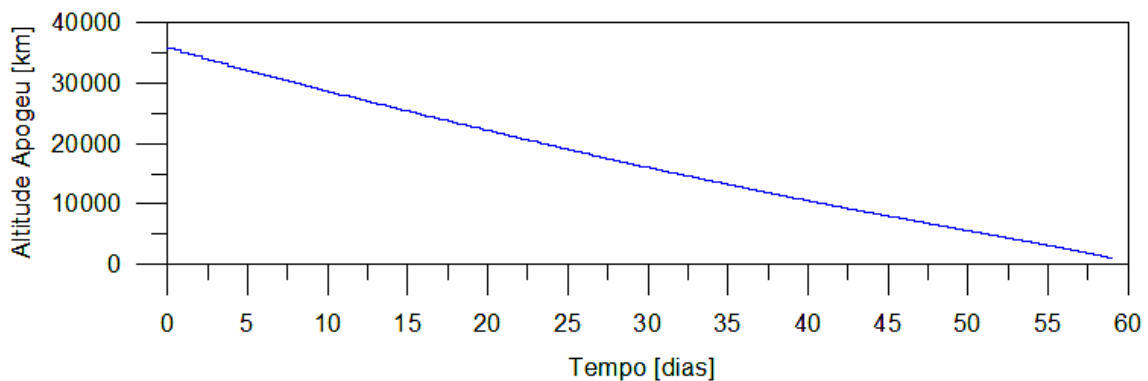


Figura 4.2 – Variação da altitude do apogeu em função do tempo.



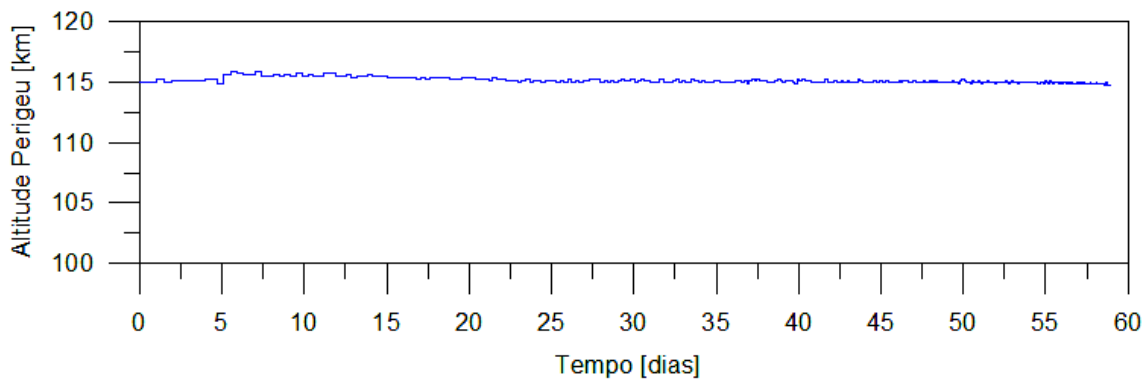


Figura 4.3 – Variação da altitude do perigeu em função do tempo.

Indicadores importantes da forma e orientação da órbita são os elementos keplerianos, cujas variações ocorridas durante a manobra são apresentadas nas figuras que seguem. A Figura 4.4 mostra a variação do semi-eixo maior em função do tempo. A redução desse parâmetro foi de aproximadamente 17.400 km.

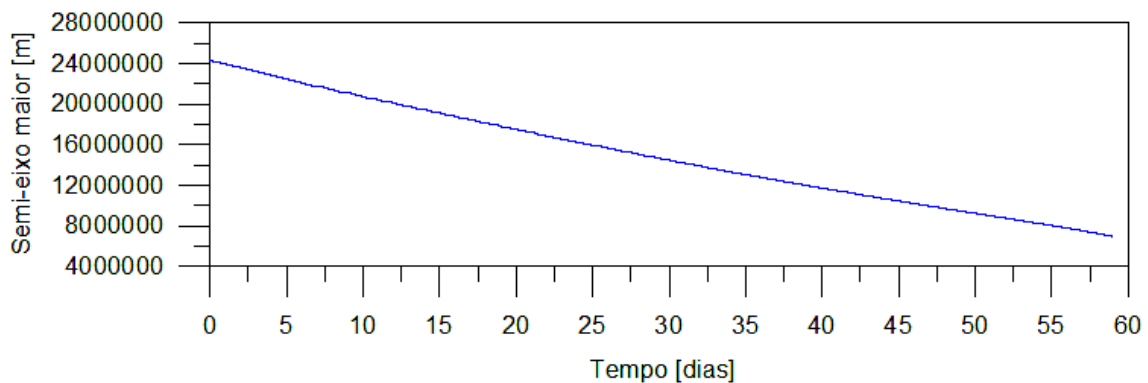


Figura 4.4 – Variação do semi-eixo maior em função do tempo.

Na Figura 4.5 é possível visualizar a redução da excentricidade em função do tempo, cujo decréscimo foi de 0,67, aproximadamente, ao final da manobra. A redução mais acentuada no período final ocorre em virtude da redução do raio do perigeu; quanto menor a altitude, maior serão as forças aerodinâmicas sofridas pelo veículo.

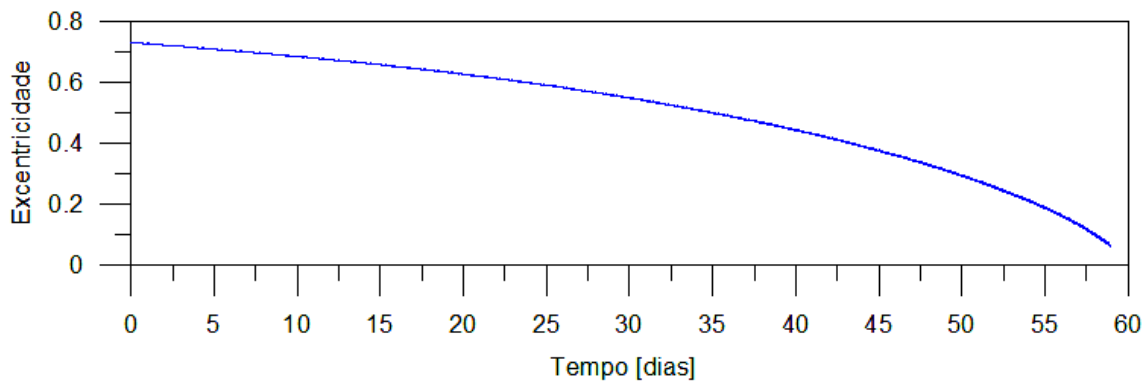


Figura 4.5 – Variação da excentricidade em função do tempo.

Não houve variação na inclinação da órbita, uma vez que nesta simulação forças de sustentação não estavam sendo aplicadas no veículo. Essa constatação pode ser observada na Figura 4.6.

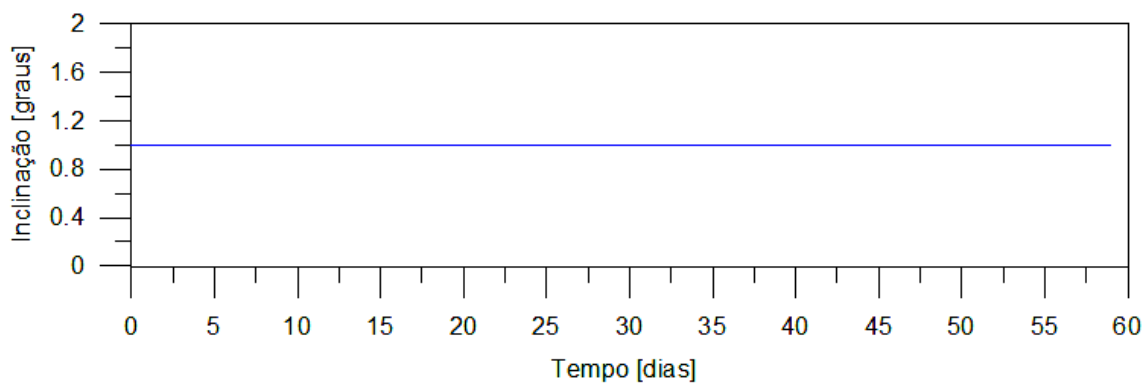


Figura 4.6 – Variação da inclinação em função do tempo.

A variação na ascensão reta do nodo ascendente e no argumento do perigeu em função do tempo pode ser visualizada nas Figuras 4.7 e 4.8, respectivamente. Na ascensão reta do nodo ocorreu uma redução de 104 graus, enquanto o argumento do perigeu sofreu um acréscimo de 207 graus, aproximadamente. Essas variações ocorreram, devido à perturbação gravitacional da não esfericidade terrestre.

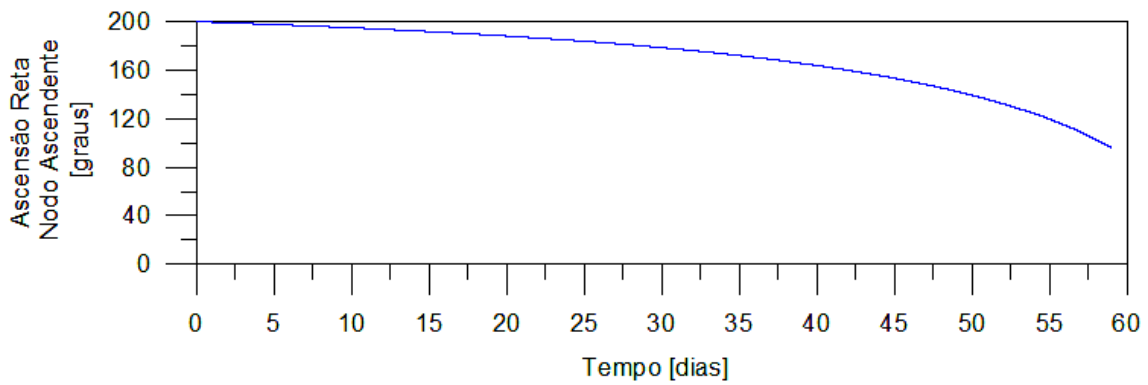


Figura 4.7 – Variação da ARNA em função do tempo.

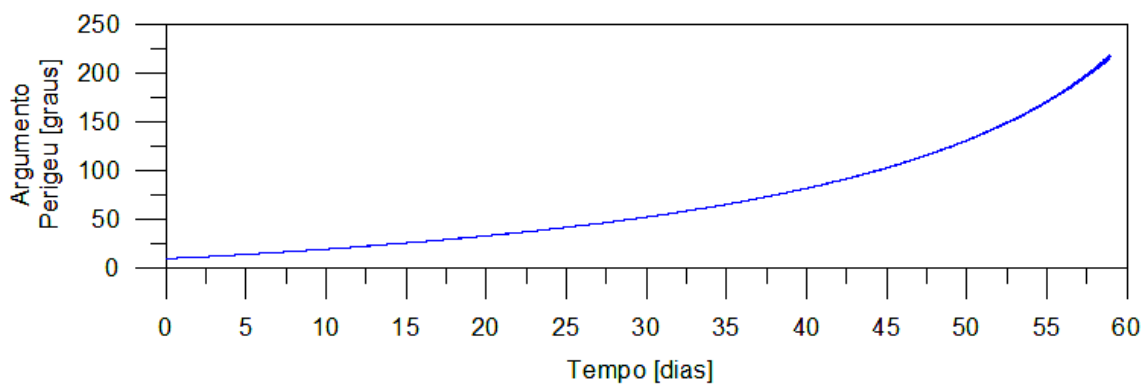


Figura 4.8 – Variação do argumento do perigeu em função do tempo.

A Figura 4.9 ilustra a variação da anomalia média em função do tempo, para o período dos cinco dias iniciais. O comportamento se repete até o final da manobra.

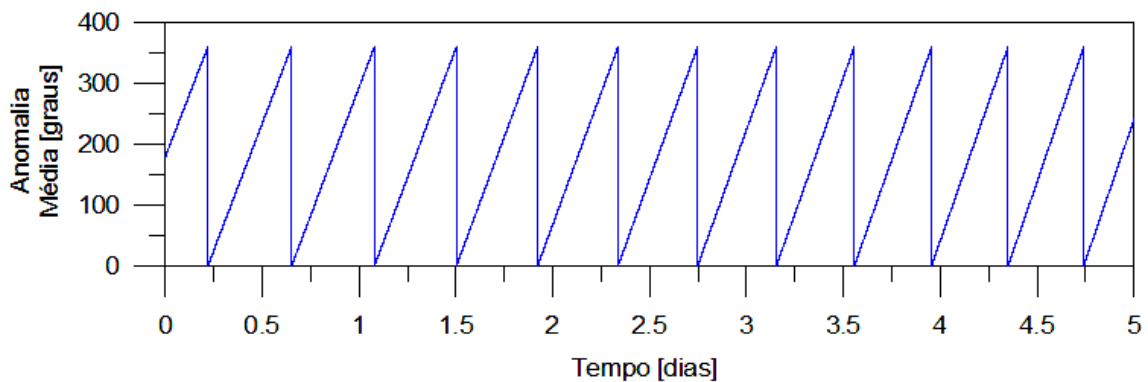


Figura 4.9 – Variação da anomalia média em função do tempo.

A Figura 4.10 ilustra o desvio do semi-eixo maior em função do tempo. Essa divergência ocorre devido à aplicação dos jatos propulsivos. O módulo de referência aplica um impulso (caso ideal) enquanto o módulo real aplica o mesmo impulso, porém, considerando as limitações do propulsor. Durante a manobra o sistema de controle atua para reduzir essa divergência. É possível observar que o erro começa a aparecer no instante em que o primeiro jato propulsivo é aplicado no apogeu. A amplitude máxima desse desvio ficou limitada a 120 m ao final da manobra. O erro apresentado nos demais elementos keplerianos foi de magnitude desprezível, podendo ser considerado nulo.

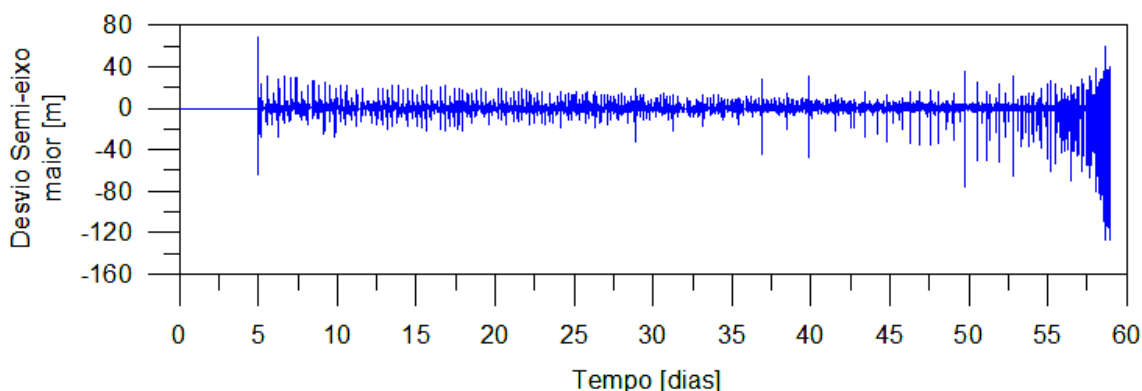


Figura 4.10 – Desvio do semi-eixo maior em função do tempo.

Outro modo de evidenciar a evolução da manobra é por meio do vetor de estado, composto pela posição e velocidade do veículo com relação ao sistema inercial. As Figuras 4.11, 4.13 e 4.15 representam a variação das componentes  $X$ ,  $Y$  e  $Z$ , do vetor posição do veículo, em função do tempo. Pode-se observar a redução de amplitude nas componentes  $X$  e  $Y$  do vetor. A variação quase nula na componente  $Z$  se deve ao fato da órbita ser aproximadamente equatorial. Para facilitar a visualização do comportamento da curva, são apresentados também os gráficos para os primeiros dias da manobra (Figuras 4.12 e 4.14).

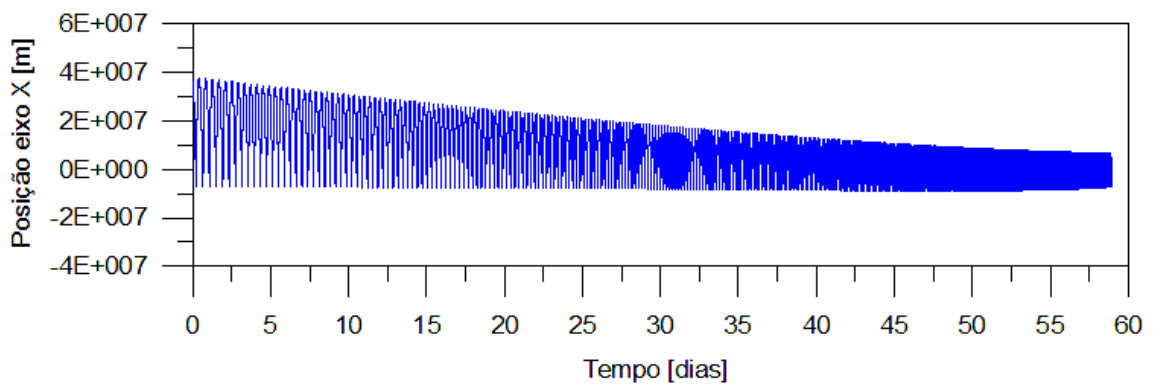


Figura 4.11 – Variação da componente X do vetor posição em função do tempo.

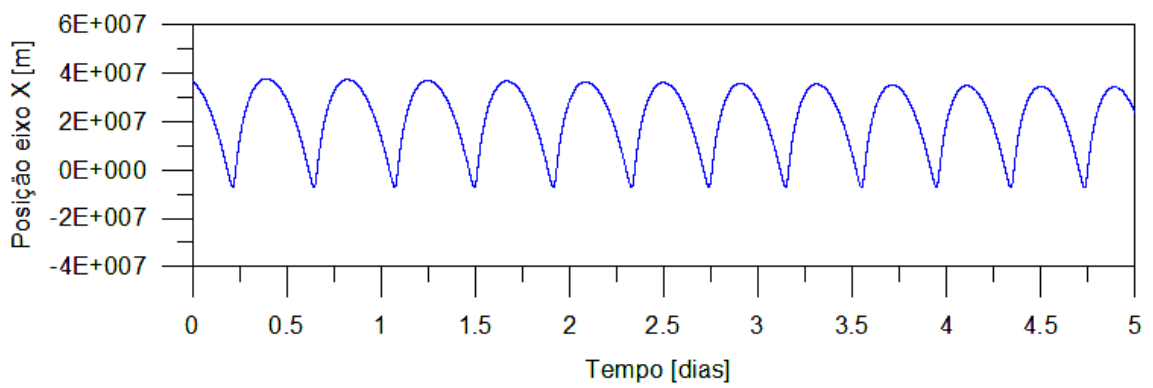


Figura 4.12 – Variação da componente X do vetor posição durante os dias iniciais da manobra.

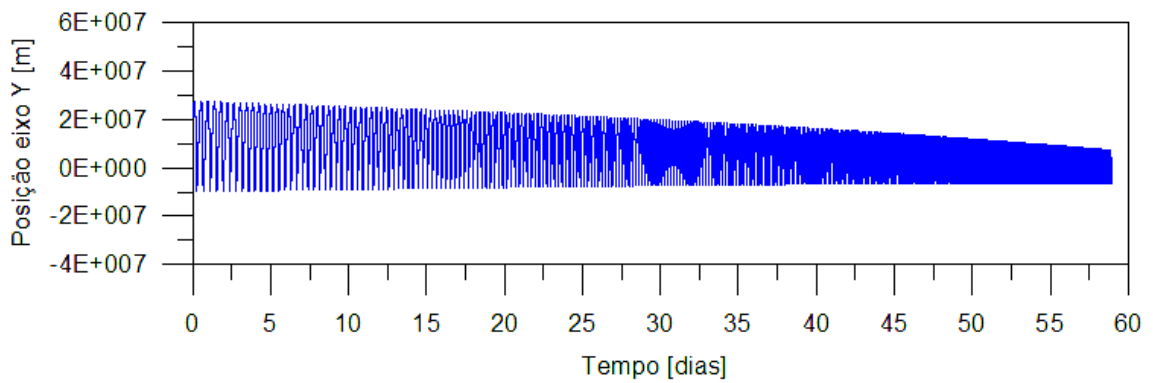


Figura 4.13 – Variação da componente Y do vetor posição em função do tempo.

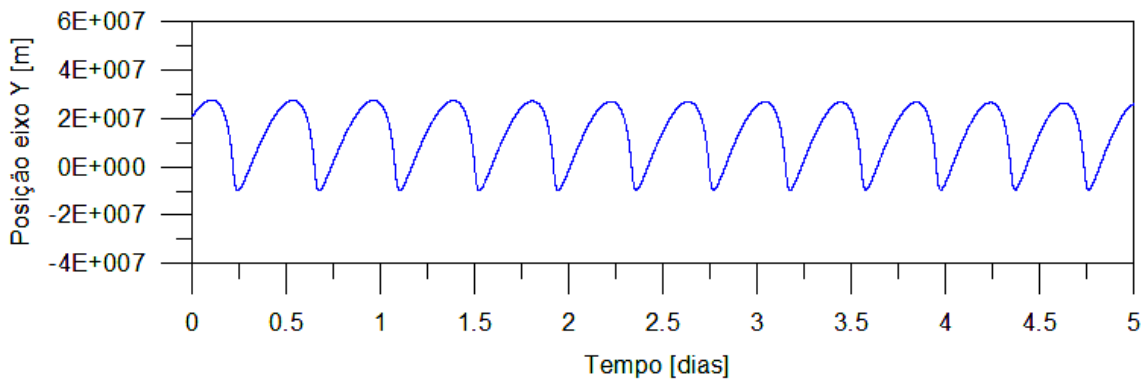


Figura 4.14 – Variação da componente  $Y$  do vetor posição durante os dias iniciais da manobra.

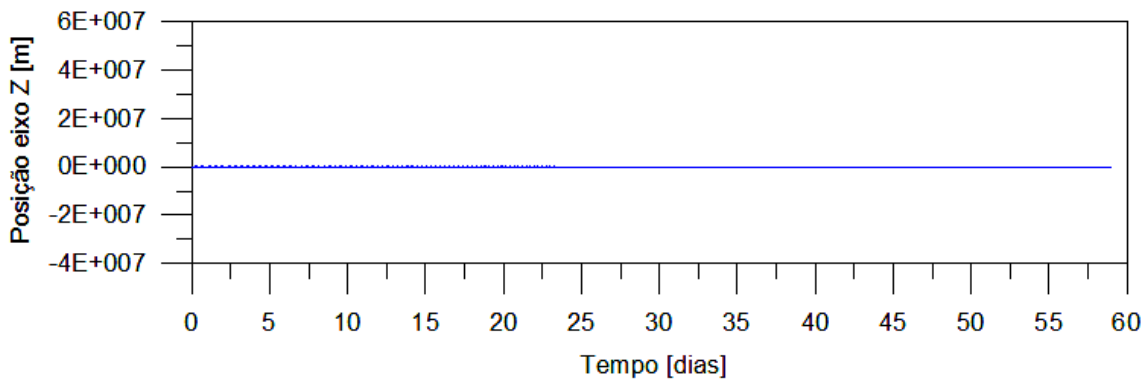


Figura 4.15 – Variação da componente  $Z$  do vetor posição em função do tempo.

As variações das componentes  $X$ ,  $Y$  e  $Z$  do vetor velocidade, em função do tempo, são apresentadas nas Figuras 4.16, 4.18 e 4.20, respectivamente. É possível observar uma variação de  $-10$  km/s a  $10$  km/s nas componentes  $X$  e  $Y$ , e uma variação quase nula na componente  $Z$ . As Figuras 4.17 e 4.19 mostram a variação das componentes  $X$  e  $Y$  do vetor velocidade para os dias iniciais da manobra. O comportamento das curvas nas componentes  $X$  e  $Y$  está relacionado com a excentricidade da órbita. Na medida em que o veículo se aproxima do perigeu da órbita ocorre um aumento da velocidade orbital e vice-versa.

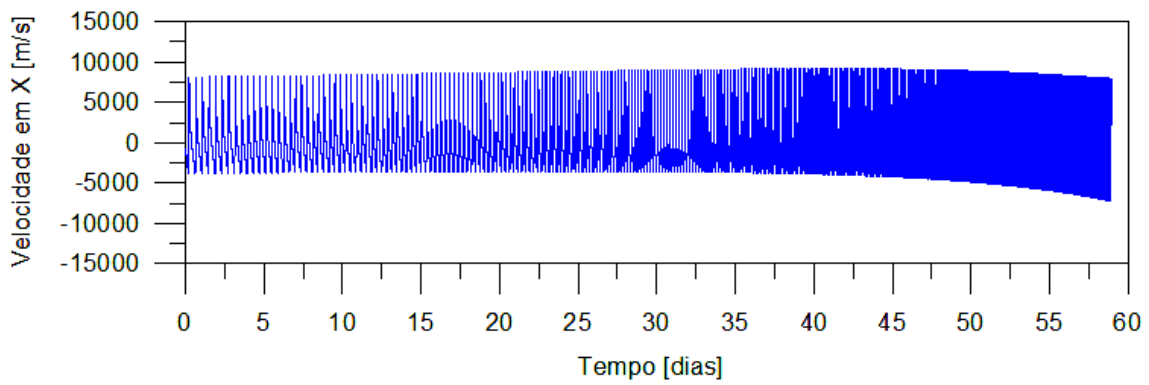


Figura 4.16 – Variação da componente X do vetor velocidade em função do tempo.

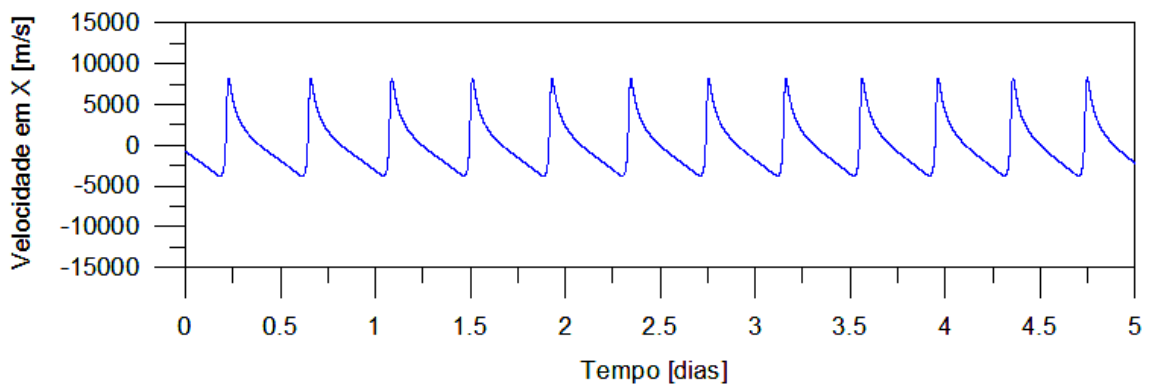


Figura 4.17 – Variação da componente X do vetor velocidade durante os dias iniciais da manobra.

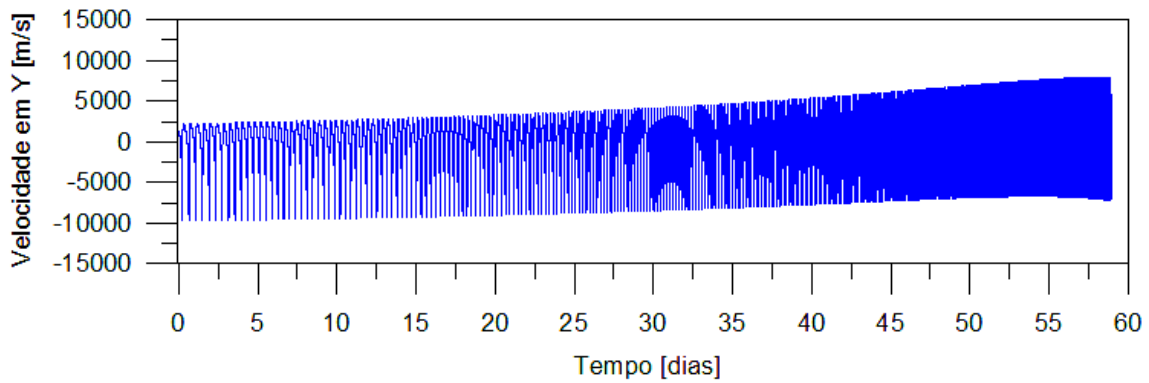


Figura 4.18 – Variação da componente Y do vetor velocidade em função do tempo.

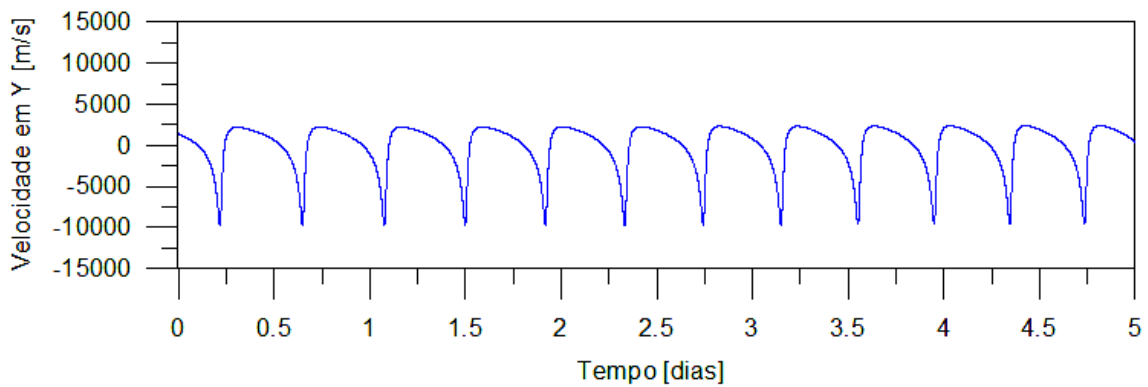


Figura 4.19 – Variação da componente Y do vetor velocidade durante os dias iniciais da manobra.

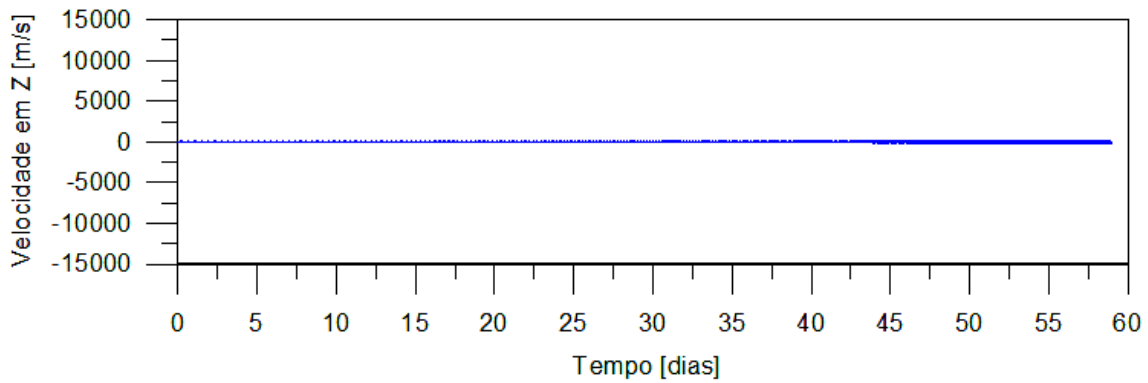


Figura 4.20 – Variação da componente Z do vetor velocidade em função do tempo.

O controlador verifica a cada instante o desvio na posição do veículo, comparando o estado de referência com o estado real, e envia um incremento de velocidade à planta para corrigir essa divergência. Portanto, é importante analisar o comportamento da posição e velocidade, em cada eixo, durante a manobra. As Figuras 4.21, 4.22 e 4.23 apresentam o desvio das componentes do vetor posição do veículo em função do tempo durante toda a manobra.



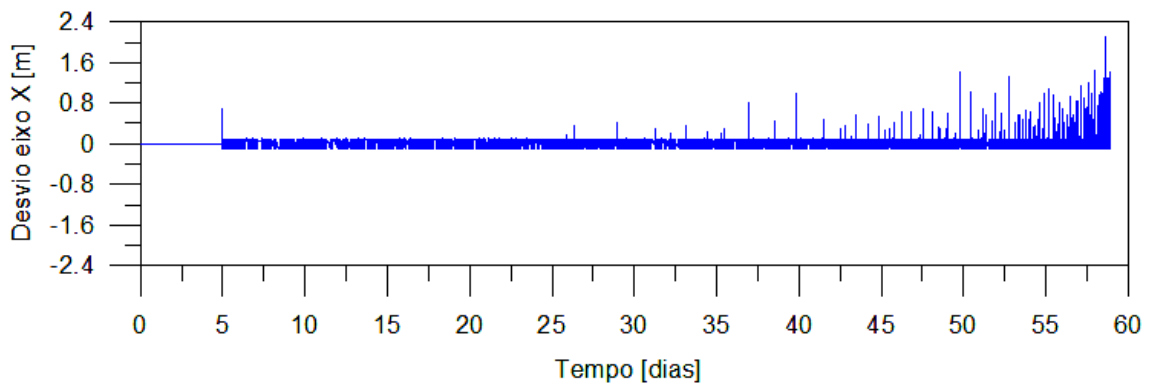


Figura 4.21 – Desvio da componente  $X$  do vetor posição em função do tempo.

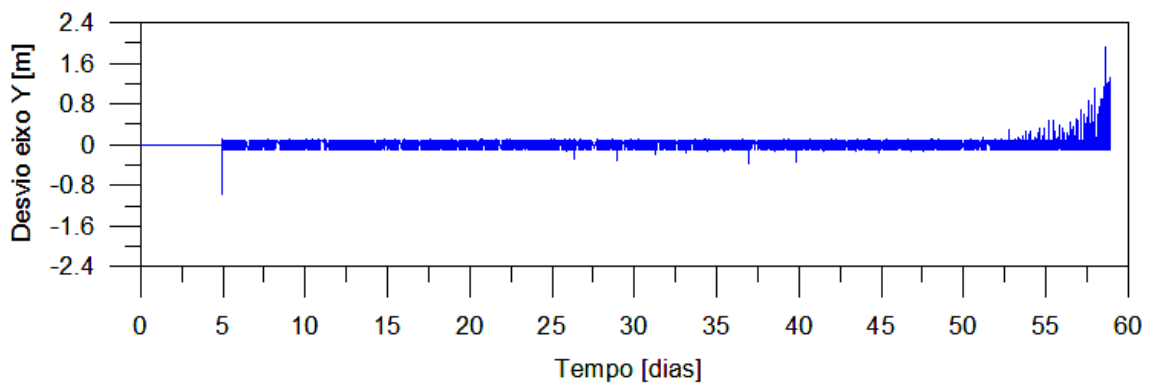


Figura 4.22 – Desvio da componente  $Y$  do vetor posição em função do tempo.

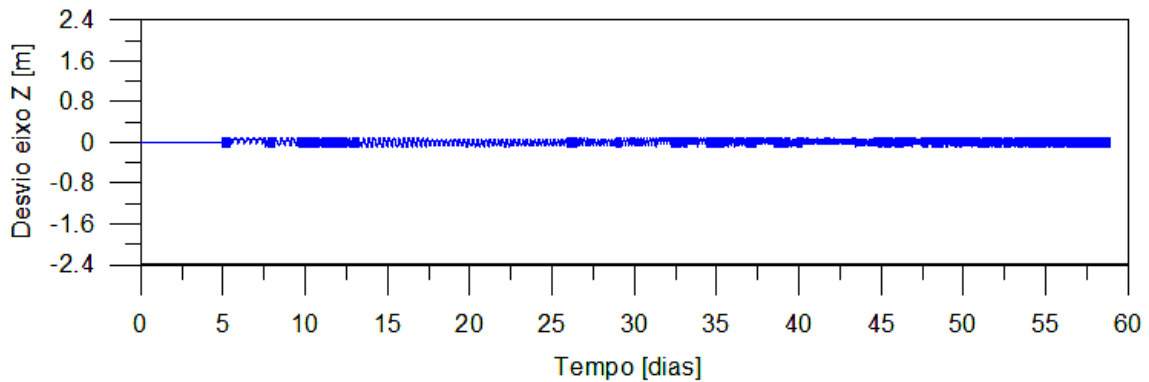


Figura 4.23 – Desvio da componente  $Z$  do vetor posição em função do tempo.

Os picos de maior magnitude são provenientes da aplicação do jato propulsivo no apogeu e os picos de menor magnitude estão relacionados com desvios na trajetória causados pela aplicação do impulso. Observa-se que os desvios apresentam magnitudes pequenas, chegando a picos máximos da ordem de 2 metros, aproximadamente.

As Figuras 4.24, 4.25 e 4.26 ilustram o desvio do vetor velocidade em função do tempo.

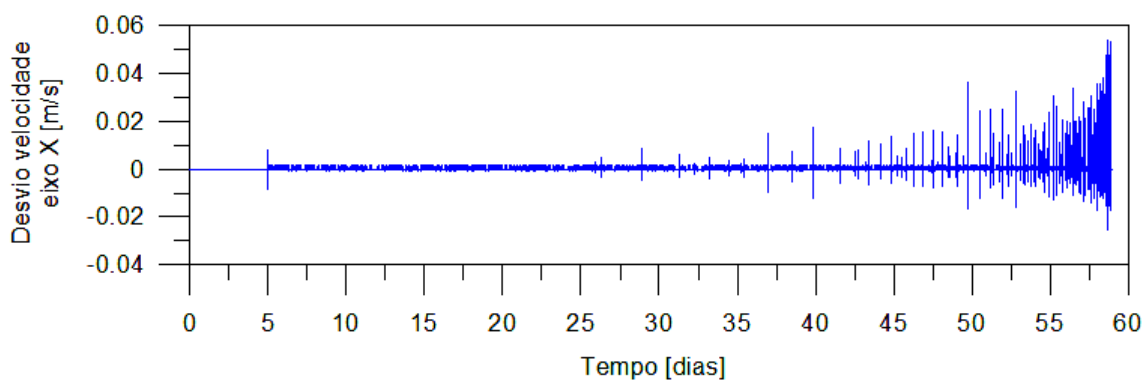


Figura 4.24 – Desvio da componente X do vetor velocidade em função do tempo.

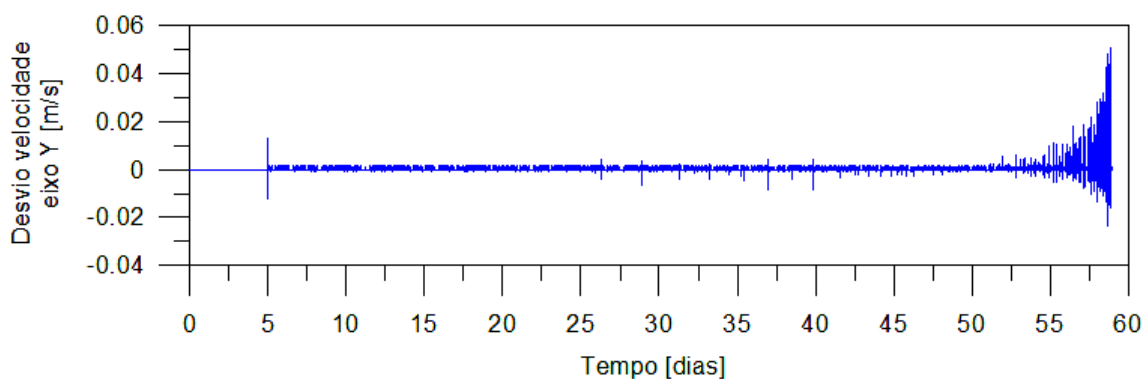


Figura 4.25 – Desvio da componente Y do vetor velocidade em função do tempo.

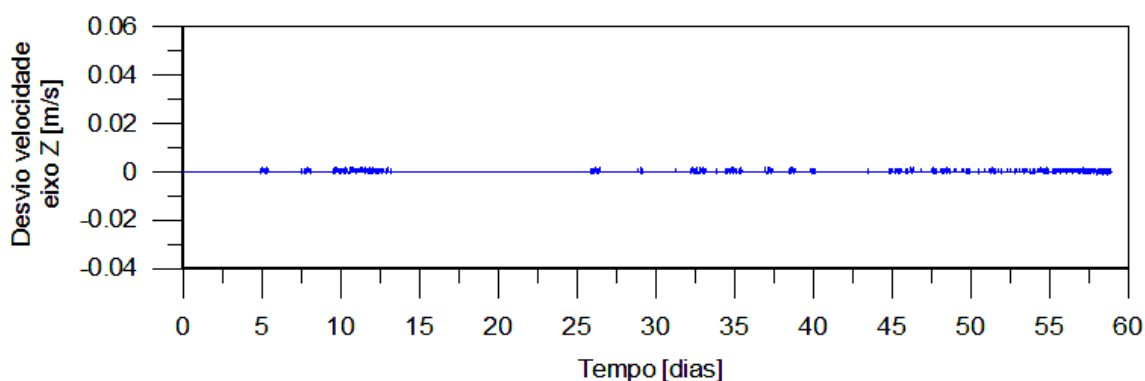


Figura 4.26 – Desvio da componente Z do vetor velocidade em função do tempo.

Os gráficos apresentados acima indicam que a discrepância ocorrida no vetor velocidade do veículo foi de pequena magnitude, variando até um valor máximo

de 0,05 m/s nas componentes  $X$  e  $Y$  e valores desprezíveis para a componente  $Z$ . Ao final da trajetória vemos que os desvios ocorrem com mais frequência, tanto no vetor posição quanto no vetor velocidade; isso ocorre devido à maior frequência de aplicação de jatos propulsivos no final da manobra.

A Figura 4.27 mostra a aplicação dos jatos corretivos no apogeu pelo sistema propulsivo em função do tempo.

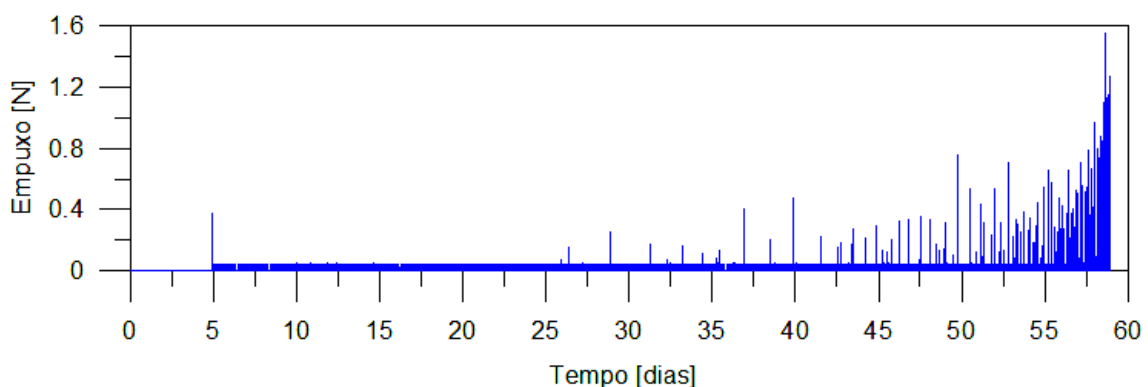


Figura 4.27 – Variação do empuxo aplicado pelo sistema propulsivo em função do tempo.

À medida que a excentricidade da órbita se reduz, as passagens pela região atmosférica se tornam mais constantes e com isso o decaimento da altitude do perigeu se torna maior. Em função disso o sistema propulsivo é obrigado a atuar de forma mais frequente como observado na Figura 4.27. Os impulsos de menor magnitude são aplicados para correção de desvios na trajetória. A Figura 4.28 ilustra o empuxo (contínuo) aplicado pelo sistema propulsivo durante a primeira passagem do veículo pelo apogeu da órbita.

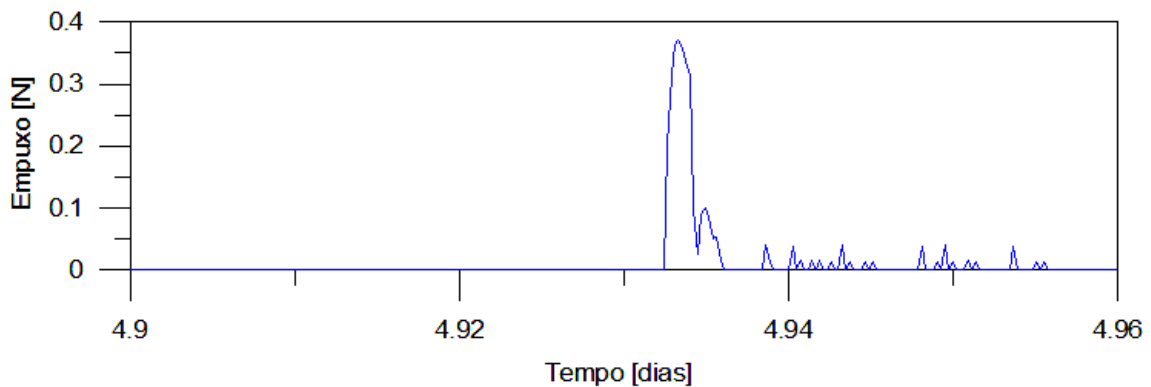


Figura 4.28 – Empuxo aplicado pelo propulsor no apogeu da órbita.

As forças aerodinâmicas sofridas pelo veículo espacial variam, principalmente, em função do ângulo de ataque das placas aerodinâmicas. Para o caso em questão, cujo ângulo de ataque foi imposto a 90 graus – perpendicular ao fluxo das partículas –, não há força de sustentação, somente força de arrasto atuando no veículo. Essa constatação pode ser verificada nas equações das forças aerodinâmicas fornecidas no Capítulo 2. As Figuras 4.29 e 4.30 mostram a variação da força de arrasto durante toda a trajetória e para a primeira passagem pela região atmosférica respectivamente.

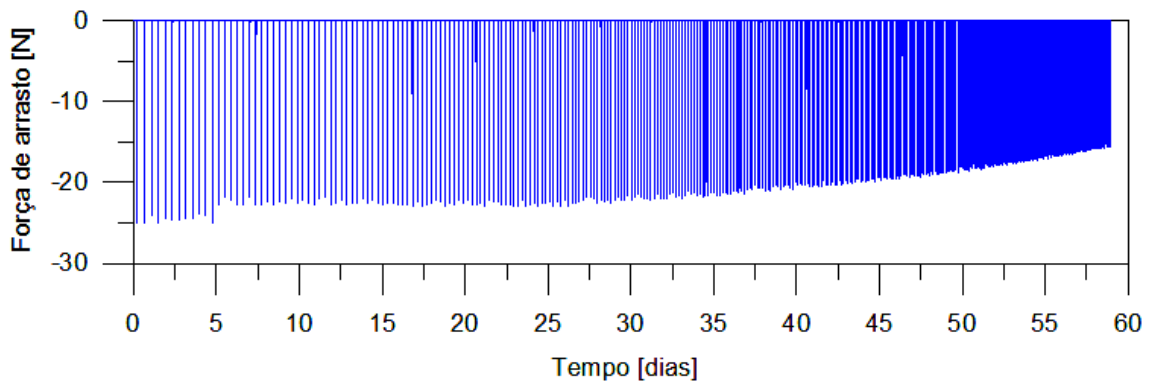


Figura 4.29 – Variação da força de arrasto em função do tempo.

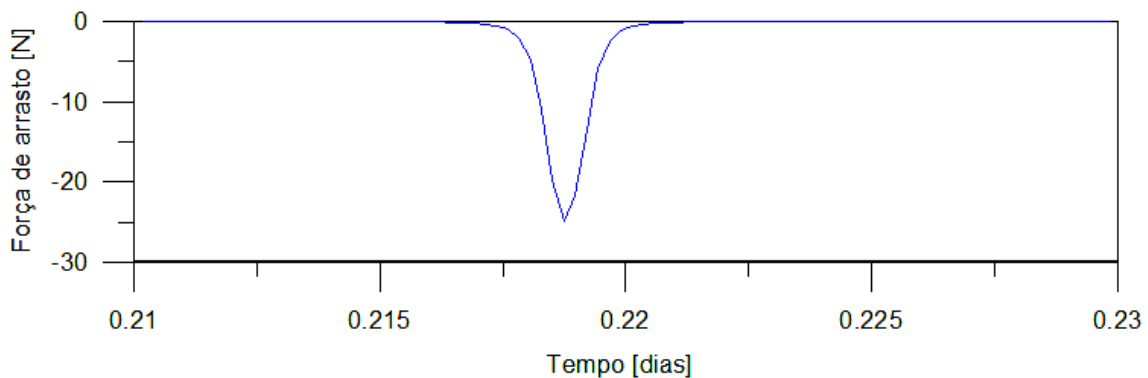


Figura 4.30 – Variação da força de arrasto durante a primeira passagem pela região atmosférica.

O valor máximo da força de arrasto sofrida pelo veículo foi de, aproximadamente, 25 N, nas órbitas iniciais da manobra. Ocorreu uma diminuição na magnitude da força de arrasto ao final da manobra devido à redução na velocidade relativa à atmosfera.

A velocidade relativa à atmosfera, utilizada na obtenção das forças aerodinâmicas, é calculada considerando a velocidade orbital do veículo e a rotação orbital da Terra. A dinâmica desse parâmetro é ilustrada na Figura 4.31.

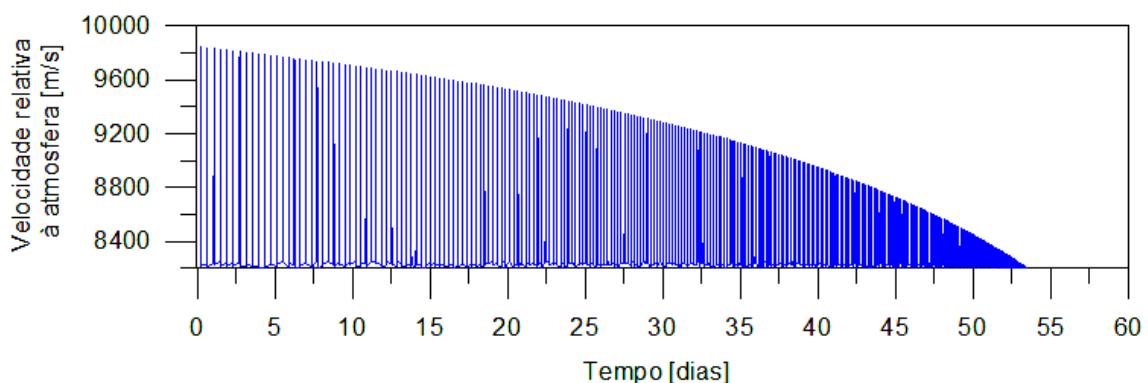


Figura 4.31 – Variação da velocidade relativa à atmosfera em função do tempo.

Pode-se observar nos gráficos que a velocidade relativa à atmosfera atinge um valor máximo de aproximadamente 9,5 km/s. Em virtude da circularização da órbita, ocorre uma redução nos limites dessa grandeza.

A principal variável que define a ordem de grandeza das forças aerodinâmicas é a densidade atmosférica. Utilizando o modelo atmosférico, comentado nos Capítulos 2 e 3, foi possível obter o gráfico da variação sofrida pelo veículo em função do tempo. Essa variação é mostrada nas Figuras 4.32 e 4.33.

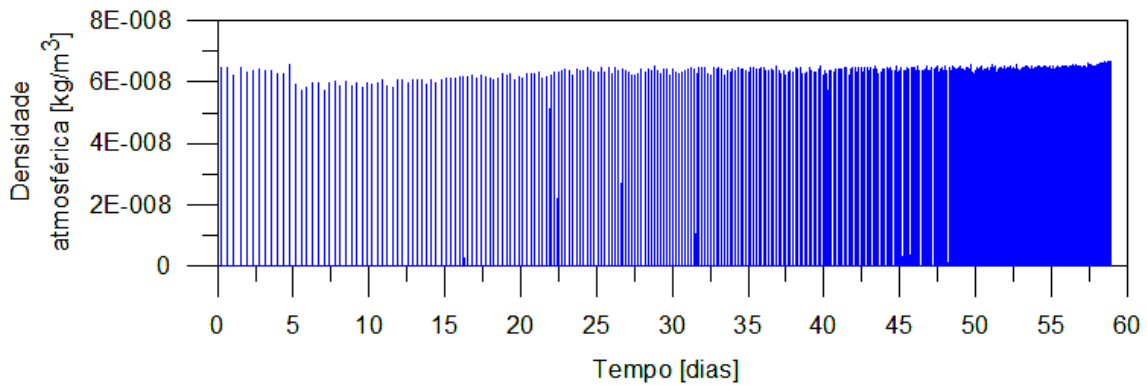


Figura 4.32 – Variação da densidade atmosférica sofrida pelo veículo em função do tempo.

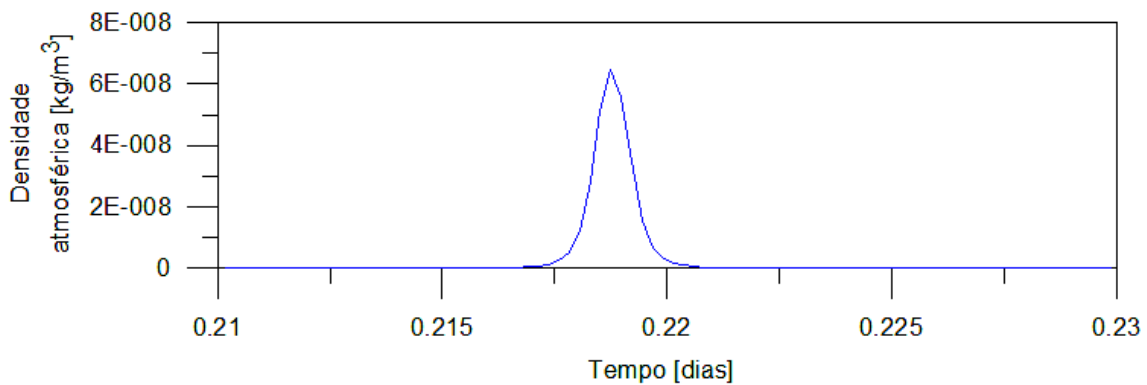


Figura 4.33 – Variação da densidade atmosférica sofrida pelo veículo para a primeira passagem pela atmosfera.

O principal destaque desse gráfico é a semelhança de seu comportamento com aquele apresentado pelo gráfico da força de arrasto. Também pode-se observar uma tendência de aumento no valor da densidade atmosférica ao final da manobra. O valor máximo da densidade ocorre quando o veículo encontra-se na mais baixa altitude do perigeu. Outra grandeza que também segue esse mesmo comportamento é o fluxo de calor sofrido pelo veículo durante a manobra. A variação do fluxo de calor em função do tempo é apresentada na

Figura 4.34; a Figura 4.35 mostra essa variação para a primeira passagem do veículo pela atmosfera.

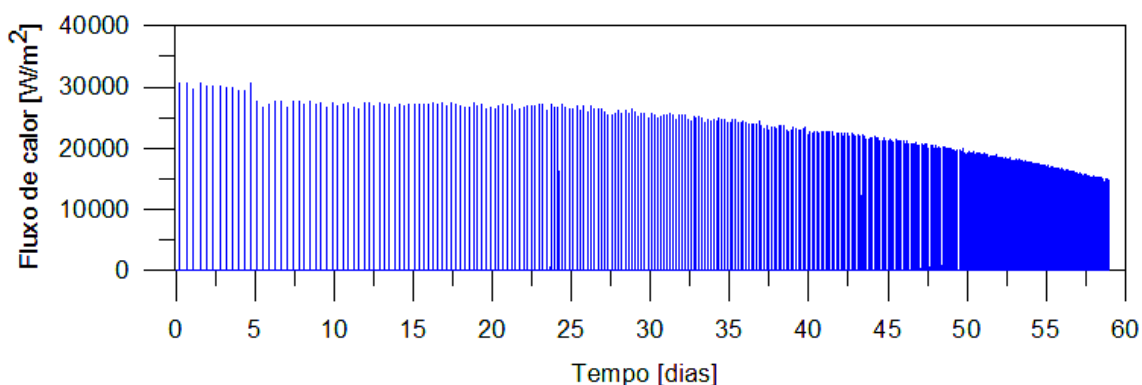


Figura 4.34 – Variação do fluxo de calor em função do tempo.

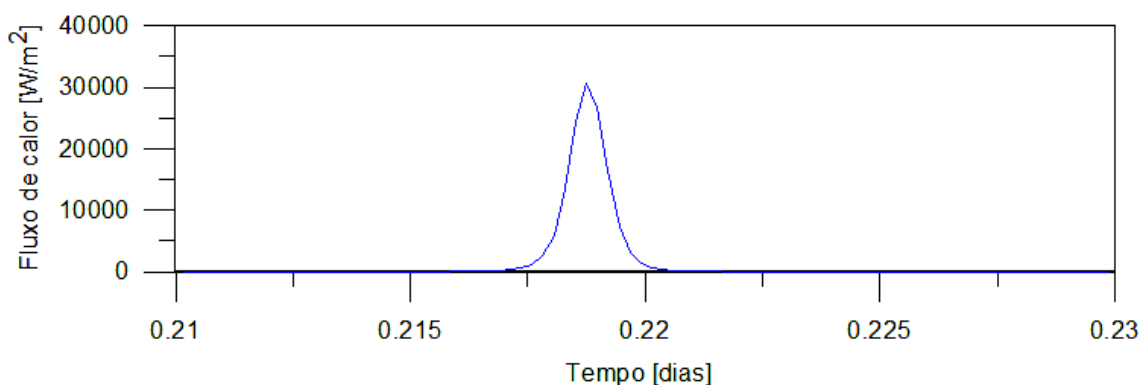


Figura 4.35 – Variação do fluxo de calor na primeira passagem pela atmosfera.

No início da manobra, o veículo sofre um fluxo de calor da ordem de  $30 \text{ kW/m}^2$ , e ao final do período essa grandeza atinge um valor de  $15 \text{ kW/m}^2$ . O valor máximo suportado pelo veículo depende do material da estrutura. Os valores obtidos se encontram dentro do limite dado por Kumar e Tewari (2005). Porém, a taxa de calor sofrida pelo veículo pode se controlada por meio do controle do decaimento da altitude do perigeu. Quanto menor a altitude, maior serão as taxas de calor sofridas pelo veículo.

Com relação ao consumo de propelente, são consideradas duas situações a fim de demonstração: a primeira ilustra uma situação hipotética considerando

que a força de arrasto sofrida pelo veículo seja fornecida pelo sistema propulsivo (Figura 4.36); e a segunda situação ilustra o caso real que considera somente a propulsão para corrigir o decaimento da altitude do perigeu (Figura 4.37).

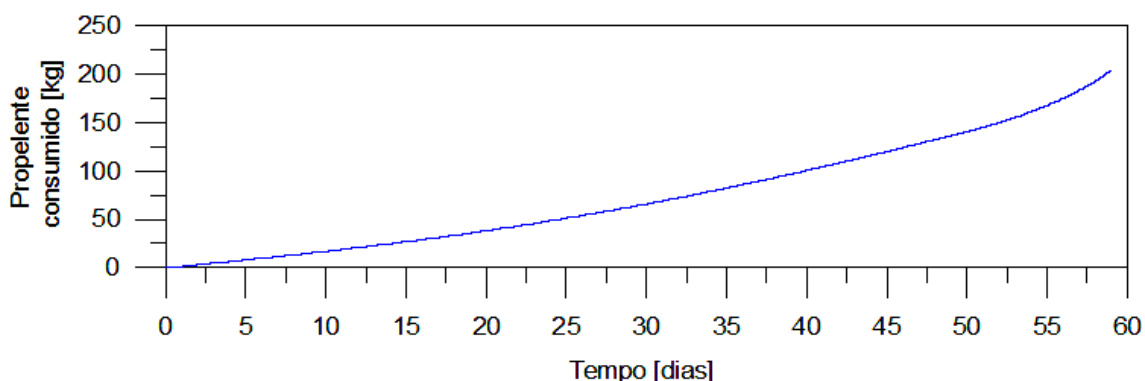


Figura 4.36 – Situação hipotética: propelente necessário para aplicação de um empuxo equivalente à força de arrasto.

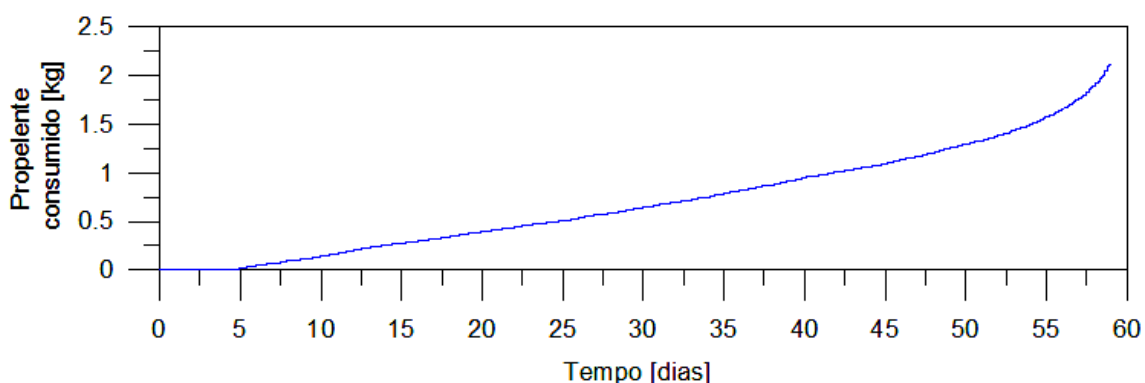


Figura 4.37 – Situação real: propelente necessário para correção do decaimento do perigeu.

Para realizar a mesma manobra utilizando apenas o sistema propulsivo, com aplicação do empuxo no perigeu da órbita de transferência e considerando a mesma magnitude da força de arrasto, seria consumido aproximadamente 200 kg de propelente. No segundo caso, na qual o sistema propulsivo foi utilizado apenas para corrigir o decaimento do perigeu, foi consumido aproximadamente 2,11 kg de propelente. Embora este seja um valor baixo, deve-se levar em consideração o propelente gasto para entrar e sair da órbita de transferência.



Em tópico posterior desse capítulo será efetuado uma comparação, em termos de consumo de combustível, entre manobras aeroassistidas – considerando o propelente gasto na entrada e saída da órbita de transferência – e manobras propulsivas.

#### **4.2. Transferência aeroassistida entre órbitas coplanares sem aplicação de jatos propulsivos corretivos no apogeu.**

O presente tópico apresenta uma simulação de uma manobra aeroassistida entre órbitas coplanares sem a aplicação dos jatos propulsivos no apogeu. O objetivo foi verificar a importância do controle do decaimento da altitude do perigeu durante uma manobra desse tipo. A manobra foi realizada com as mesmas condições iniciais apresentadas no tópico 4.1. A seguir serão apresentados alguns resultados comparativos entre as duas situações.

As Figuras 4.38 e 4.39 mostram a variação da altitude do apogeu e do perigeu em função do tempo, respectivamente, para o caso em que são aplicados jatos propulsivos no apogeu, para evitar o decaimento do perigeu, e para o caso em que não há essa aplicação. É notável que a ausência dos jatos propulsivos faz com que a manobra seja realizada em um tempo menor; em compensação, o decaimento excessivo da altitude do perigeu faz com que o veículo sofra altas forças aerodinâmicas e elevadas taxas de transferência de calor, como será visto nos gráficos posteriores. O valor final da altitude do perigeu, para o caso em que não são aplicados jatos propulsivos, foi de aproximadamente 106 km, ou seja, um decaimento de quase 10 km.

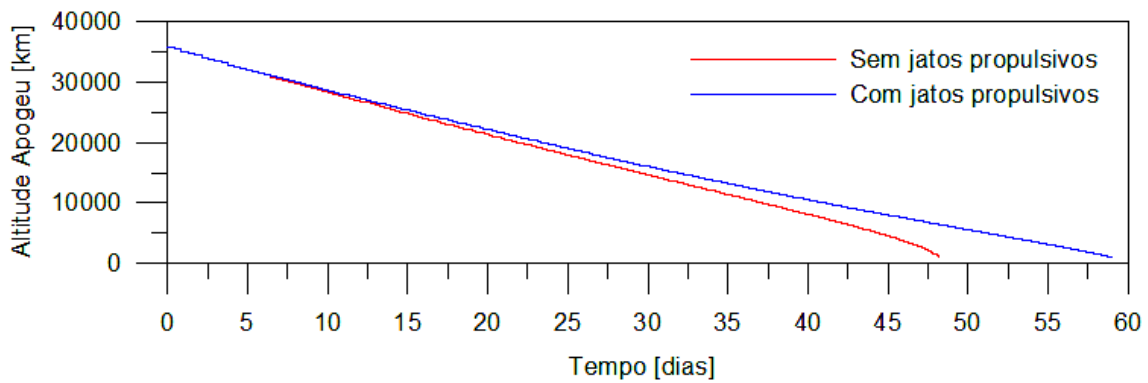


Figura 4.38 – Variação da altitude do apogeu para manobras com e sem a aplicação de jatos propulsivos no apogeu.

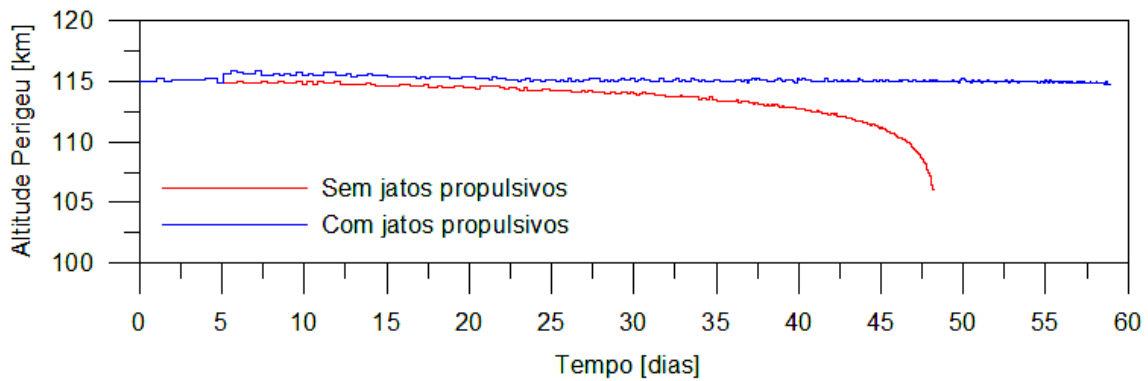


Figura 4.39 – Variação da altitude do perigeu para manobras com e sem a aplicação de jatos propulsivos no apogeu.

As figuras 4.40, 4.41, 4.42 e 4.43 apresentam a comparação, com aplicação e sem aplicação de jatos propulsivos no apogeu, da variação dos elementos keplerianos durante a manobra.

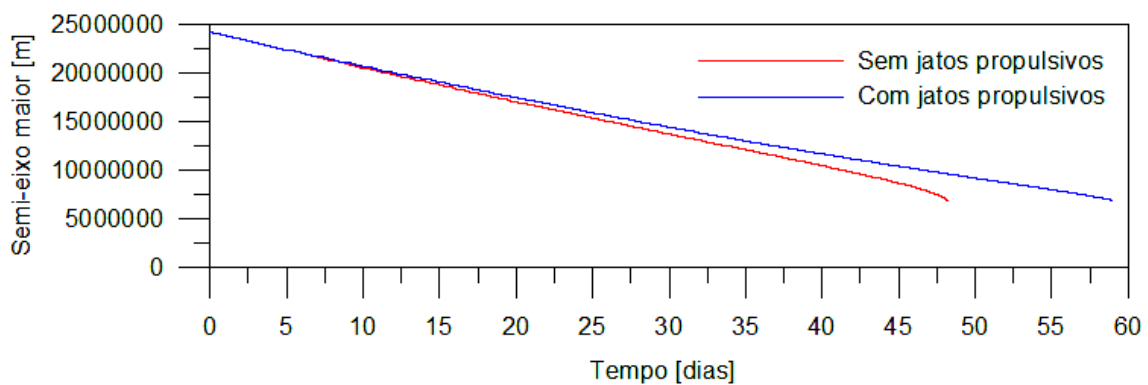


Figura 4.40 – Variação do semi-eixo maior para manobras com e sem a aplicação de jatos propulsivos no apogeu.

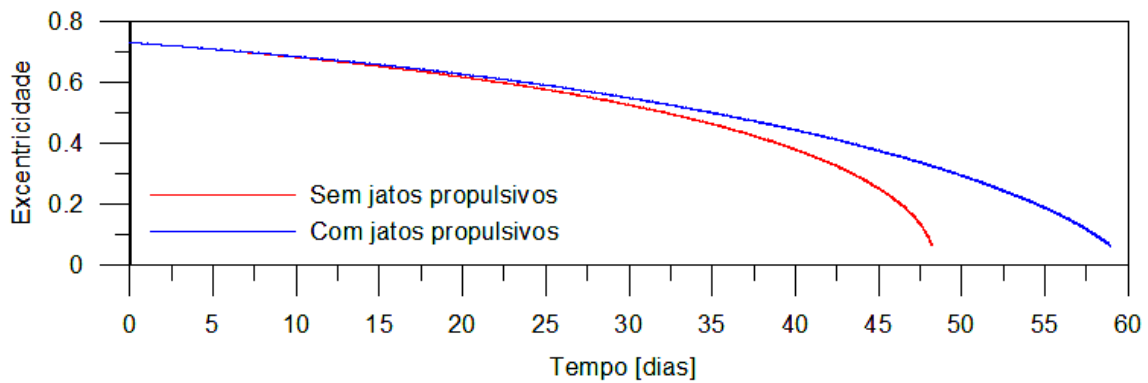


Figura 4.41 – Variação da excentricidade para manobras com e sem a aplicação de jatos propulsivos no apogeu.

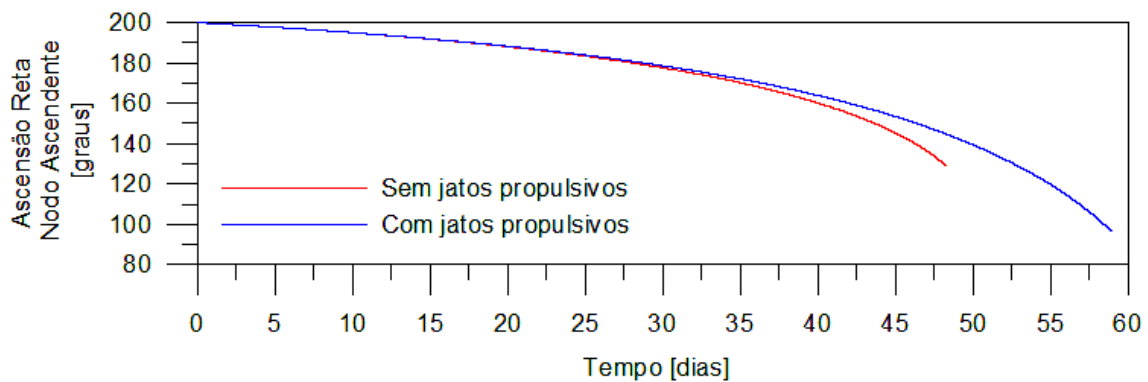


Figura 4.42 – Variação da ARNA para manobras com e sem a aplicação de jatos propulsivos no apogeu.

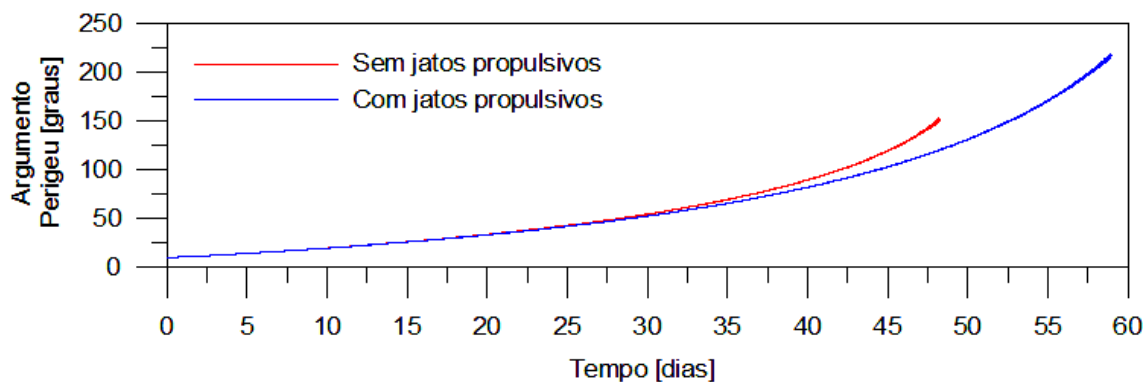


Figura 4.43 – Variação do argumento do perigeu para manobras com e sem a aplicação de jatos propulsivos no apogeu.

Os gráficos da variação do semi-eixo maior e excentricidade confirmam o comentário com relação ao gráfico da variação da altitude do apogeu e perigeu. Os dois últimos gráficos mostram que ao final da manobra, a variação na

ARNA e no argumento do perigeu foi maior do que no caso com aplicação dos jatos, considerando o mesmo instante de tempo; isso em função da menor excentricidade da órbita.

A Figura 4.44 apresenta a variação da força de arrasto sofrida pelo veículo durante a passagem pela região atmosférica em função do tempo. A diferença desse gráfico para o caso em que há a aplicação dos jatos propulsivos no apogeu, apresentada no tópico 4.1 deste capítulo, é que durante a maior parte da manobra, a força de arrasto sofrida pelo veículo no perigeu da órbita se mantém constante. Porém, no final da manobra, quando a excentricidade está menor, ocorre um maior decaimento da altitude do perigeu elevando a magnitude da força de arrasto de uma média de 25 N para um valor máximo de aproximadamente 60 N.

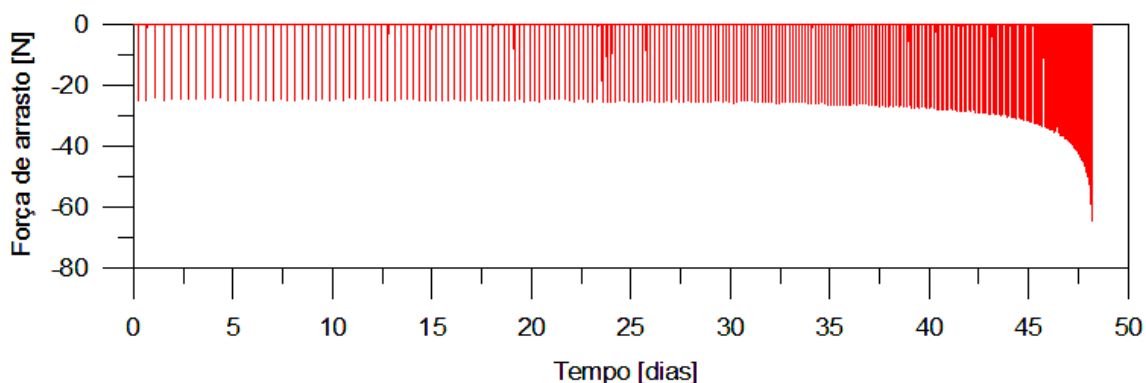


Figura 4.44 – Variação da força de arrasto para uma manobra aeroassistida sem a aplicação de jatos propulsivos no apogeu.

A variação da densidade atmosférica para o caso em questão é apresentada na Figura 4.45. Como era esperado, o gráfico indica um aumento bastante acentuado da densidade ao final da manobra; devido ao decaimento da altitude do perigeu.

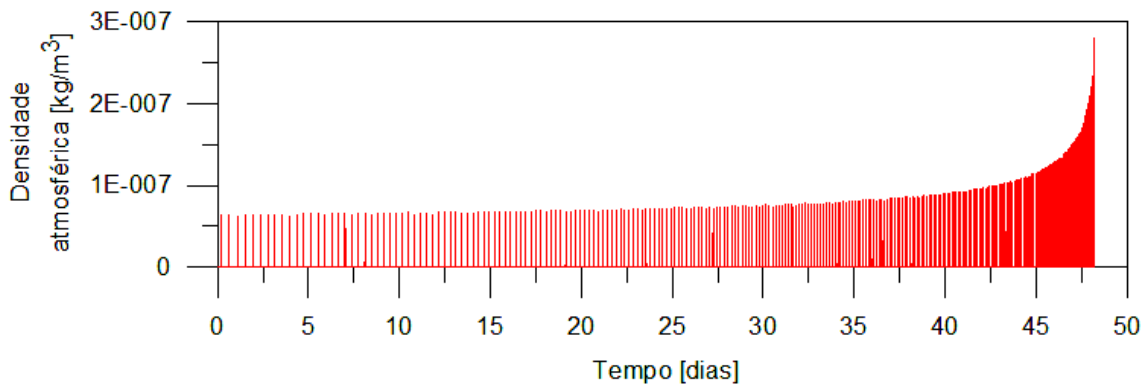


Figura 4.45 – Variação da densidade atmosférica para uma manobra aeroassistida sem a aplicação de jatos propulsivos no apogeu.

Caso similar ocorre com a taxa de transferência de calor sofrida pelo veículo, como mostrado na Figura 4.46. Enquanto que, no caso em que a altitude do perigeu é controlada (tópico 4.1 deste capítulo), o fluxo de calor atingiu um valor máximo de 30 kW/m<sup>2</sup>, nesse caso o veículo sofreu um fluxo de calor de 60 kW/m<sup>2</sup> ao final da manobra.

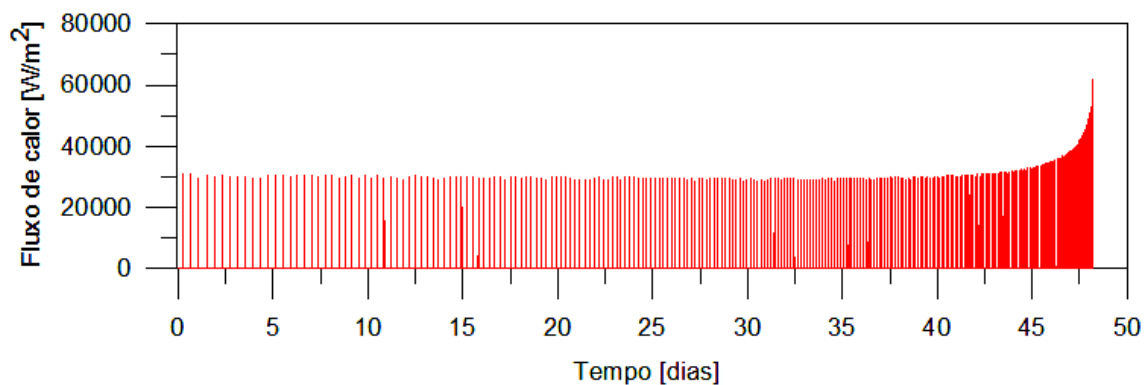


Figura 4.46 – Variação da taxa de transferência de calor para uma manobra aeroassistida sem a aplicação de jatos propulsivos no apogeu.

A Figura 4.47 ilustra a situação hipotética citada no tópico anterior. Ao invés de se aplicar forças aerodinâmicas, considera-se que empuxos propulsivos de magnitudes equivalentes às forças de arrasto são aplicados. Essa situação foi analisada para ambos os casos: com e sem o controle do decaimento do perigeu. Pode-se observar que ao final da manobra o consumo de combustível foi aproximadamente o mesmo, ou seja, o tempo para realizar a manobra foi

menor, porém, a magnitude das forças aerodinâmicas envolvidas no processo foram maiores.

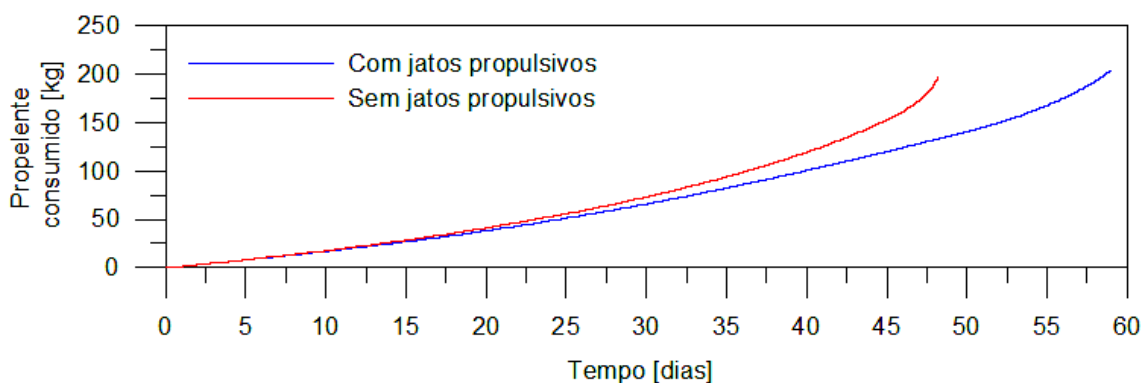


Figura 4.47 – Variação do propelente consumido (situação hipotética) para manobras com e sem a aplicação de jatos propulsivos no apogeu.

#### 4.3. Efeitos da variação da altitude do perigeu em uma transferência aeroassistida entre órbitas coplanares.

O presente estudo tem como finalidade mostrar os efeitos causados pela altitude do perigeu durante a passagem do veículo pela região atmosférica. É de conhecimento que quanto menor a altitude maior as forças aerodinâmicas sofridas pelo veículo. Entretanto, faz-se necessário avaliar o comportamento das grandezas que variam em função da altitude do perigeu, quando este é variado em uma determinada faixa de valores.

Adotou-se nesse estudo, por convenção, uma variação da altitude do perigeu de um valor mínimo de 102 km à um valor máximo de 120 km com intervalos de 2 km. Essa faixa de valores mostra-se bastante satisfatória para uma manobra aeroassistida de um veículo com características iguais a que foi adotado nesse trabalho. A Figura 4.48 mostra a legenda utilizada nos gráficos que mostram o comportamento da variação ao longo de toda a manobra. O valor da altitude do perigeu está representado com a respectiva cor.

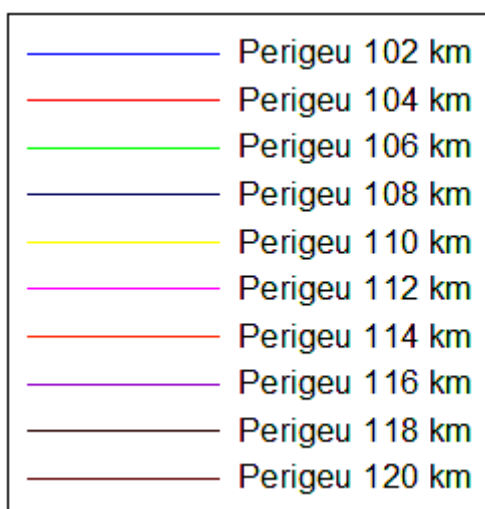


Figura 4.48 – Legenda com os valores da altitude do perigeu e sua respectiva cor para os gráficos apresentados nesse tópico.

Para cada valor de perigeu, uma manobra aeroassistida de dois dias foi realizada com um passo de 10 segundos. Os dados iniciais da órbita e do veículo são apresentados nas Tabelas 4.5 e 4.6.

Tabela 4.5 – Condições iniciais da órbita (caso 3).

<b>Descrição</b>	<b>Valor</b>	<b>Unidade</b>
Altitude do Apogeu	10.000	km
Excentricidade	0,4326	-
Inclinação	1	graus
ARNA <sup>1</sup>	200	graus
Argumento do perigeu	10	graus
Anomalia média	180	graus

Nota: <sup>1</sup> Ascensão Reta do Nodo Ascendente

Tabela 4.6 – Condições iniciais do veículo (caso 3).

Descrição	Valor	Unidade
Massa inicial	500	kg
Ângulo de ataque inicial	90	graus
Ângulo de rolamento inicial	90	graus

A Figura 4.49 mostra o efeito da altitude do perigeu no decaimento da altitude do apogeu durante a manobra de dois dias. A Figura 4.50 mostra o decaimento da altitude do apogeu em função da altitude do perigeu. Pode-se observar uma acentuada taxa de decaimento para altitude de perigeu de até 112 km. Acima desse valor, a taxa de redução do apogeu se apresenta bem menos intensa. Caso similar ocorre com o decaimento do perigeu (Figura 4.51 e 4.52), na qual é possível observar uma redução ao final do período de dois dias mais acentuada para altitudes mais baixas.

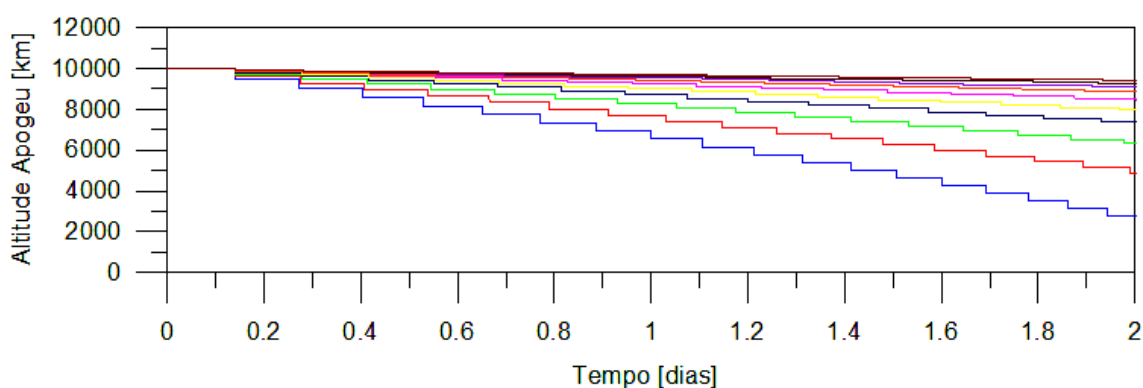


Figura 4.49 – Efeito da altitude do perigeu no decaimento da altitude do apogeu em função do tempo.



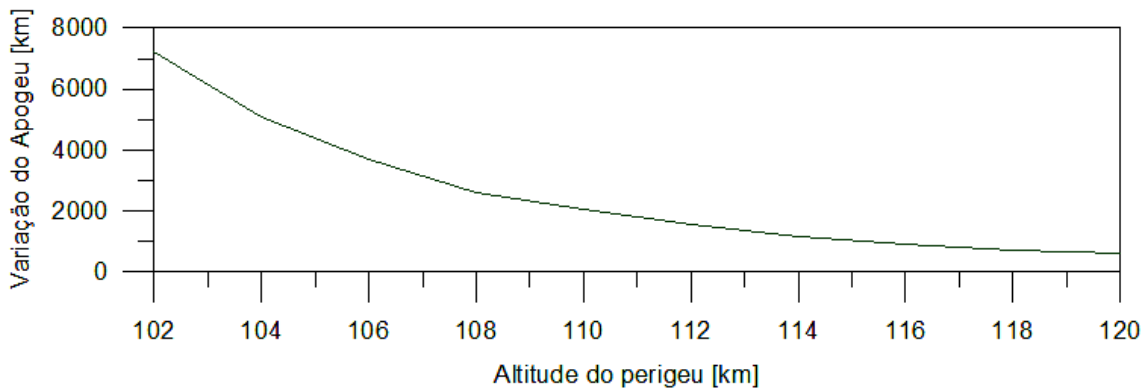


Figura 4.50 – Decaimento da altitude do apogeu em função da altitude do perigeu.

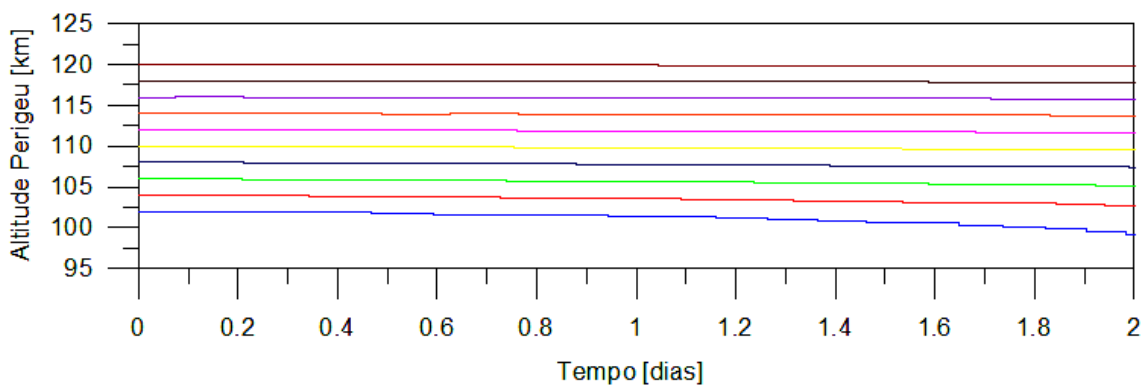


Figura 4.51 – Decaimento da altitude do perigeu em função do tempo.

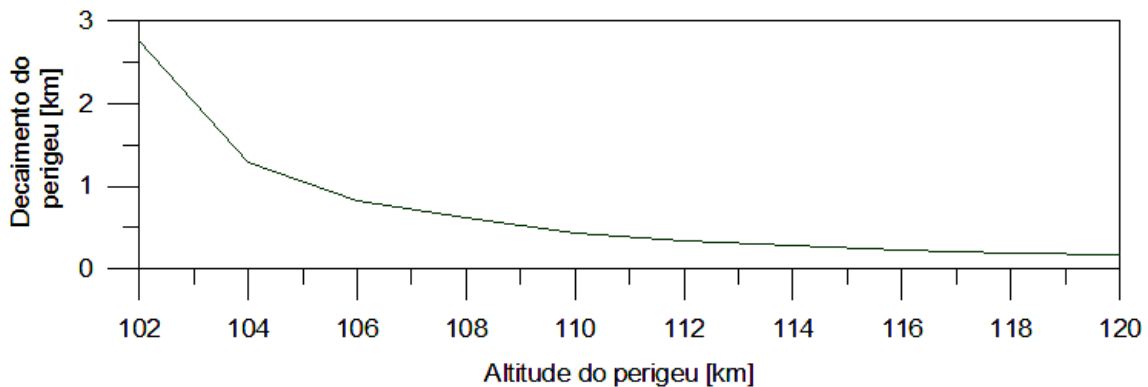


Figura 4.52 – Decaimento da altitude do perigeu em função da altitude do perigeu.

O efeito da altitude do perigeu na variação da força de arrasto sofrida pelo veículo durante a primeira passagem pela atmosfera é mostrado na Figura 4.53. A Figura 4.54 mostra a máxima força de arrasto sofrida pelo veículo durante toda a manobra em função da altitude do perigeu. Esse gráfico indica

que uma passagem na região atmosférica em uma altitude mínima de 102 km fará com que o veículo seja submetido a forças de arrasto de magnitude de aproximadamente 200 N. Enquanto que para altitudes de 115 a 120 km a força reduz para valores em torno de 20 N. Essa diferença entre esses dois limites implica no projeto da estrutura do veículo, que deverá suportar as cargas de tensão e térmicas provenientes da passagem pela região atmosférica.

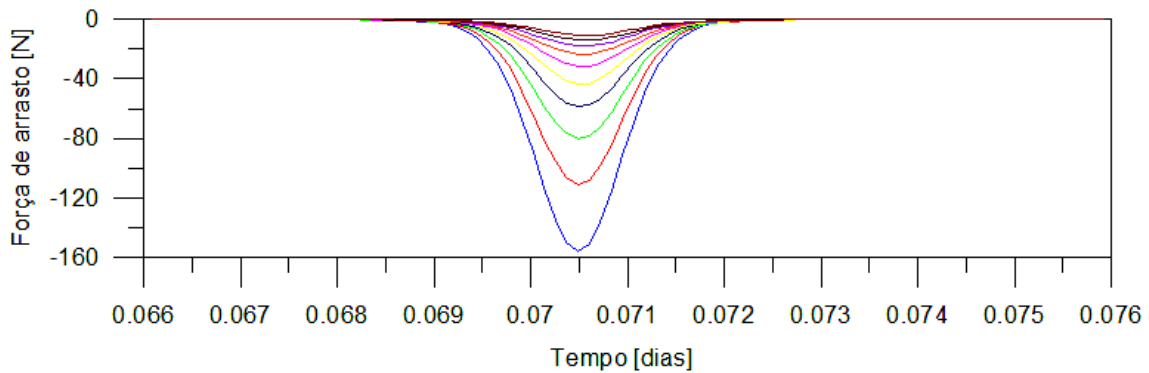


Figura 4.53 – Efeito da altitude do perigeu na variação da força de arrasto em função do tempo.

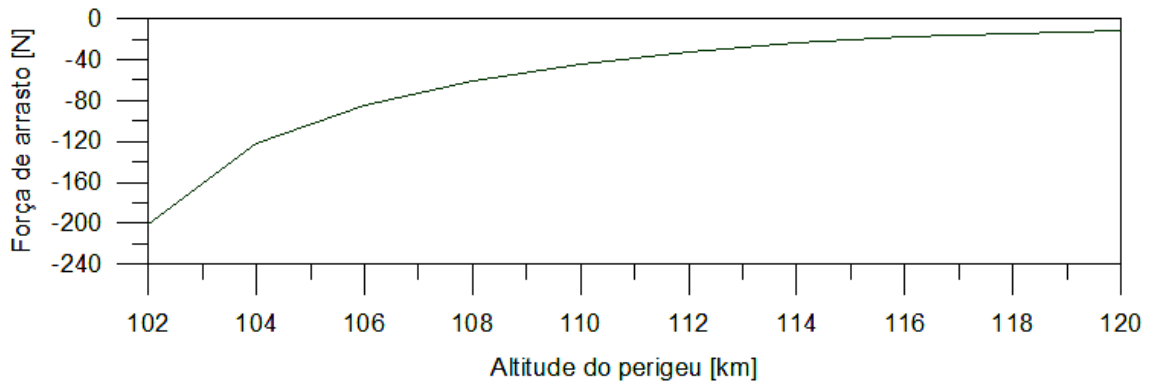


Figura 4.54 – Máxima força de arrasto em função da altitude do perigeu.

A Figura 4.55 ilustra o efeito da altitude do perigeu na variação do fluxo de calor durante a primeira passagem pela atmosfera. A Figura 4.56 ilustra o máximo fluxo de calor sofrido pelo veículo em função da altitude do perigeu. Observa-se que essa grandeza pode variar de 20 kW/m<sup>2</sup>, para um perigeu de 120 km, a um valor de 200 kW/m<sup>2</sup> em altitude de 102 km.

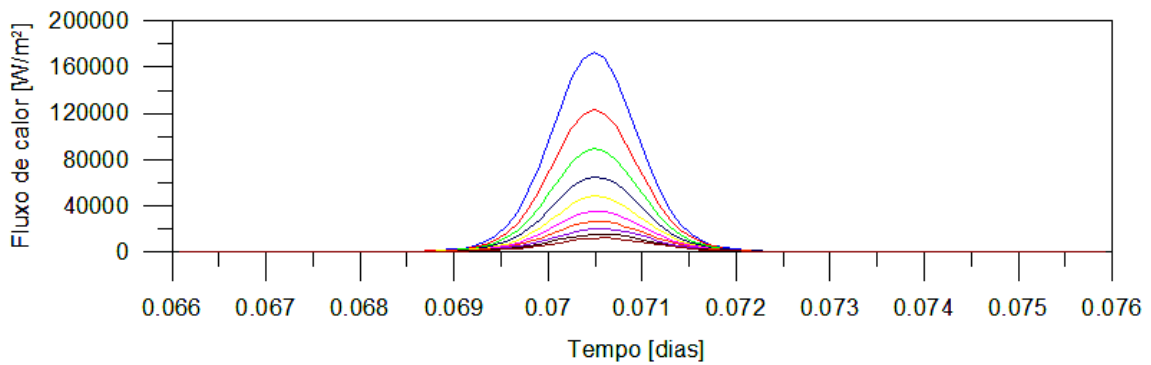


Figura 4.55 – Efeito da altitude do perigeu na variação do fluxo de calor em função do tempo.

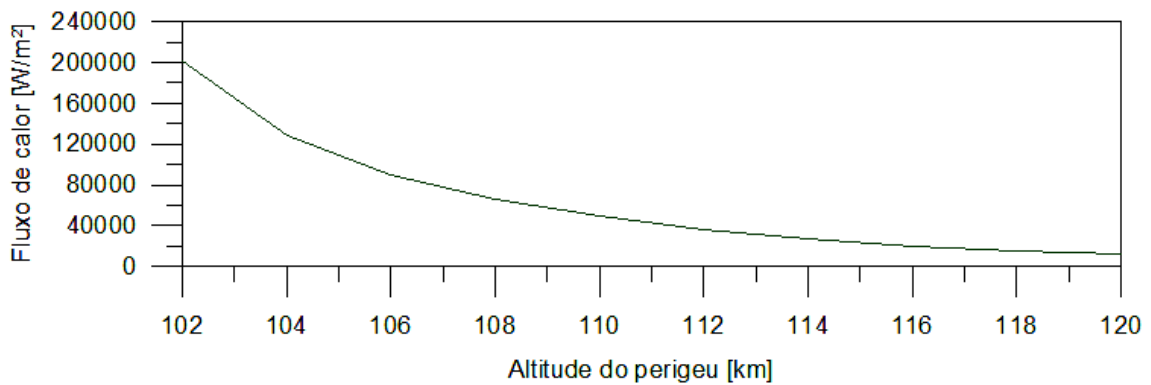


Figura 4.56 – Máximo fluxo de calor em função da altitude do perigeu.

#### 4.4. Transferência aeroassistida de mudança de plano orbital com aplicação de jatos propulsivos corretivos no apogeu.

Este estudo tem como finalidade apresentar resultados de uma simulação de manobra aeroassistida para mudar o plano orbital, considerando a aplicação de jatos propulsivos no apogeu para controlar o decaimento da altitude do perigeu. Os efeitos dessa manobra foram avaliados em um período de 30 dias com um passo de 20 segundos. As Tabelas 4.7 e 4.8 apresentam as condições iniciais da órbita e do veículo.

Tabela 4.7 – Condições iniciais da órbita (caso 4).

<b>Descrição</b>	<b>Valor</b>	<b>Unidade</b>
Altitude do apogeu	35.786,14	km
Altitude do perigeu	115	km
Excentricidade	0,7331	-
Inclinação	1	graus
ARNA <sup>1</sup>	200	graus
Argumento do perigeu	10	graus
Anomalia média	180	graus

Nota: <sup>1</sup> Ascensão Reta do Nodo Ascendente

Tabela 4.8 – Condições iniciais do veículo (caso 4).

<b>Descrição</b>	<b>Valor</b>	<b>Unidade</b>
Massa inicial	500	kg
Ângulo de ataque inicial	32, 45 e 53	graus
Ângulo de rolamento inicial	90	graus

Inicialmente o veículo está em uma órbita geoestacionária e deseja-se alterar a inclinação da órbita por meio de manobras aeroassistidas. A estratégia para realizar tal feito é a mesma descrita para o caso de transferência entre órbitas coplanares; o veículo é inserido em uma órbita de transferência excêntrica com o perigeu na região atmosférica (115 km nesse caso) e com o apogeu na órbita inicial; após atingir a mudança desejada, o veículo é retirado da órbita de transferência e sua órbita é circularizada.

Para alterar o plano orbital faz-se necessário aplicar uma força na direção do momento angular. Considerando as forças aerodinâmicas descritas no Capítulo 2, esta seria a força de sustentação lateral ( $F_B$ ). Conforme mostrado anteriormente, podem-se obter diferentes razões entre força de sustentação e arrasto ( $L/D$ ) de acordo com o ângulo de ataque imposto às placas

aerodinâmicas. Portanto, foram analisadas três situações para esse caso: ângulo de ataque de 32, 45 e 53 graus. O primeiro valor de 32 graus representa o caso em que a razão  $L/D$  é maior do que 1; o segundo caso em que a placa está inclinada em 45 graus fornece valores de forças iguais, ou seja, a razão  $L/D$  é igual a 1; e o último caso em que o ângulo de ataque é de 53 graus representa o máximo valor de sustentação, porém, a razão  $L/D$  é menor do que 1. O ângulo de rolamento é mantido constante em 90 graus para que haja apenas força de sustentação lateral.

A Figura 4.57 mostra a forma e a posição da órbita durante a manobra. Para o caso em que a placa está ajustada em 53 graus, é possível observar uma redução do raio do apogeu devido à força de arrasto.

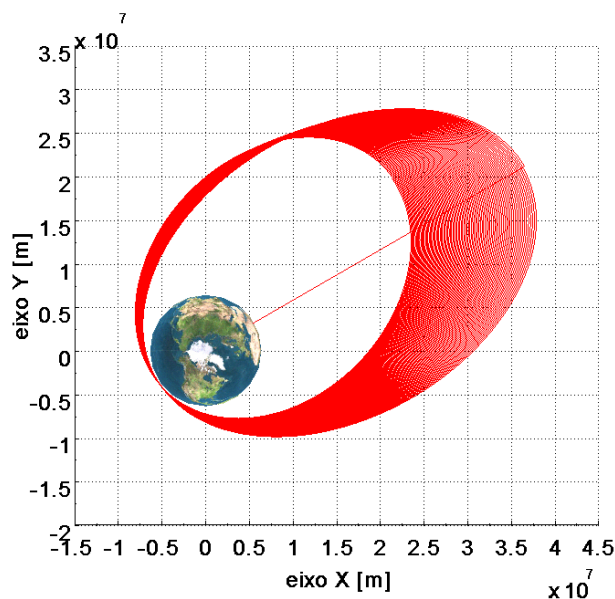


Figura 4.57 – Representação da órbita no plano XY.

Na Figura 4.58 observa-se a mesma representação da órbita, porém, plotada no plano XZ. Nesse gráfico visualiza-se a variação na inclinação da órbita.

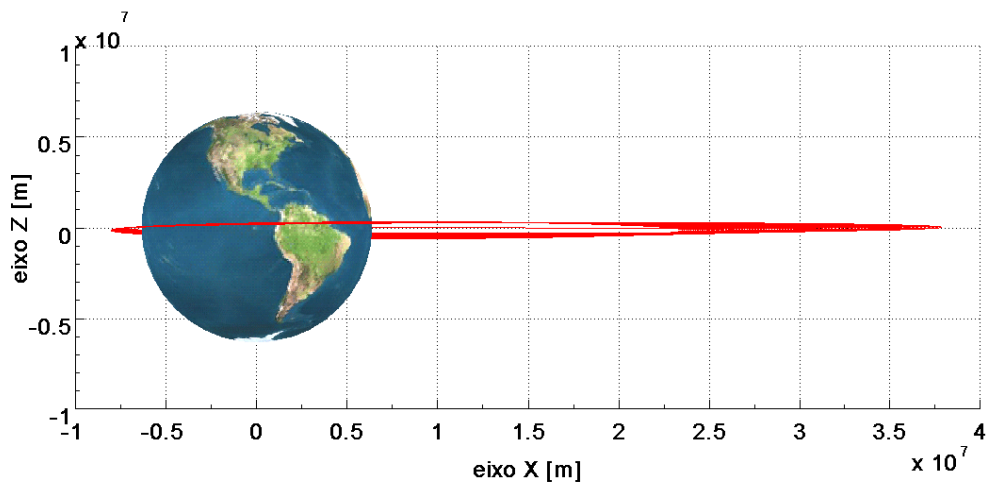


Figura 4.58 – Representação da órbita no plano XZ.

As Figuras 4.59 e 4.60 apresentam a variação dos elementos keplerianos em função do tempo para os três ângulos de ataque considerados. A Figura 4.59 mostra a variação do semi-eixo maior durante a manobra e a Figura 4.60 apresenta a variação da excentricidade em função do tempo. Como era esperado, a menor redução ocorreu para o ângulo de ataque de 32 graus, enquanto que com a placa inclinada em 53 graus teve-se uma redução mais acentuada ao final da manobra.

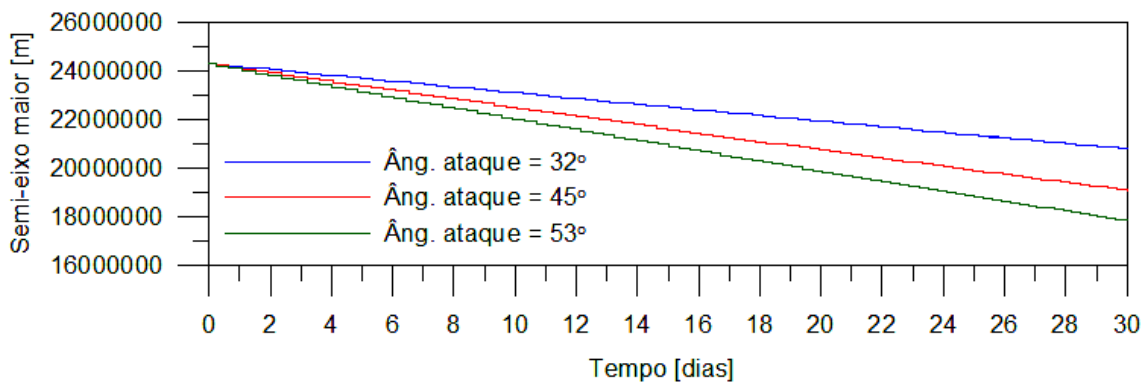


Figura 4.59 – Variação do semi-eixo maior em função do tempo para três diferentes ângulos de ataque.

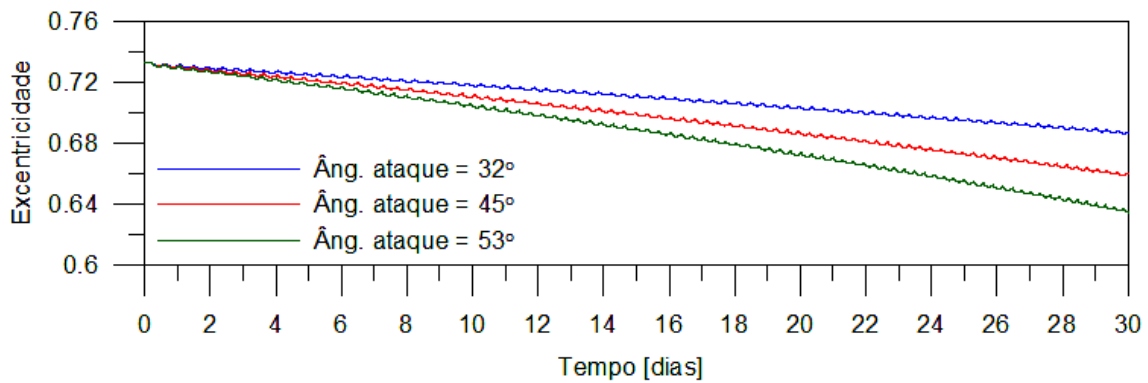


Figura 4.60 – Variação da excentricidade em função do tempo para três diferentes ângulos de ataque.

Com a placa aerodinâmica inclinada em 32 graus, a altitude do apogeu decaiu aproximadamente 6.800 km, em 45 graus houve um decaimento de aproximadamente 10.000 km e com 53 graus o decaimento foi de aproximadamente 12.000 km. Essa observação pode ser visualizada na Figura 4.61 que mostra o decaimento do apogeu em função do tempo.

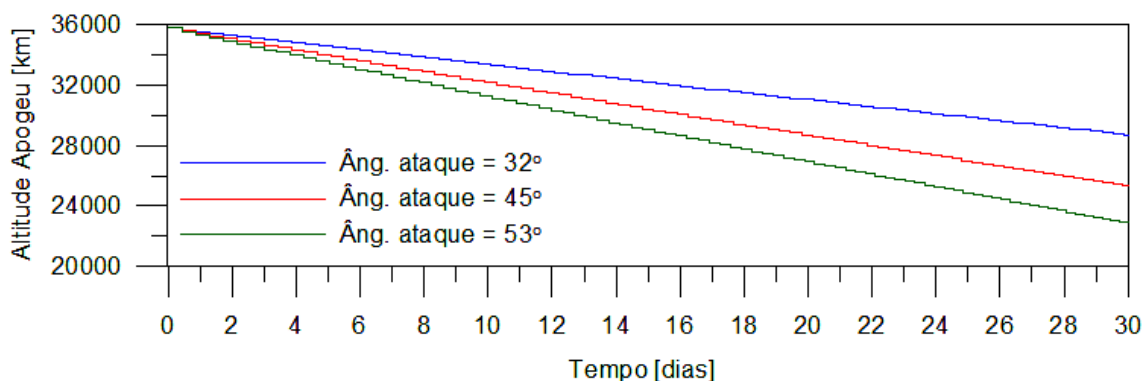


Figura 4.61 – Decaimento da altitude do apogeu em função do tempo para três diferentes ângulos de ataque.

A Figura 4.62 evidencia que não houve decaimento da altitude do perigeu devido aos jatos propulsivos aplicados no apogeu. Para os três casos simulados, a altitude do perigeu se manteve em 115 km.

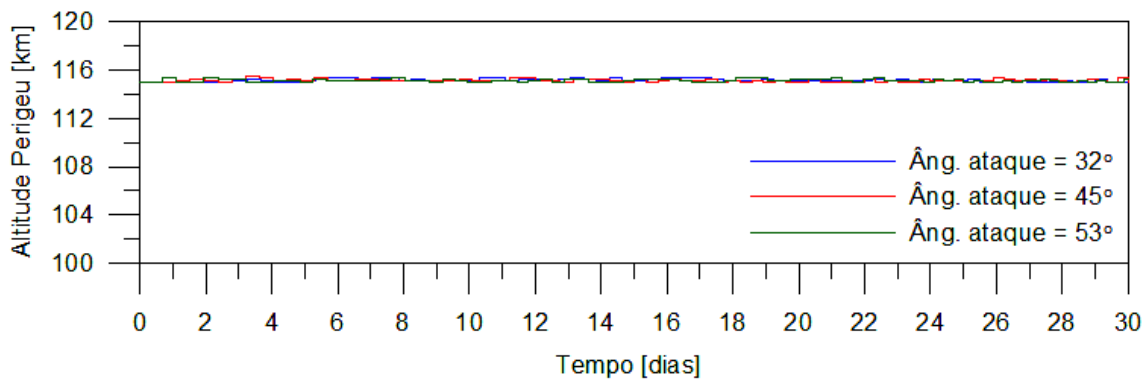


Figura 4.62 – Altitude do perigeu em função do tempo para três diferentes ângulos de ataque.

A Figura 4.63 apresenta um resultado interessante, pois mostra a variação que houve na inclinação ao final da manobra. A variação na inclinação foi de 0,40, 0,63 e 0,69 graus para os ângulos de ataque de 32, 45 e 53 graus, respectivamente.

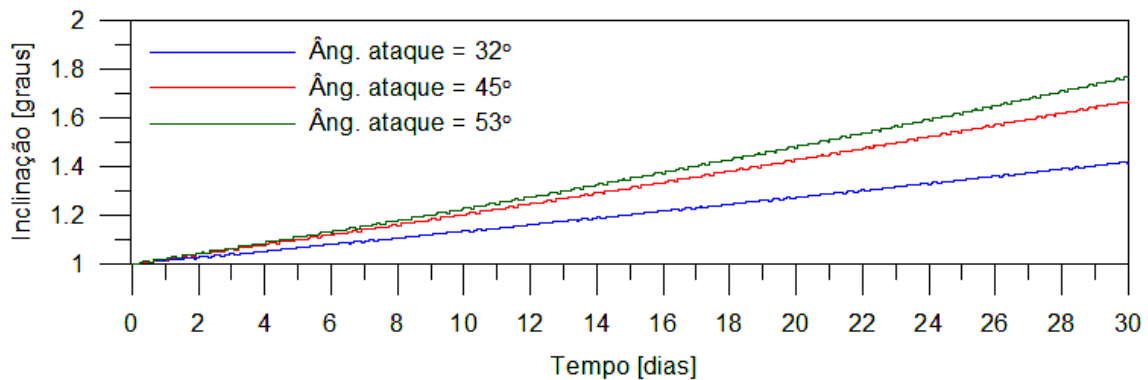


Figura 4.63 – Variação da inclinação em função do tempo para três diferentes ângulos de ataque.

A variação na ascensão reta do nodo ascendente e no argumento do perigeu é mostrada nas Figuras 4.64 e 4.65, respectivamente. Os gráficos mostram que, praticamente, não houve variação entre os casos simulados.



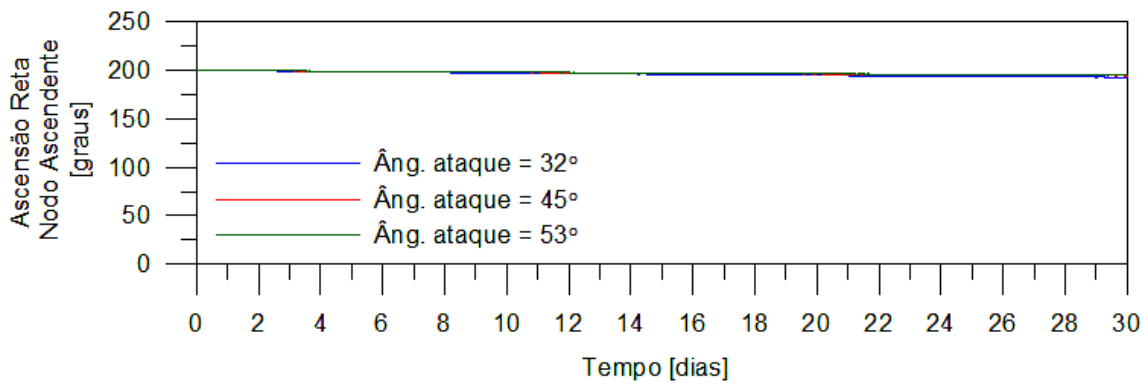


Figura 4.64 – Variação da ARNA em função do tempo para três diferentes ângulos de ataque.

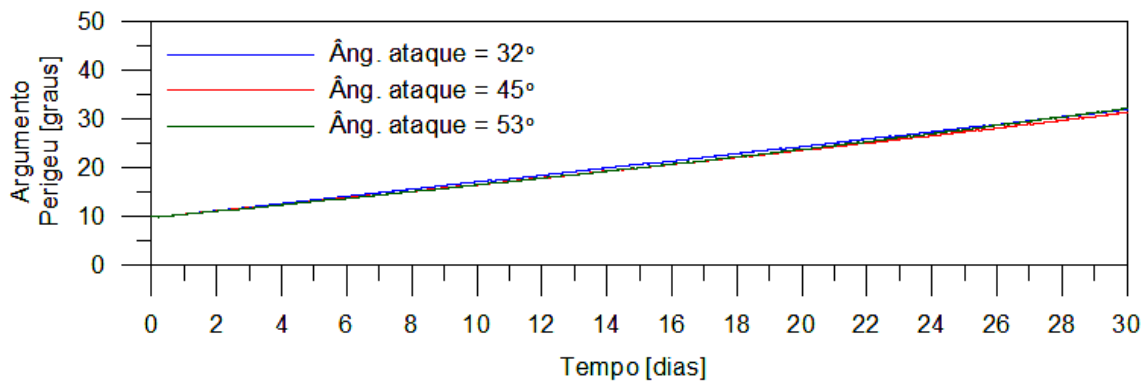


Figura 4.65 – Variação do argumento do perigeu em função do tempo para três diferentes ângulos de ataque.

As Figuras 4.66 e 4.67 apresentam a variação da força de arrasto e sustentação lateral, respectivamente, em função do tempo para os três casos considerados. A força de arrasto varia de 4 N, para o ângulo de ataque de 32 graus, a 13 N para o ângulo de 53 graus. Para a sustentação lateral a variação ocorre de 6 N a quase 10 N para os mesmos ângulos citados. Merece destaque a pequena diferença na força de sustentação lateral entre os ângulos de ataque de 45 e 53 graus. Porém, quando se considera também a força de arrasto essa diferença se mostra mais pronunciada.

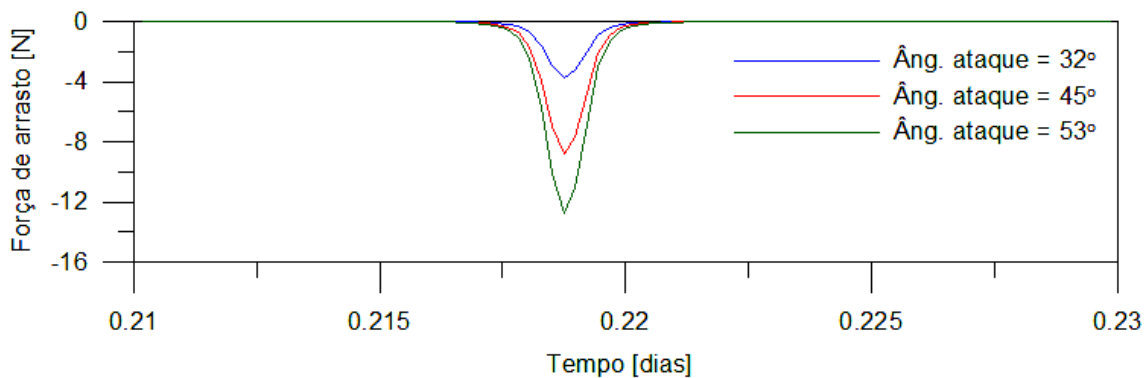


Figura 4.66 – Variação da força de arrasto durante passagem pela região atmosférica para três diferentes ângulos de ataque.

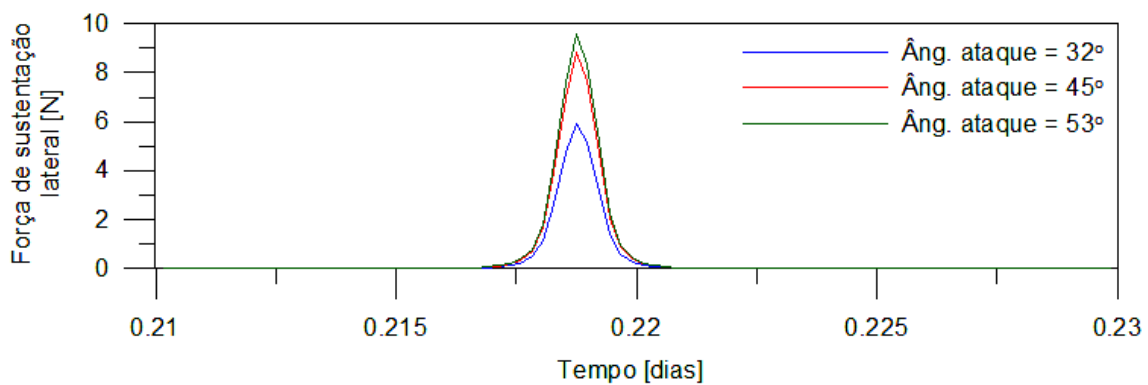


Figura 4.67 – Variação da força de sustentação lateral durante passagem pela região atmosférica para três diferentes ângulos de ataque.

Como a taxa de transferência de calor varia em função da velocidade do veículo e da densidade atmosférica não houve alteração na sua magnitude entre os ângulos de ataque. Mas pode-se observar, nas Figuras 4.68 e 4.69, que o máximo fluxo de calor sofrido pelo veículo espacial foi de  $30 \text{ kW/m}^2$ . A pequena variação na amplitude do fluxo de calor está relacionada com a aplicação do jato propulsivo, que eleva a altitude do perigeu.

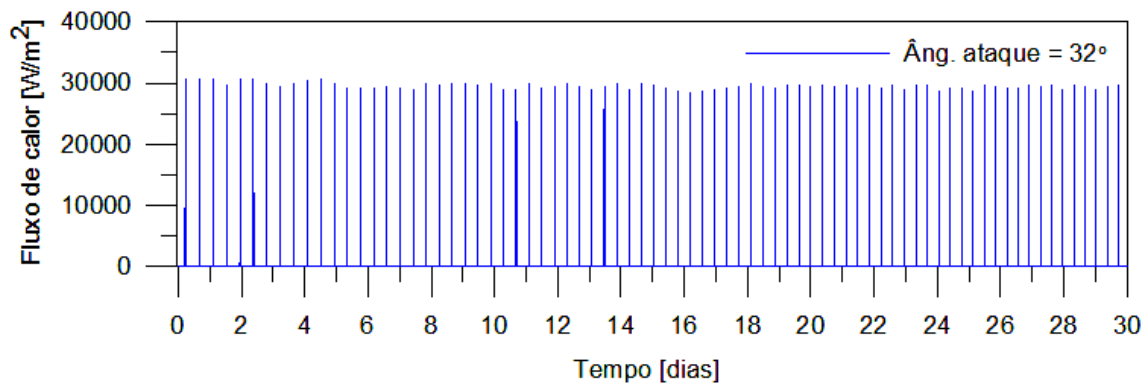


Figura 4.68 – Variação do fluxo de calor em função do tempo para o ângulo de ataque de 32 graus.

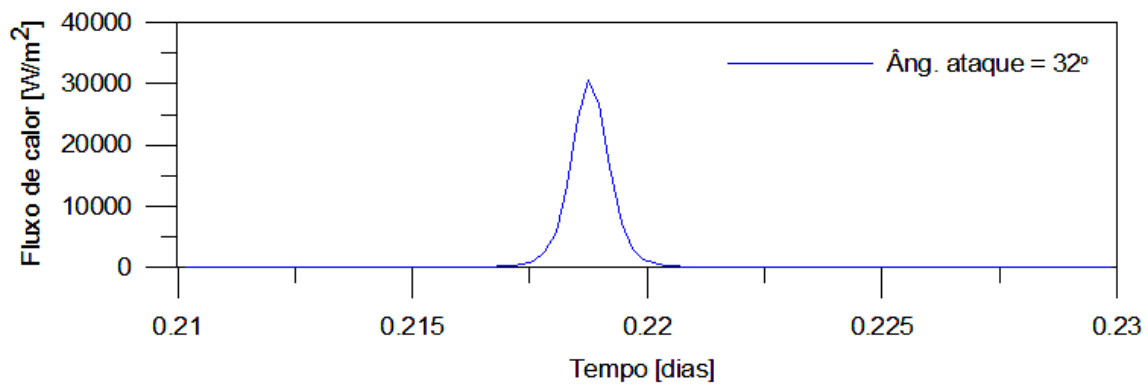


Figura 4.69 – Variação do fluxo de calor durante passagem pela região atmosférica para o ângulo de ataque de 32 graus.

Como explanado anteriormente, quando a altitude do perigeu decai abaixo de um determinado valor previamente estipulado, um impulso é aplicado no apogeu para corrigir a altitude do perigeu. As Figuras 4.70, 4.71 e 4.72 ilustram a aplicação desse empuxo em função do tempo para cada ângulo de ataque. A diferença na taxa de decaimento entre os ângulos de ataque fez com que o sistema propulsivo fosse acionado em diferentes períodos da manobra.

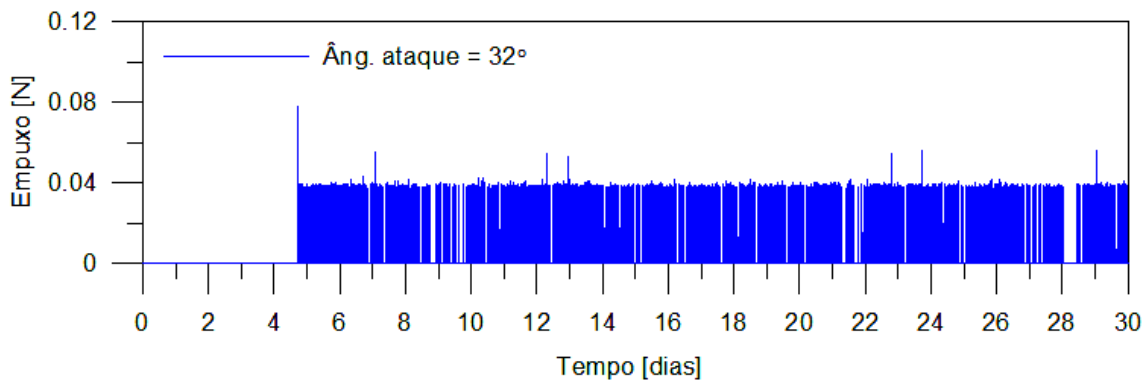


Figura 4.70 – Aplicação do empuxo em função do tempo para o ângulo de ataque de 32 graus.

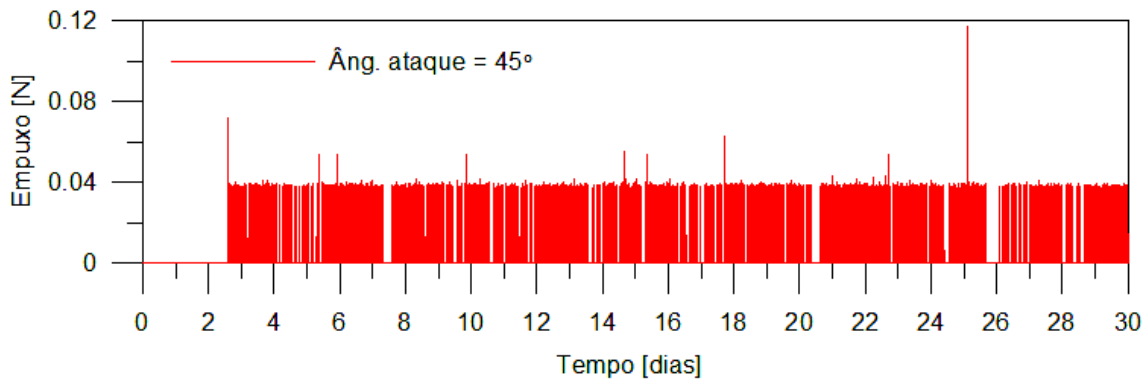


Figura 4.71 – Aplicação do empuxo em função do tempo para o ângulo de ataque de 45 graus.

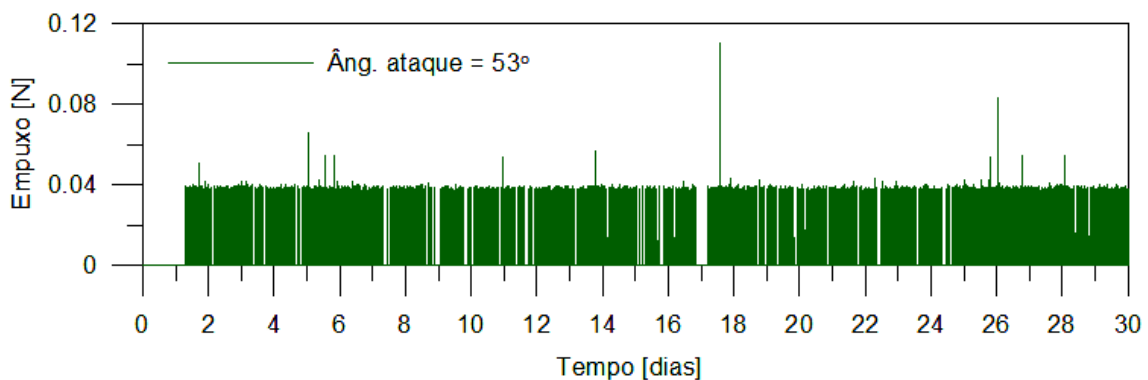


Figura 4.72 – Aplicação do empuxo em função do tempo para o ângulo de ataque de 53 graus.

Na Figura 4.73 é apresentado o consumo hipotético de propelente para os três ângulos. Vemos que o comportamento das curvas segue o padrão dos gráficos anteriores. A Figura 4.74 mostra o consumo de propelente real, aplicado para

corrigir o decaimento do perigeu, para cada um dos três casos considerados. Com as placas ajustadas em 53 graus, obteve-se uma variação na inclinação orbital de 0,69 graus. Se jatos propulsivos com magnitude equivalente às forças aerodinâmicas fossem utilizados para realizar a mesma variação na inclinação orbital, então, haveria um gasto de propelente de aproximadamente 40 kg, como mostra a Figura 4.73. Com o uso das forças aerodinâmicas houve um consumo real de propelente de aproximadamente 0,7 kg para corrigir o decaimento do perigeu da órbita.

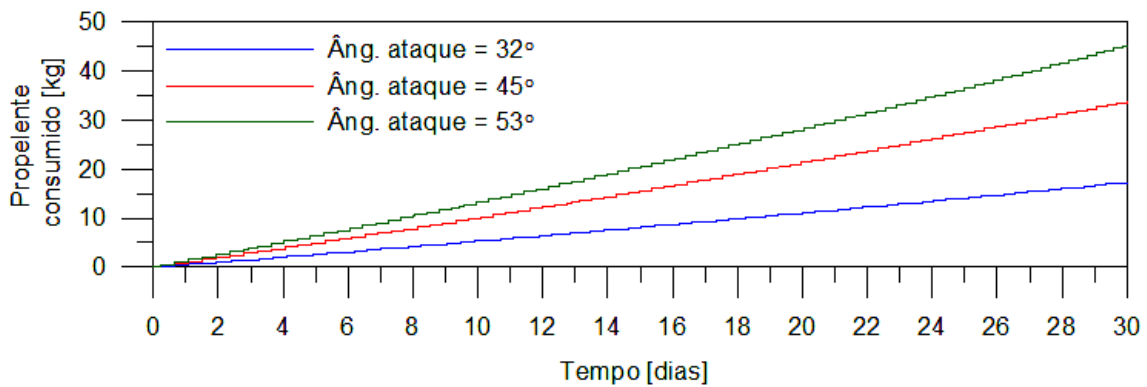


Figura 4.73 – Situação hipotética: propelente consumido durante a manobra para os três diferentes ângulos de ataque.

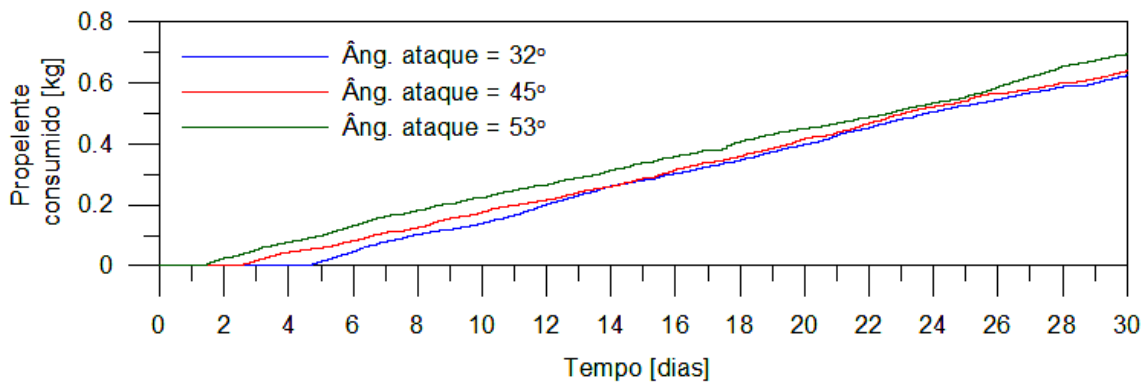


Figura 4.74 – Propelente necessário para correção do decaimento do perigeu para três diferentes ângulos de ataque.

#### 4.5. Transferência aeroassistida de mudança de plano orbital sem aplicação de jatos propulsivos corretivos no apogeu.

Esse caso tem como objetivo analisar os efeitos da não-aplicação dos jatos propulsivos no apogeu a fim de corrigir o decaimento do perigeu em uma manobra de mudança de plano orbital. As condições iniciais da órbita e do veículo foram consideradas iguais ao caso anterior. Nessa situação, foi considerado que a placa aerodinâmica do veículo espacial está ajustada em 53 graus. Esse ângulo foi escolhido devido fornecer a máxima força de sustentação. Uma manobra aeroassistida foi simulada com um período de 30 dias, porém, o veículo sofreu apenas as forças naturais do ambiente.

As Figuras 4.75, 4.76, 4.77, 4.78 e 4.79 ilustram a variação dos elementos keplerianos em função do tempo. Os resultados sem a aplicação dos jatos propulsivos são comparados com aqueles em que ocorreu a propulsão (tópico 4.4 deste capítulo). Pode-se observar que ao final do período de transferência, praticamente não houve diferença entre os casos analisados.

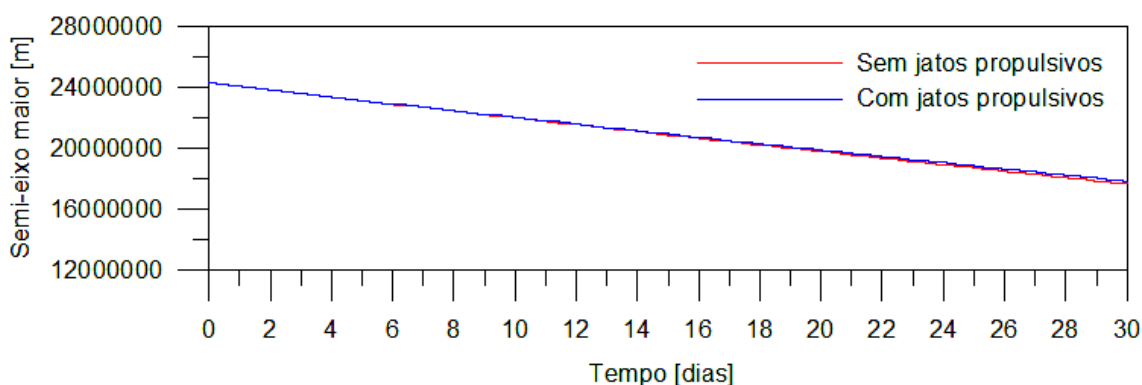


Figura 4.75 – Comparativo da variação do semi-eixo maior para os casos com e sem aplicação dos jatos propulsivos no apogeu.

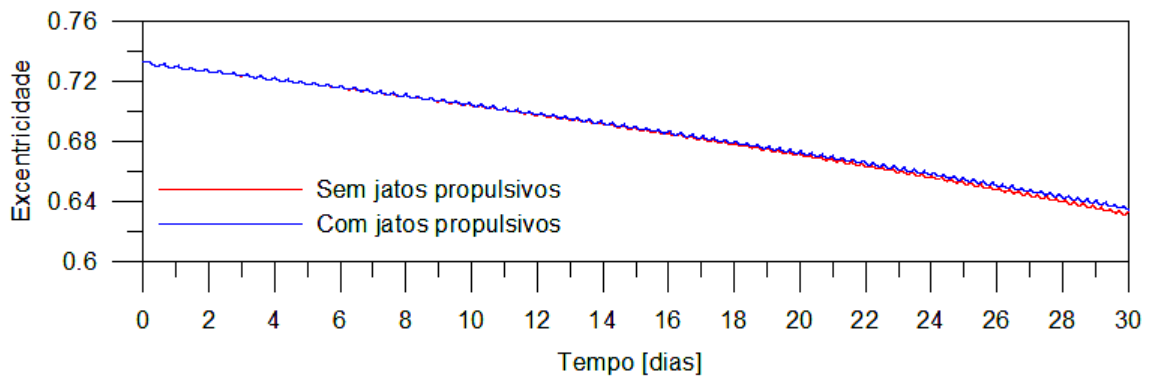


Figura 4.76 – Comparativo da variação da excentricidade para os casos com e sem aplicação dos jatos propulsivos no apogeu.

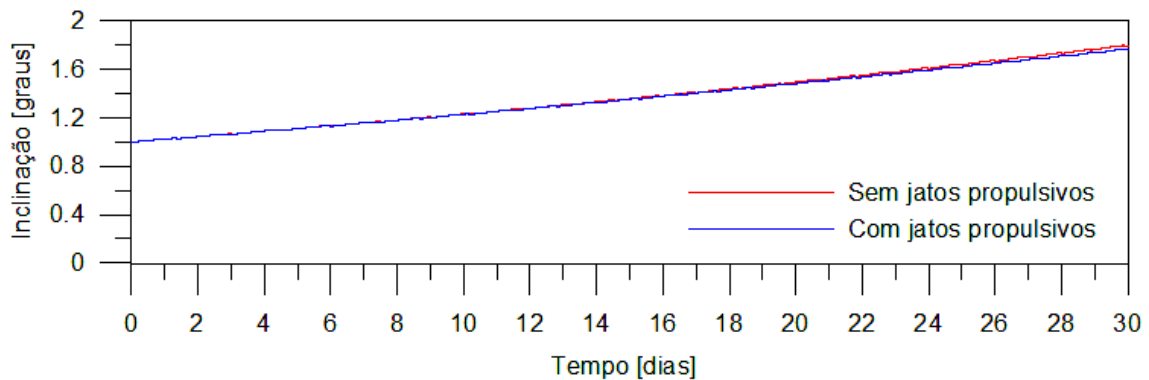


Figura 4.77 – Comparativo da variação da inclinação para os casos com e sem aplicação dos jatos propulsivos no apogeu.

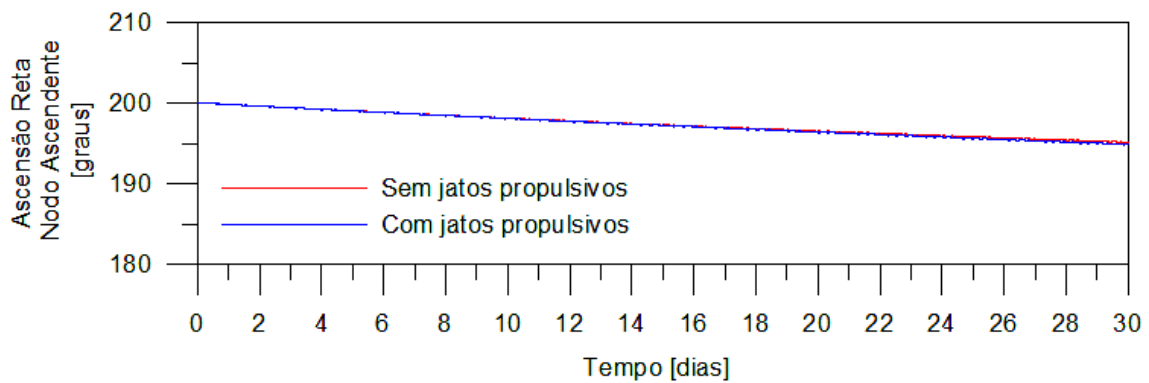


Figura 4.78 – Comparativo da variação da ARNA para os casos com e sem aplicação dos jatos propulsivos no apogeu.

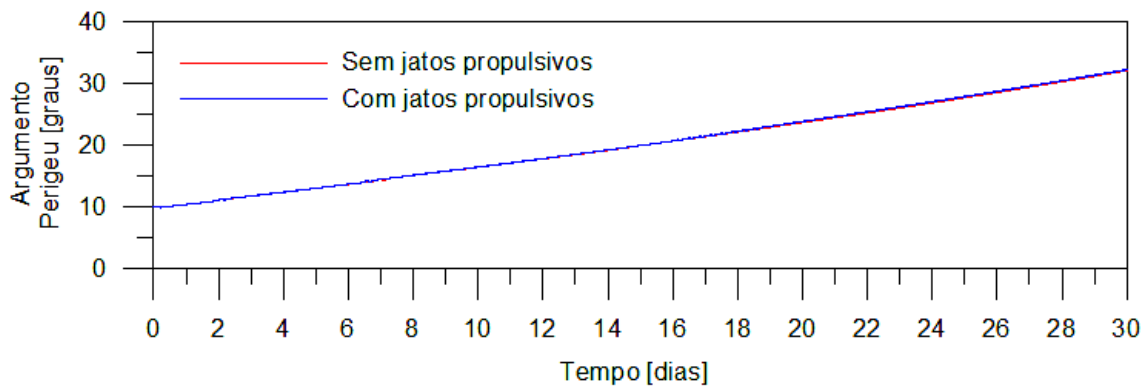


Figura 4.79 – Comparativo da variação do argumento do perigeu para os casos com e sem aplicação dos jatos propulsivos no apogeu.

A Figura 4.80 mostra a variação do consumo hipotético de propelente em função do tempo, variável esta que vem sendo utilizada para efeitos de análise de economia de consumo de combustível. A pequena diferença apresentada ao final da manobra está relacionada com a quantidade de propelente utilizada no primeiro caso para corrigir o decaimento da altitude do perigeu.

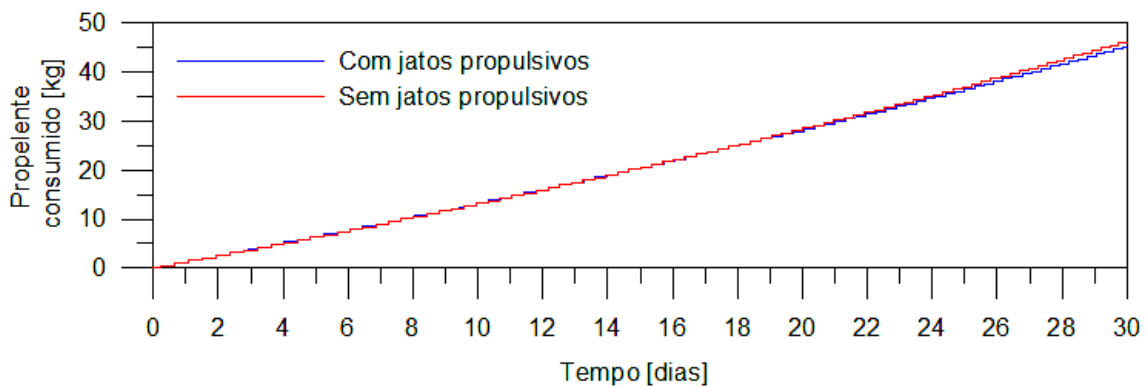


Figura 4.80 – Comparativo da variação do consumo hipotético de propelente para os casos com e sem aplicação dos jatos propulsivos no apogeu.



#### 4.6. Efeitos da variação da altitude do perigeu em uma transferência aeroassistida de mudança de plano orbital.

Esse tópico visa estudar os efeitos da variação da altitude do perigeu em uma transferência aeroassistida de mudança de plano orbital, assim como foi realizado no caso da transferência entre órbitas coplanares. Adotou-se nesse estudo, por convenção, uma variação da altitude do perigeu de um valor mínimo de 102 km a um valor máximo de 120 km com intervalos de 2 km. Essa faixa de valores mostra-se bastante satisfatória para uma manobra aeroassistida de um veículo com características iguais às que foram adotadas nesse trabalho. A Figura 4.81 mostra a legenda utilizada nos gráficos que serão apresentados nesse tópico. O valor da altitude do perigeu está representado com a respectiva cor.

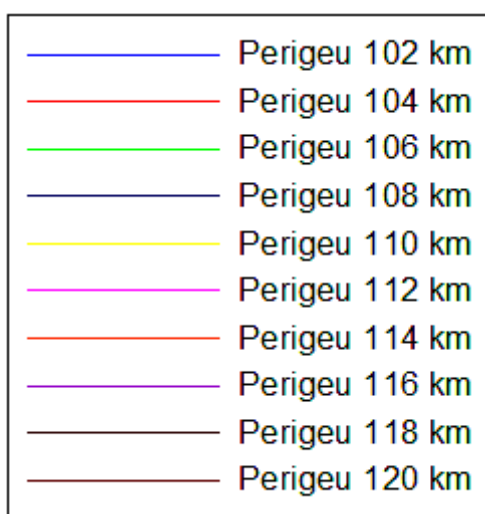


Figura 4.81 – Legenda com os valores da altitude do perigeu e sua respectiva cor para os gráficos apresentados nesse tópico.

Para cada valor de altitude de perigeu, uma manobra aeroassistida de 2 dias foi realizada com um passo de 10 segundos. Os dados iniciais da órbita e do veículo são apresentados nas Tabelas 4.9 e 4.10. O veículo realizou as manobras com as placas aerodinâmicas ajustadas em 53 graus, com o intuito de sofrer a máxima força de sustentação durante a passagem pela atmosfera.

Tabela 4.9 – Condições iniciais da órbita (caso 6).

<b>Descrição</b>	<b>Valor</b>	<b>Unidade</b>
Altitude do Apogeu	10.000	km
Excentricidade	0,4326	-
Inclinação	1	graus
ARNA <sup>1</sup>	200	graus
Argumento do perigeu	10	graus
Anomalia média	180	graus

Nota: <sup>1</sup> Ascensão Reta do Nodo Ascendente

Tabela 4.10 – Condições iniciais do veículo (caso 6).

<b>Descrição</b>	<b>Valor</b>	<b>Unidade</b>
Massa inicial	500	kg
Ângulo de ataque	53	graus
Ângulo de rolamento	90	graus

A Figura 4.82 ilustra o efeito da altitude do perigeu no decaimento da altitude do apogeu ao longo da manobra. Enquanto que a Figura 4.83 mostra o decaimento total do apogeu para cada altitude do perigeu. Pode-se observar que, houve um grande decaimento do apogeu nos casos em que o veículo passou na atmosfera em altitudes menores do que 112 km. No caso em que o veículo passou a 102 km de altitude no perigeu, o decaimento do apogeu foi de quase 6.000 km.

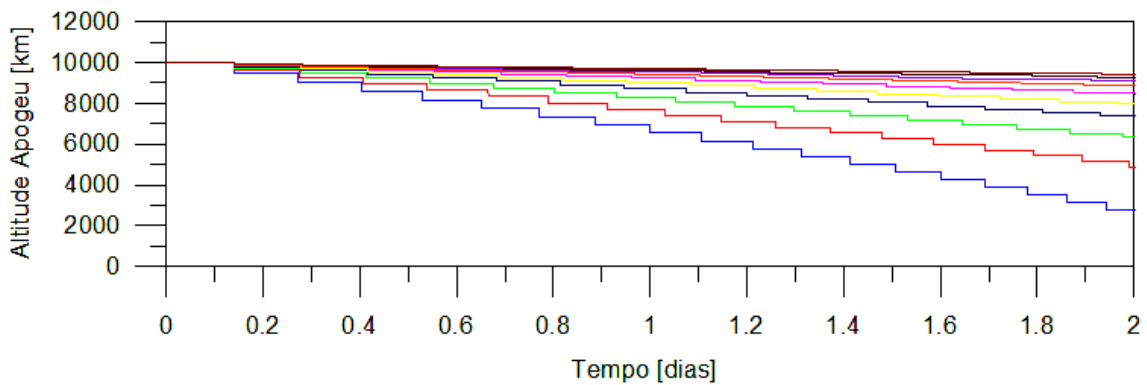


Figura 4.82 – Efeito da altitude do perigeu no decaimento da altitude do apogeu em função do tempo.

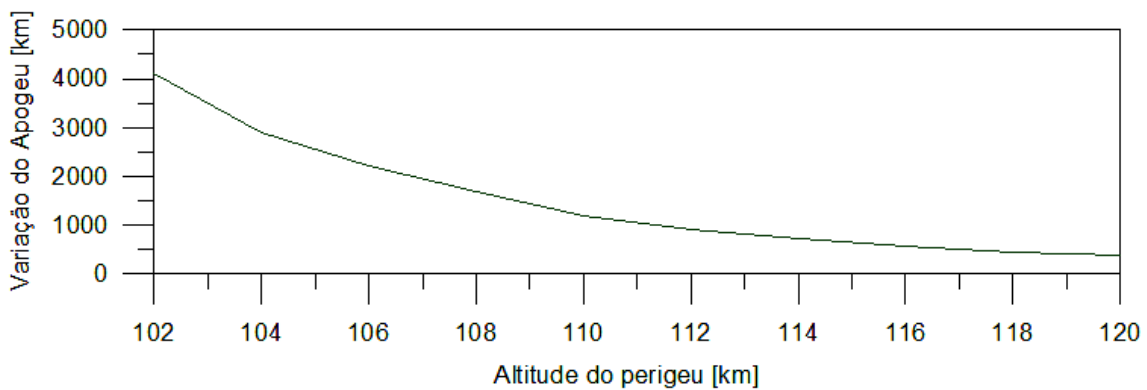


Figura 4.83 – Decaimento da altitude do apogeu em função da altitude do perigeu.

Com relação ao decaimento do perigeu, mostrada nas Figuras 4.84 e 4.85, houve uma variação de 1 km, para órbitas mais baixas, e 0,1 em órbitas mais elevadas. Porém, deve-se considerar que o período total da manobra foi de apenas 2 dias.

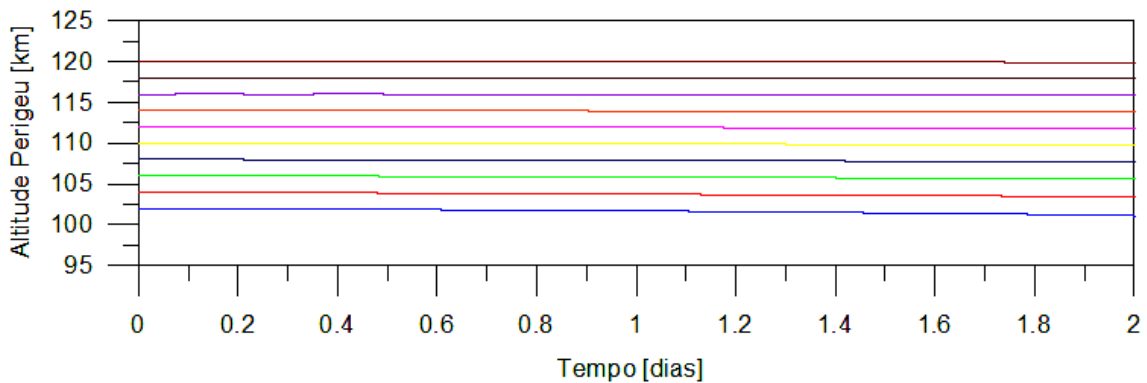


Figura 4.84 – Decaimento da altitude do perigeu em função do tempo.

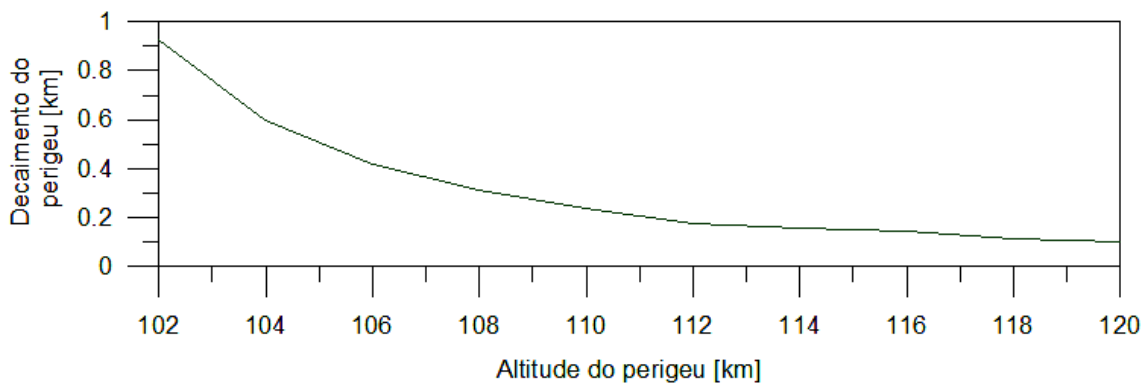


Figura 4.85 – Decaimento da altitude do perigeu em função da altitude do perigeu.

O efeito da altitude do perigeu na inclinação, durante a manobra, é mostrado na Figura 4.86. A Figura 4.87 ilustra a máxima variação na inclinação, após concluída a manobra, em função da altitude do perigeu. Pode-se observar que, nas altitudes de 106 km a 120 km, a variação na inclinação foi menor do que 0,5 graus nos 2 dias de manobra. Percebe-se um aumento considerável na variação da inclinação em altitude mais baixa, como por exemplo, em 102 km ocorre uma variação de 1,4 graus na inclinação após a manobra aeroassistida realizada no período de 2 dias.

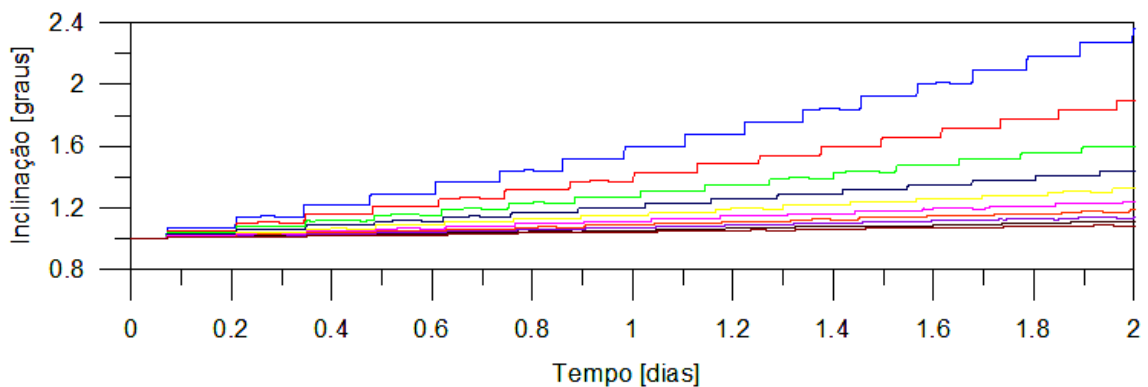


Figura 4.86 – Efeito da altitude do perigeu na variação da inclinação em função do tempo.

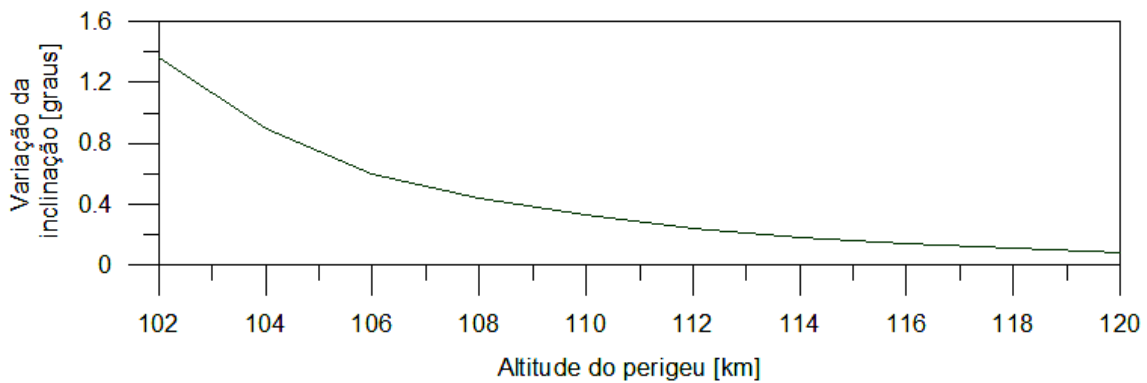


Figura 4.87 – Variação da inclinação em função da altitude do perigeu.

O efeito da altitude do perigeu na variação das forças de arrasto e sustentação lateral durante toda a manobra pode ser visualizado nas Figuras 4.88 e 4.90. As Figuras 4.89 e 4.91 mostram a máxima força de arrasto e sustentação lateral, respectivamente, em função da altitude do perigeu. Até uma altitude de 110 km, o veículo sofre uma força de arrasto de até 25 N. Abaixo dessa altitude a magnitude da força começa a aumentar significativamente, chegando a um valor máximo de 80 N em 102 km de perigeu. O mesmo comportamento pode ser visualizado no gráfico da força de sustentação lateral, cuja máxima força é de quase 65 N.

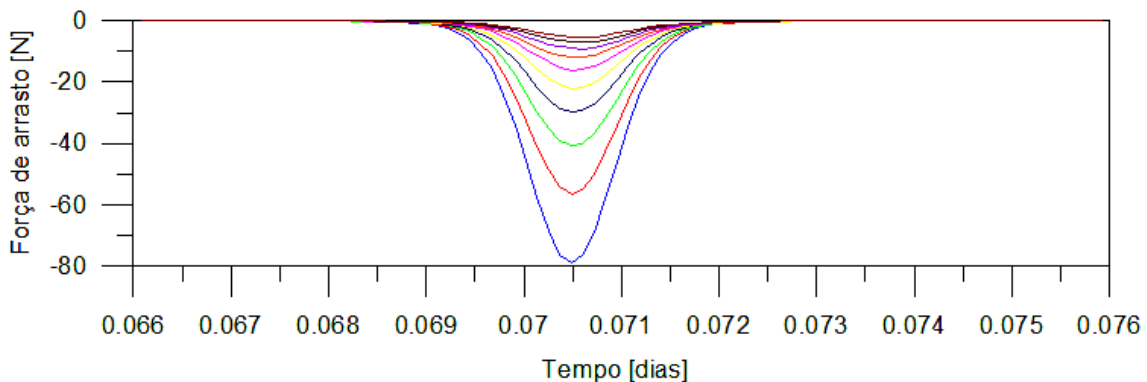


Figura 4.88 – Efeito da altitude do perigeu na variação da força de arrasto em função do tempo.

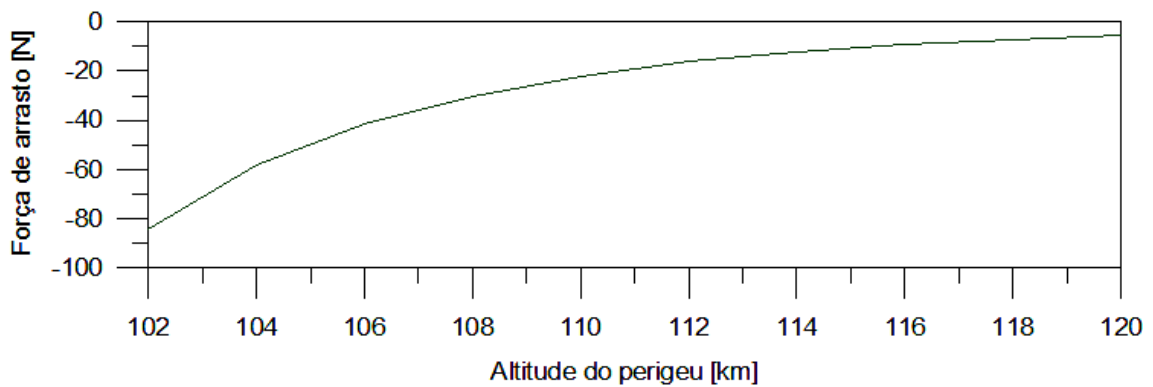


Figura 4.89 – Variação da força de arrasto em função da altitude do perigeu.

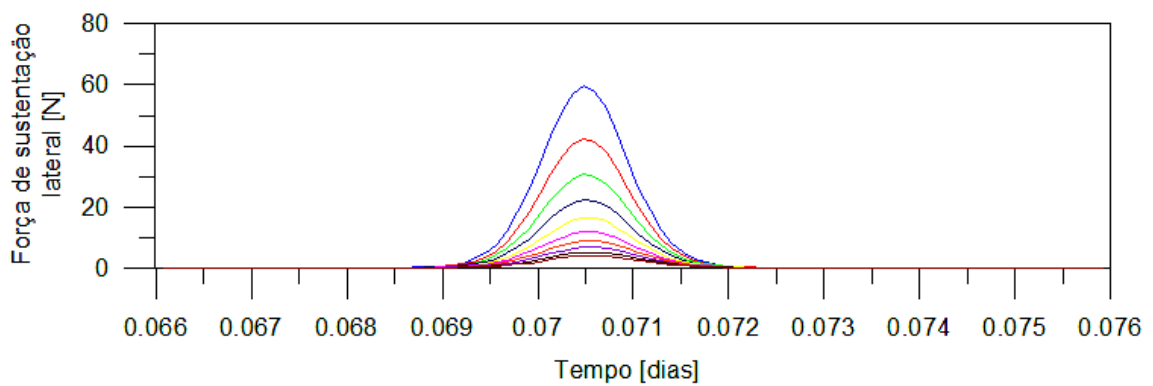


Figura 4.90 – Efeito da altitude do perigeu na variação da força de sustentação lateral em função do tempo.

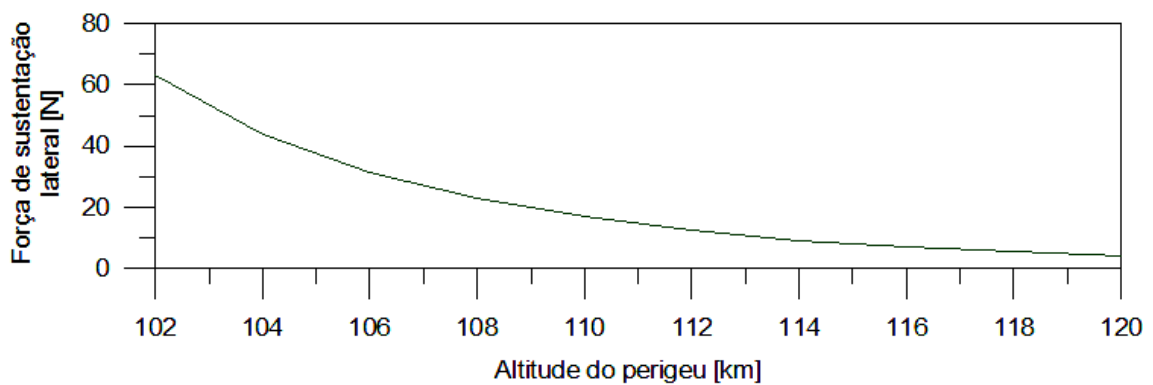


Figura 4.91 – Variação da força de sustentação lateral em função da altitude do perigeu.

Os últimos gráficos desse estudo mostram o efeito da altitude do perigeu na variação do fluxo de calor durante uma passagem pela região atmosférica (Figura 4.92) e o máximo fluxo de calor sofrido pelo veículo ao final da manobra

em função da altitude do perigeu (Figura 4.93). Os valores variam de, aproximadamente, 20 a 170 kW/m<sup>2</sup>, em altitude de 120 a 102 km respectivamente.

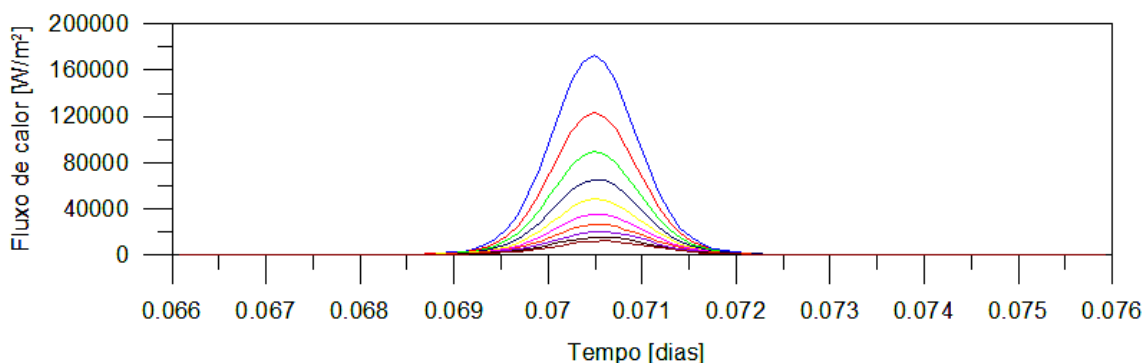


Figura 4.92 – Efeito da altitude do perigeu na variação do fluxo de calor durante uma passagem pela região atmosférica.

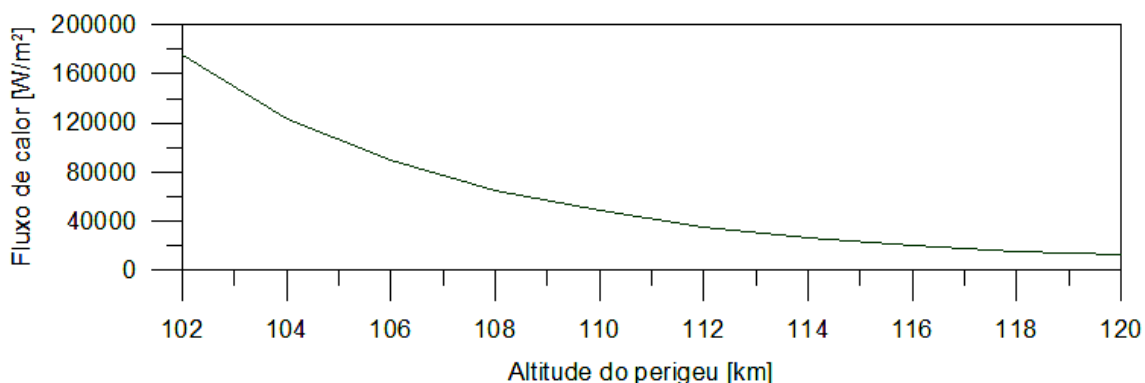


Figura 4.93 – Variação do fluxo de calor em função da altitude do perigeu.

#### 4.7. Efeitos da variação dos ângulos aerodinâmicos em uma transferência aeroassistida.

Até o momento foram realizadas simulações com o objetivo de reduzir o semi-eixo maior ou alterar a inclinação. Como era esperado, foi observado que a altitude do perigeu causa um grande efeito na magnitude das grandezas envolvidas em uma manobra aeroassistida, principalmente nos elementos keplerianos. Os casos foram simulados com ângulos de ataque e rolamento constantes, definidos previamente. Porém, diferentes configurações de ângulos

aerodinâmicos causam diferentes efeitos durante a passagem pela região atmosférica. Portanto, esse tópico visa analisar os efeitos da variação dos ângulos aerodinâmicos em uma manobra aeroassistida. Esse tipo de estudo ajuda o projetista da missão a definir anteriormente os ângulos aerodinâmicos do veículo de acordo com a variação orbital desejada.

Para cada conjunto de ângulos aerodinâmicos (ângulo de ataque e rolamento), foi simulada a passagem pela região atmosférica de uma órbita e armazenado os valores da máxima variação dos elementos keplerianos e máximos valores das forças aerodinâmicas, fluxo de calor e velocidade relativa à atmosfera. Os ângulos variaram de 0 a 90 graus com um intervalo de 5 graus. As condições iniciais da órbita são descritas na Tabela 4.11.

Tabela 4.11 – Condições iniciais da órbita (caso 7).

<b>Descrição</b>	<b>Valor</b>	<b>Unidade</b>
Altitude do apogeu	2.100	km
Altitude do perigeu	115	km
Excentricidade	0,4326	-
Inclinação	1	graus
ARNA <sup>1</sup>	200	graus
Argumento do perigeu	10	graus
Anomalia média	180	graus

Nota: <sup>1</sup> Ascensão Reta do Nodo Ascendente

A seguir são apresentados os gráficos da variação das principais grandezas em função da variação dos ângulos aerodinâmicos. As Figuras 4.94 e 4.95 mostram a redução do semi-eixo maior ao final da manobra para cada conjunto de ângulos aerodinâmicos.



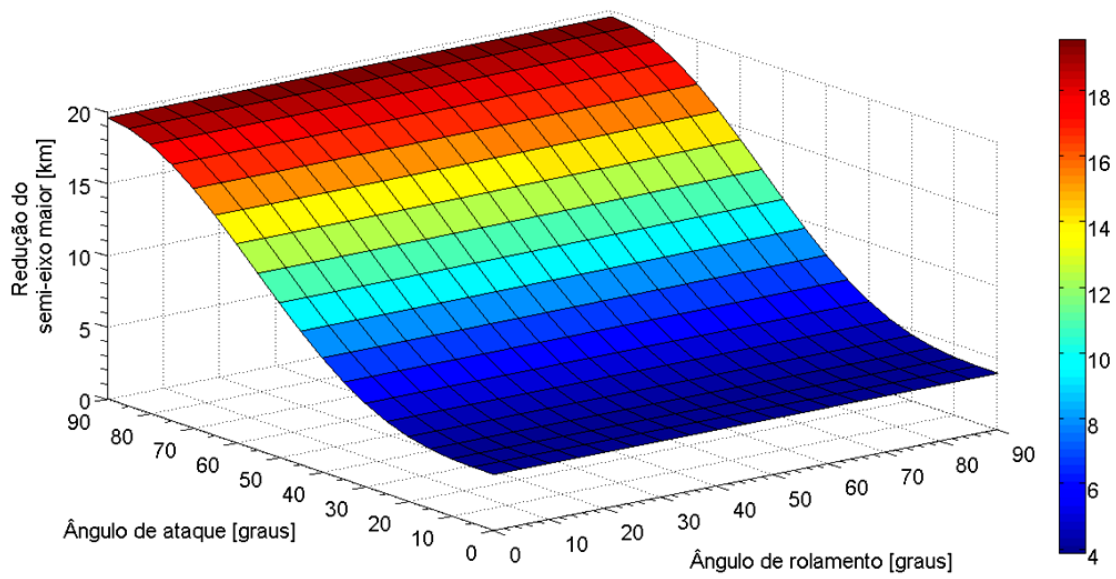


Figura 4.94 – Redução do semi-eixo maior em função dos ângulos aerodinâmicos após passagem pela região atmosférica (eixos em 3D).

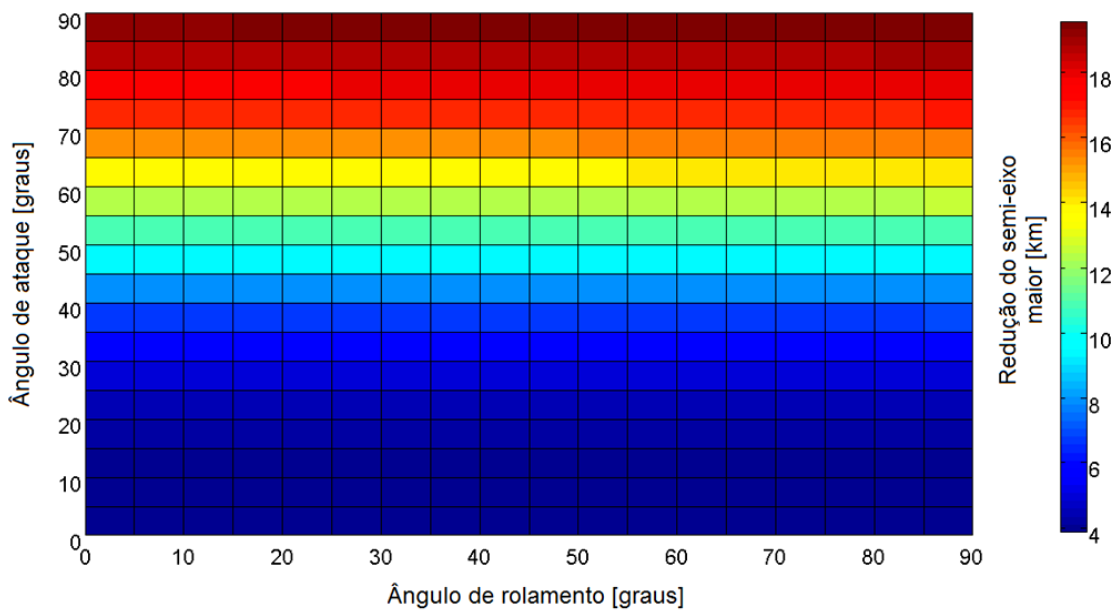


Figura 4.95 – Redução do semi-eixo maior em função dos ângulos aerodinâmicos após passagem pela região atmosférica (eixos em 2D).

A redução na excentricidade da órbita em função dos ângulos aerodinâmicos é mostrada nas Figuras 4.96 e 4.97. A primeira figura ilustra a variação no espaço tridimensional, enquanto que a segunda mostra no plano bidimensional.

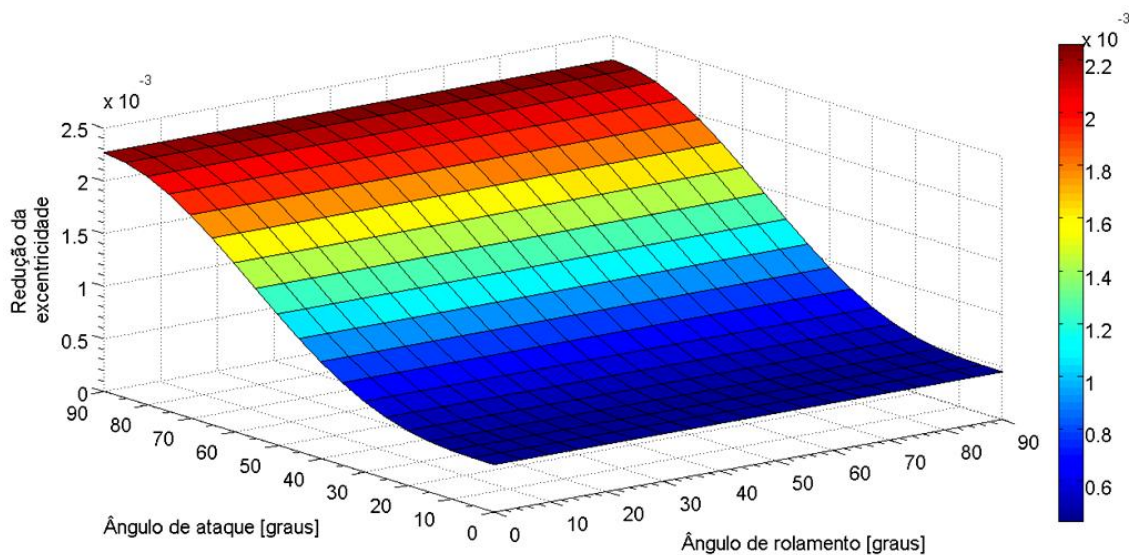


Figura 4.96 – Redução da excentricidade em função dos ângulos aerodinâmicos após passagem pela região atmosférica (eixos em 3D).

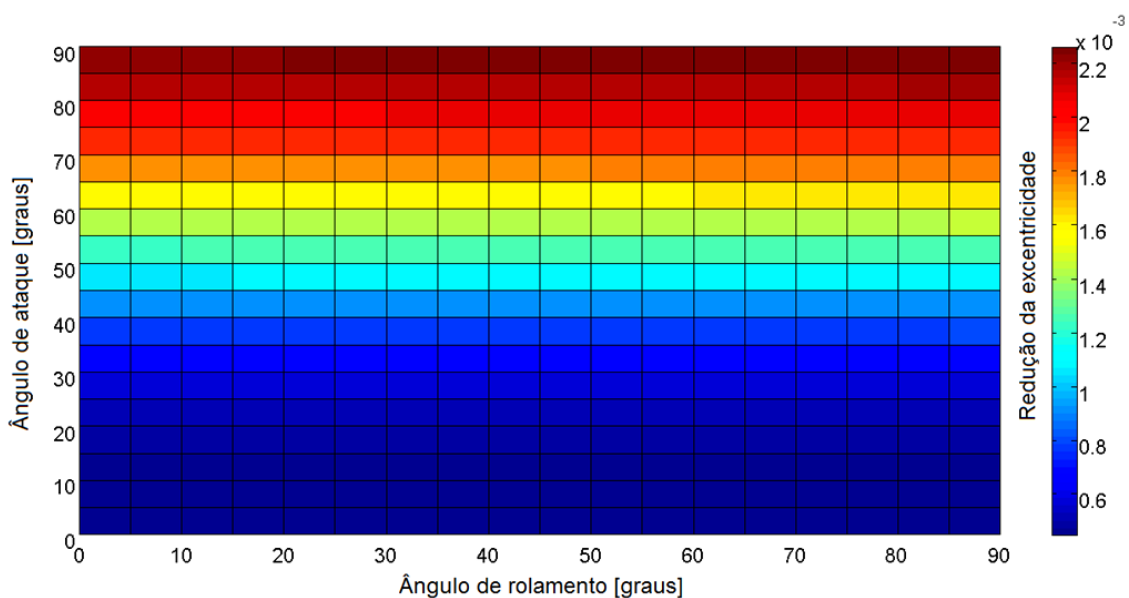


Figura 4.97 – Redução da excentricidade em função dos ângulos aerodinâmicos após passagem pela região atmosférica (eixos em 2D).

A Figura 4.98 mostra a topologia da variação da inclinação em função dos ângulos aerodinâmicos. A Figura 4.99 mostra essa variação no plano bidimensional.

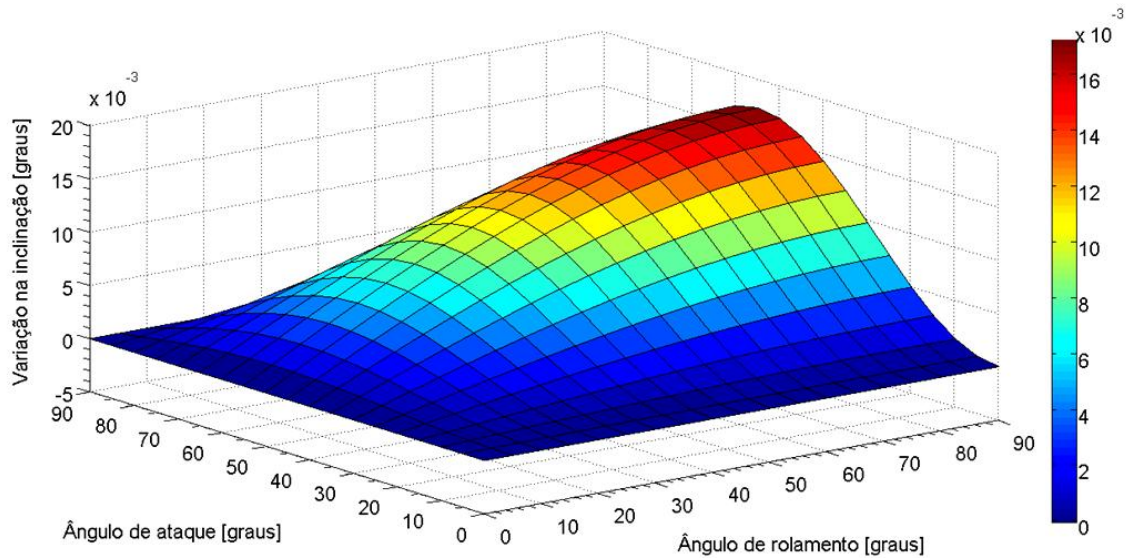


Figura 4.98 – Variação da inclinação em função dos ângulos aerodinâmicos após passagem pela região atmosférica (eixos em 3D).

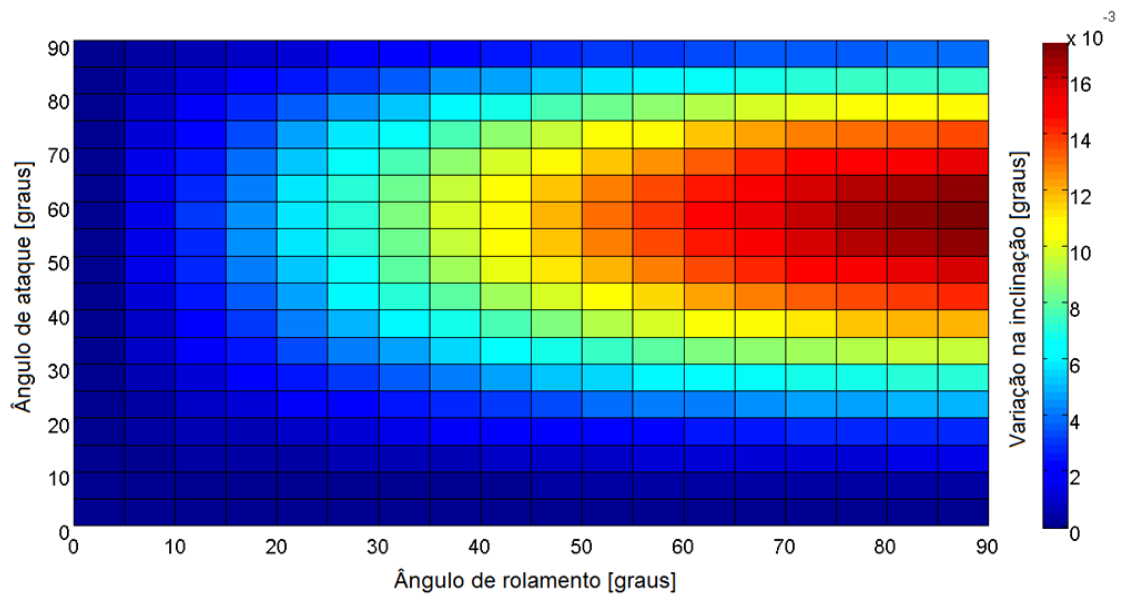


Figura 4.99 – Variação da inclinação em função dos ângulos aerodinâmicos após passagem pela região atmosférica (eixos em 2D).

A variação da inclinação em função do ângulo de rolamento é mostrada na Figura 4.100 e em função do ângulo de ataque na Figura 4.101.

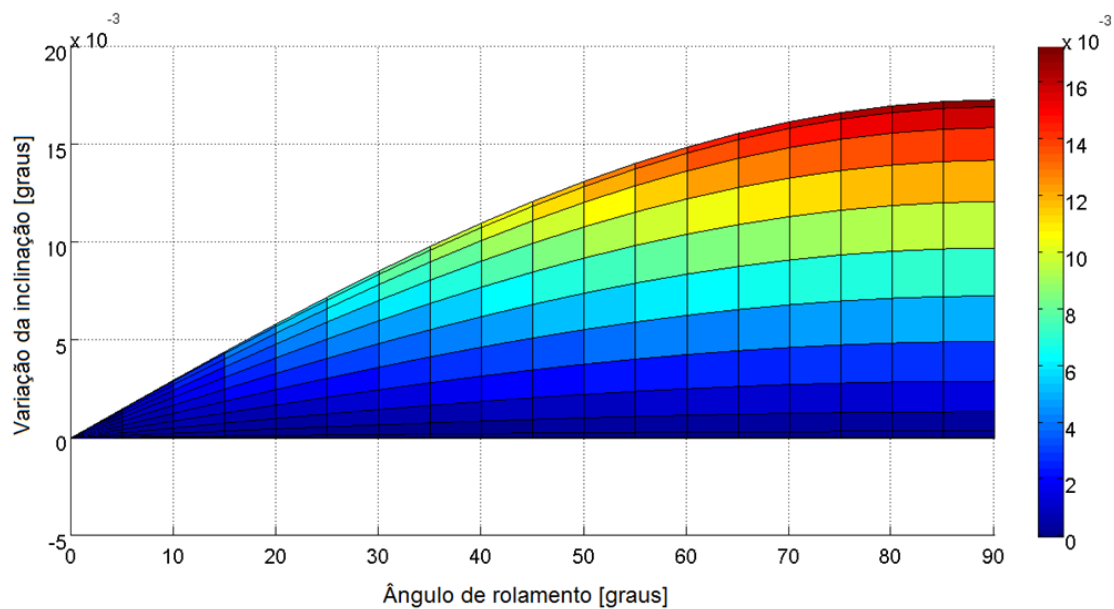


Figura 4.100 – Variação da inclinação em função do ângulo de rolamento após passagem pela região atmosférica.

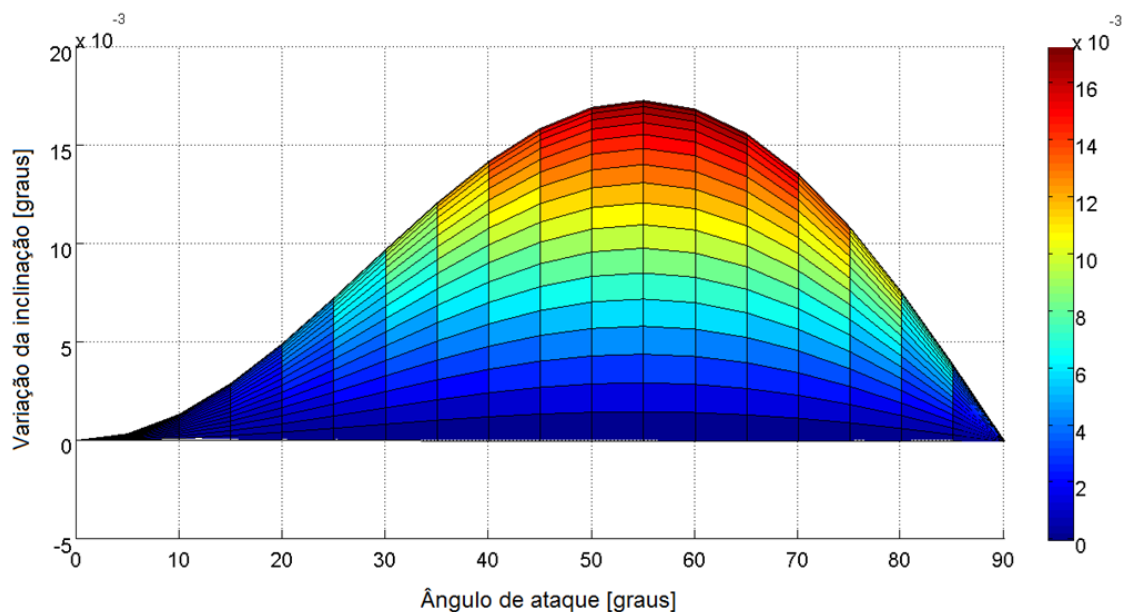


Figura 4.101 – Variação da inclinação em função do ângulo de ataque após passagem pela região atmosférica.

Os gráficos indicam que a variação no semi-eixo maior e na excentricidade depende, principalmente, do ângulo de ataque das placas aerodinâmicas. A variação no semi-eixo maior e na excentricidade para o ângulo de ataque de zero grau é proveniente da força de arrasto sofrida pelo corpo do veículo, pois para uma disposição das placas paralelas ao fluxo de moléculas, a força de arrasto sofrida por elas é nula. Essa afirmação pode ser constatada nos gráficos que seguem cujas figuras mostram a variação das forças aerodinâmicas sofridas pelo veículo para cada conjunto de ângulos aerodinâmicos.

As Figuras 4.102 e 4.103 ilustram a força de arrasto sofrida pelo veículo no perigeu da órbita em cada conjunto de ângulos aerodinâmicos.

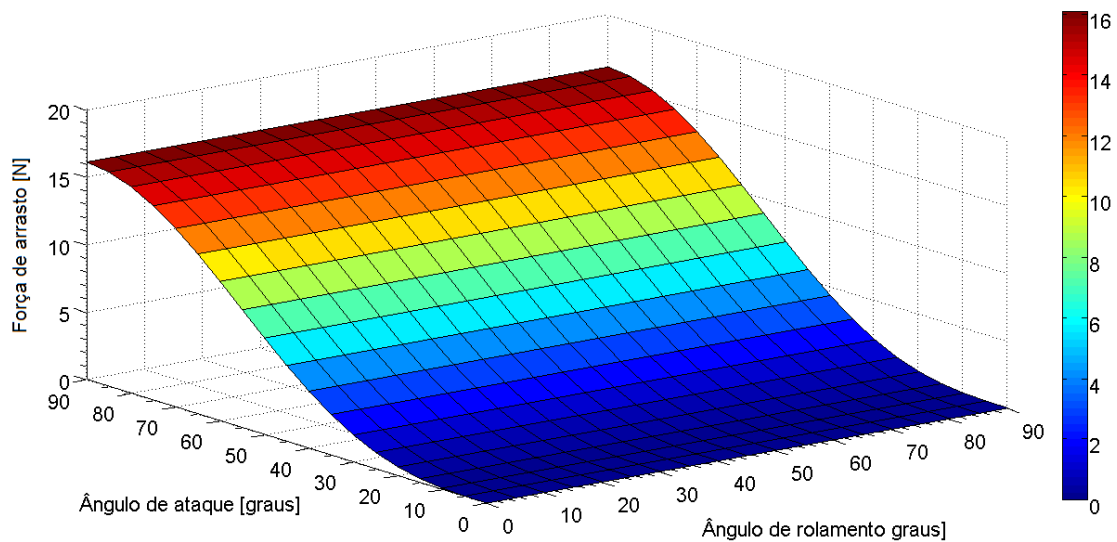


Figura 4.102 – Variação da força de arrasto em função dos ângulos aerodinâmicos (eixos em 3D).

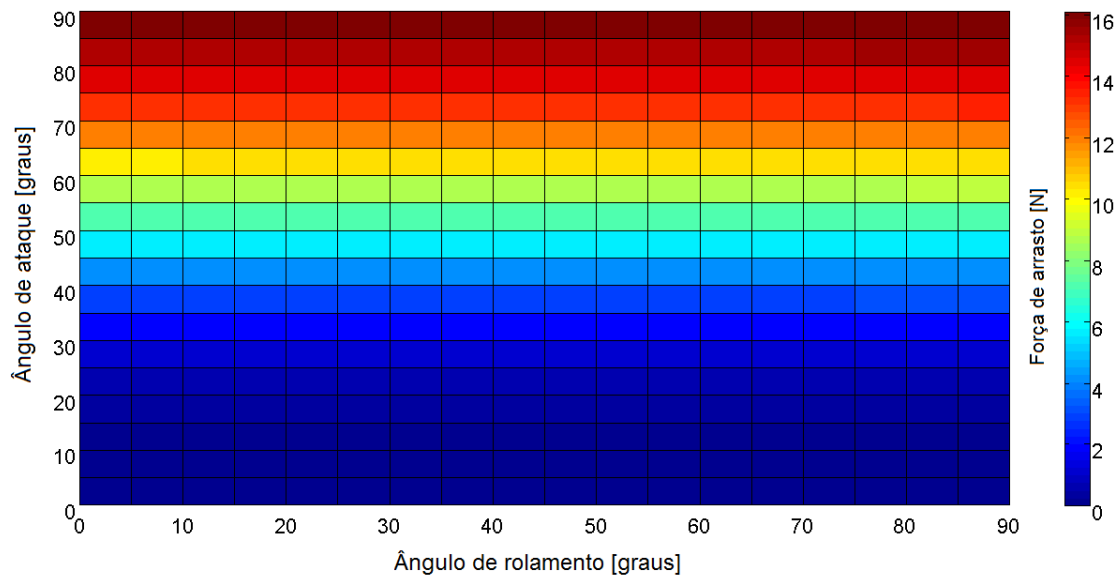


Figura 4.103 – Variação da força de arrasto em função dos ângulos aerodinâmicos (eixos em 2D).

As Figuras 4.104 e 4.105 mostram a variação da força de sustentação lateral em função dos ângulos aerodinâmicos no espaço tridimensional e bidimensional respectivamente.

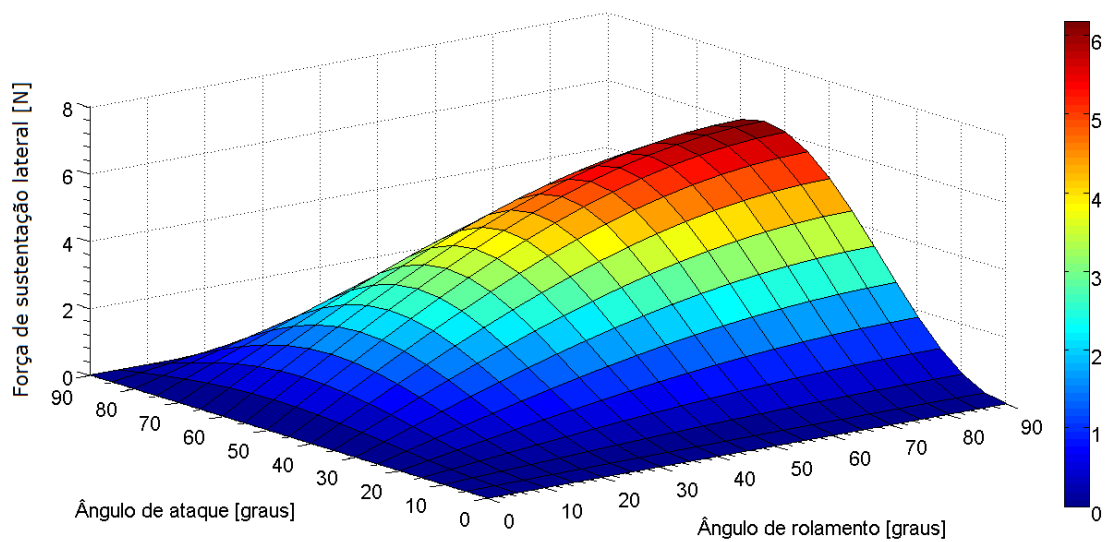


Figura 4.104 – Variação da força de sustentação lateral em função dos ângulos aerodinâmicos (Eixos em 3D).

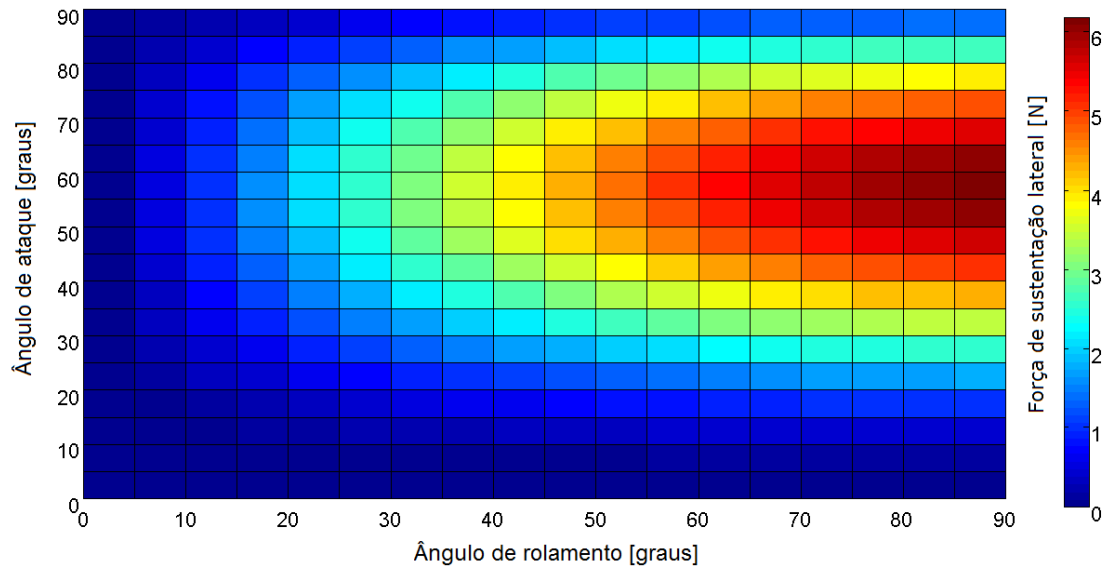


Figura 4.105 – Variação da força de sustentação lateral em função dos ângulos aerodinâmicos (Eixos em 2D).

A variação da força de sustentação lateral em função do ângulo de rolamento é mostrada na Figura 4.106 e essa variação em função do ângulo de ataque é mostrada na Figura 4.107.

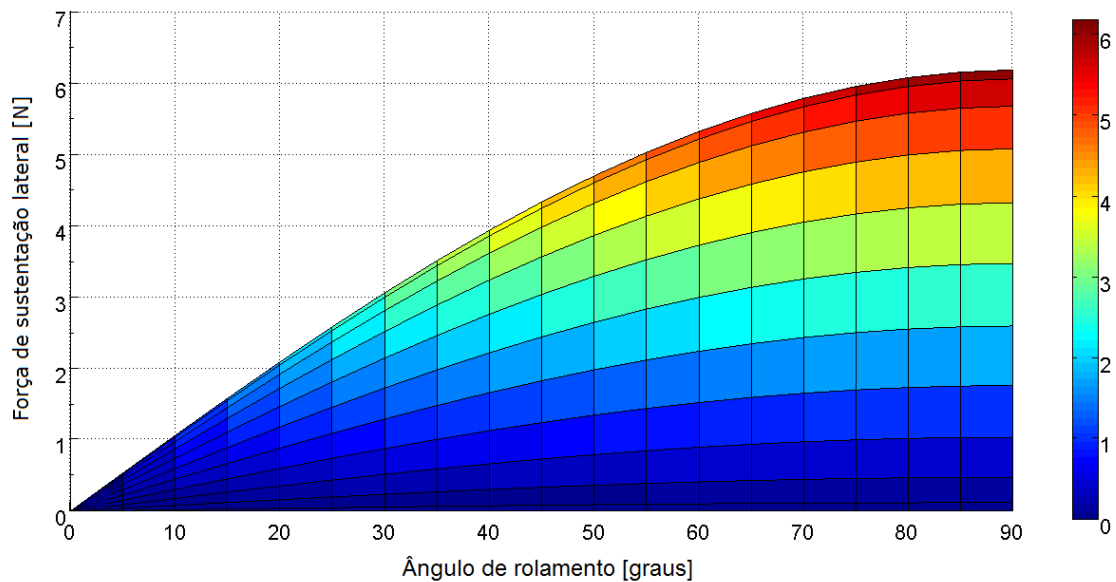


Figura 4.106 – Variação da força de sustentação lateral em função do ângulo de rolamento.

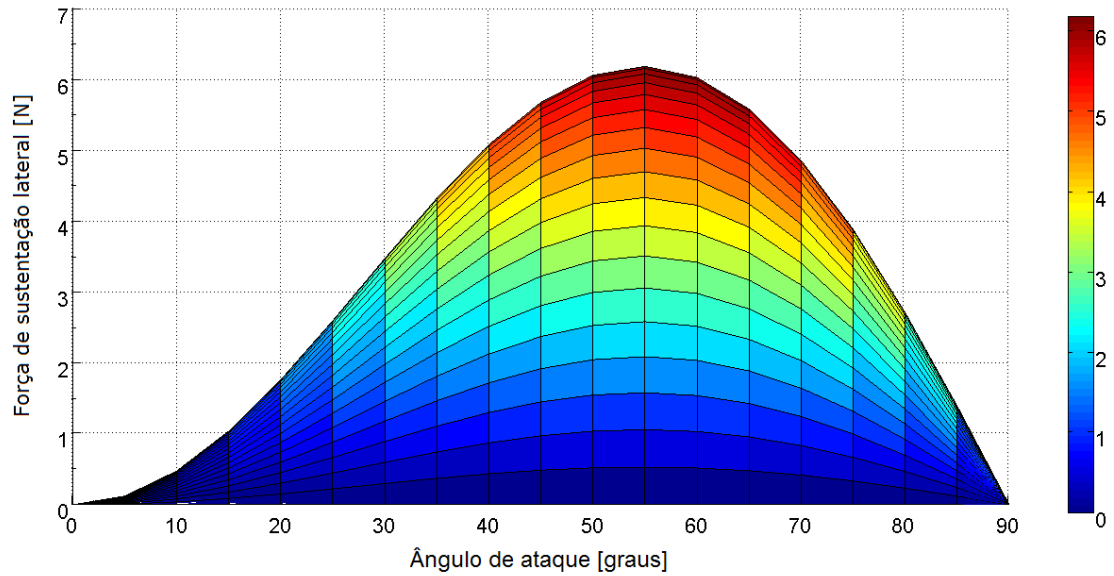


Figura 4.107 – Variação da força de sustentação lateral em função do ângulo de ataque.

As Figuras 4.108 e 4.109 ilustram a força de sustentação em altitude sofrida pelo veículo no perigeu da órbita em função dos ângulos aerodinâmicos em 3D e 2D respectivamente.

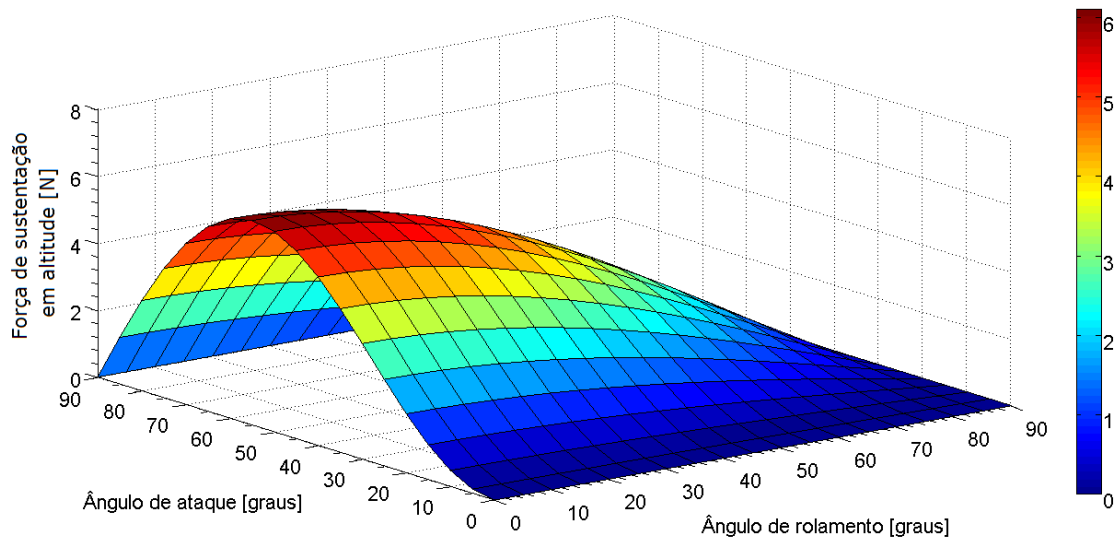


Figura 4.108 – Variação da força de sustentação em altitude em função dos ângulos aerodinâmicos (Eixos em 3D).



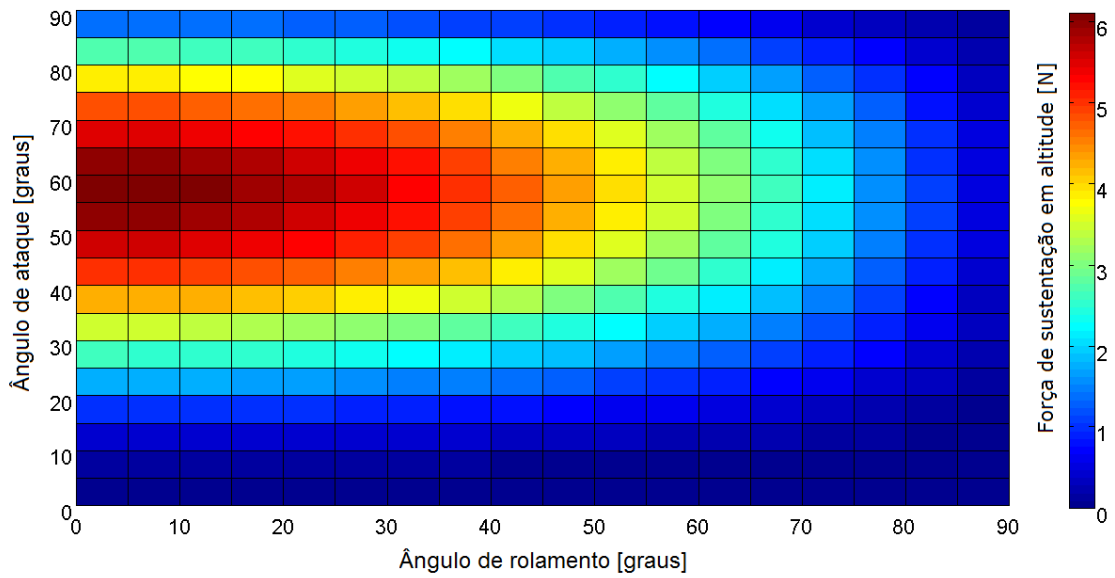


Figura 4.109 – Variação da força de sustentação em altitude em função dos ângulos aerodinâmicos (Eixos em 2D).

As Figuras 4.110 e 4.111 mostram a variação da força de sustentação em altitude em função do ângulo de rolamento e ângulo de ataque respectivamente.

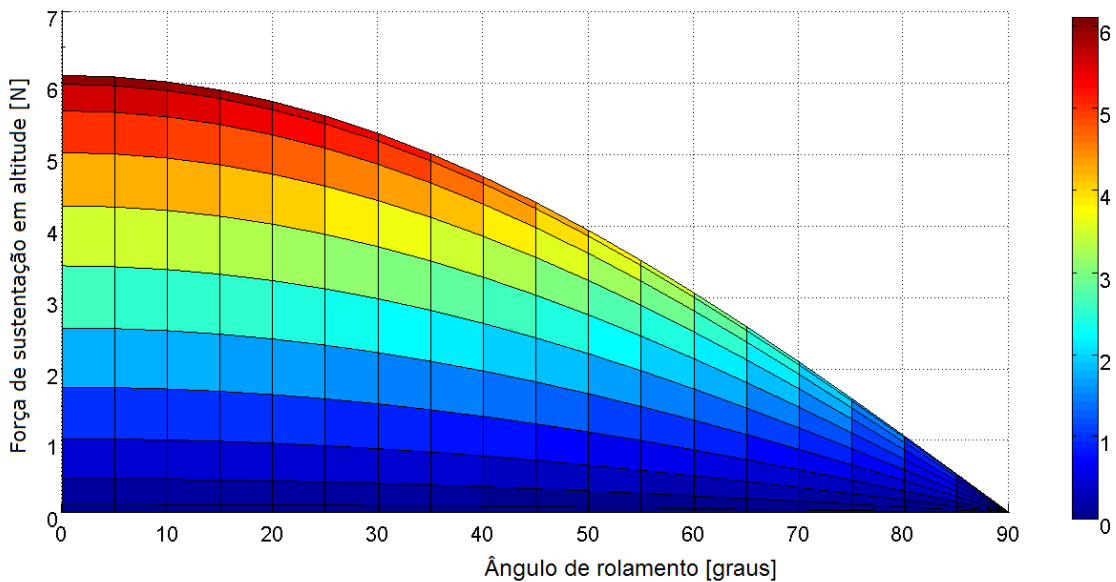


Figura 4.110 – Variação da força de sustentação em altitude em função do ângulo de rolamento.

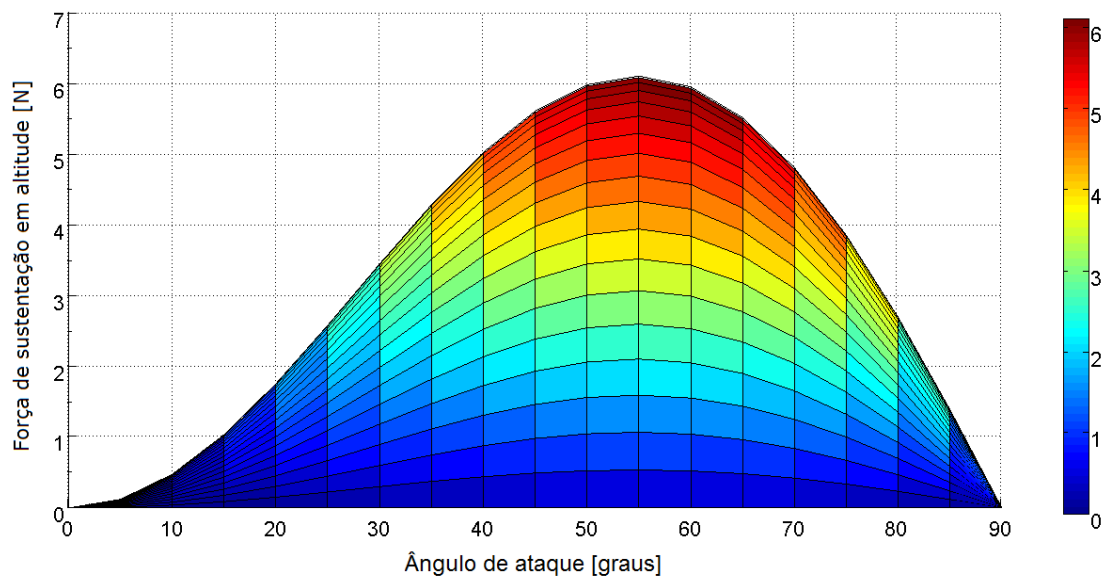


Figura 4.111 – Variação da força de sustentação em altitude em função do ângulo de ataque.

Pode-se observar que a força de arrasto varia com o ângulo de ataque, sendo que a máxima magnitude ocorre em 90 graus (perpendicular ao fluxo de moléculas). As forças de sustentação em altitude e lateral variam com o ângulo de rolamento e ângulo de ataque. A força de sustentação lateral é máxima para ângulos de rolamento próximos a 90 graus, ao passo que a força de sustentação em altitude aumenta à medida que o ângulo de rolamento se aproxima de zero. Porém, o ângulo de ataque controla a magnitude das forças de sustentação. A máxima força de sustentação ocorre em um ângulo de ataque de 53 graus e anula seu efeito quando a placa está disposta em 0 ou 90 graus, independente do ângulo de rolamento. Outra característica a ser observada é que os resultados das simulações, ou seja, os gráficos gerados nesta seção, seguiram o comportamento das equações das forças aerodinâmicas descritas no Capítulo 2 e 3.

A seguir é apresentada nas Figuras 4.112, 4.113, 4.114 e 4.115, o máximo fluxo de calor sofrido pelo veículo em função dos ângulos aerodinâmicos. Embora o cálculo desse parâmetro não envolva diretamente os ângulos, mas, a disposição das placas aerodinâmicas e do veículo fará com que o veículo tenha

diferentes velocidades relativas à atmosfera e atinja diferentes altitudes de perigeu.

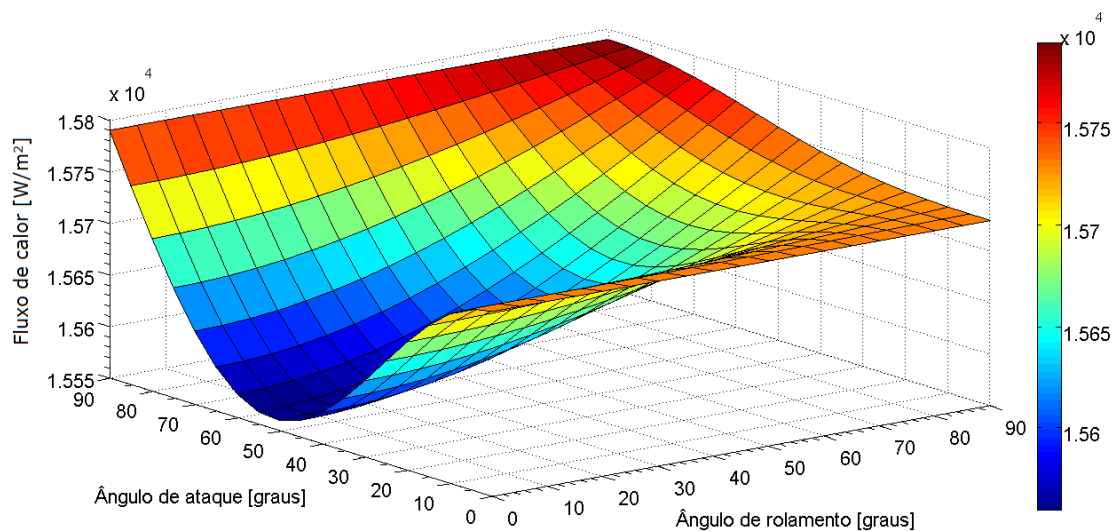


Figura 4.112 – Variação do fluxo de calor sofrido pelo veículo em função dos ângulos aerodinâmicos (Eixos em 3D).

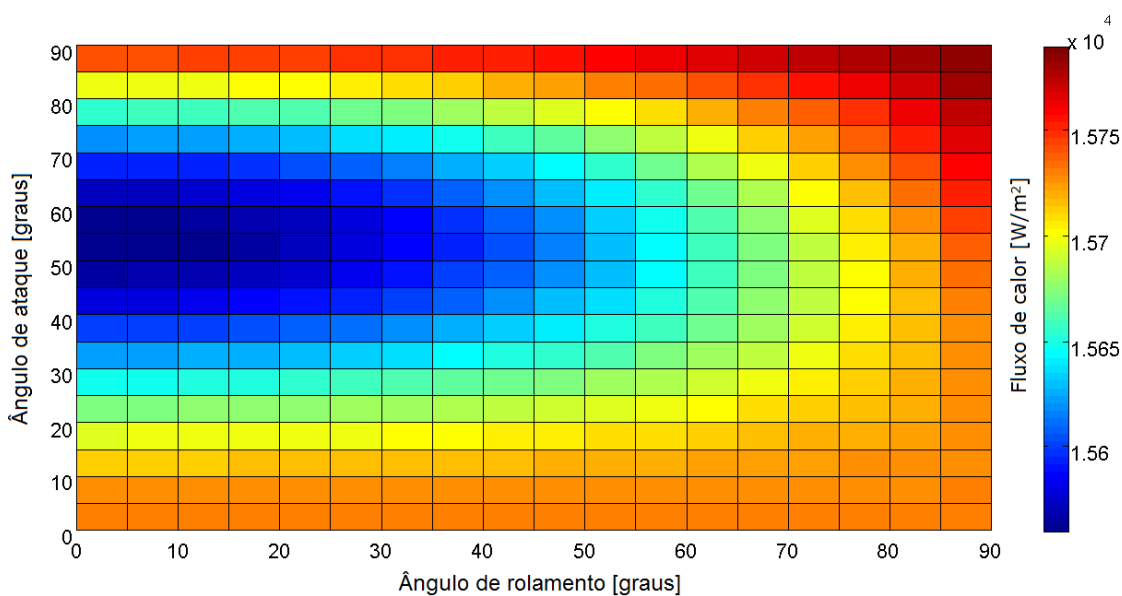


Figura 4.113 – Variação do fluxo de calor sofrido pelo veículo em função dos ângulos aerodinâmicos (Eixos em 2D).

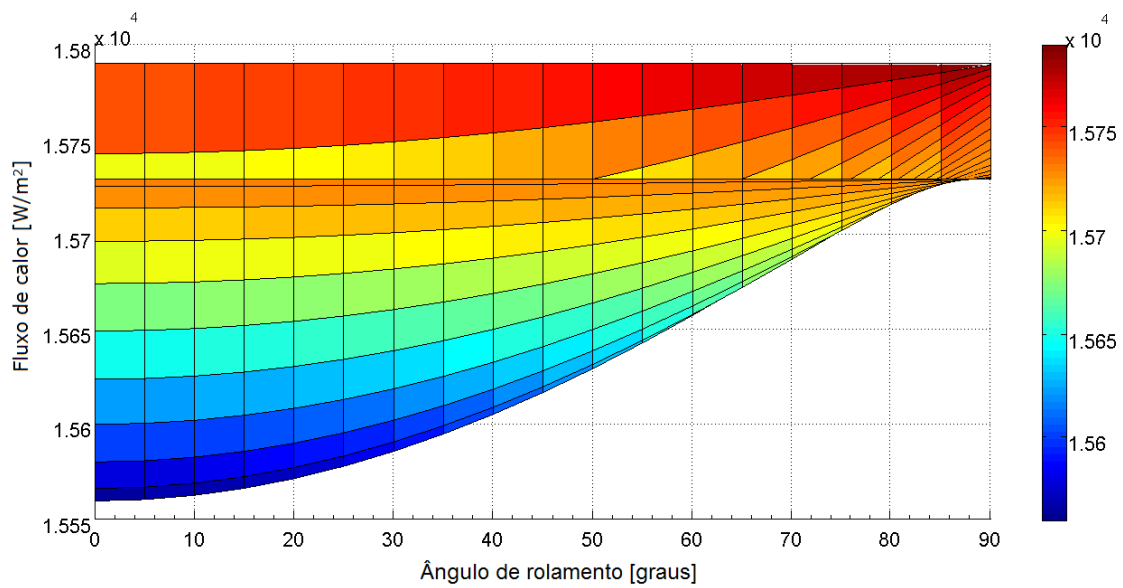


Figura 4.114 – Variação do fluxo de calor sofrido pelo veículo em função do ângulo de rolamento.

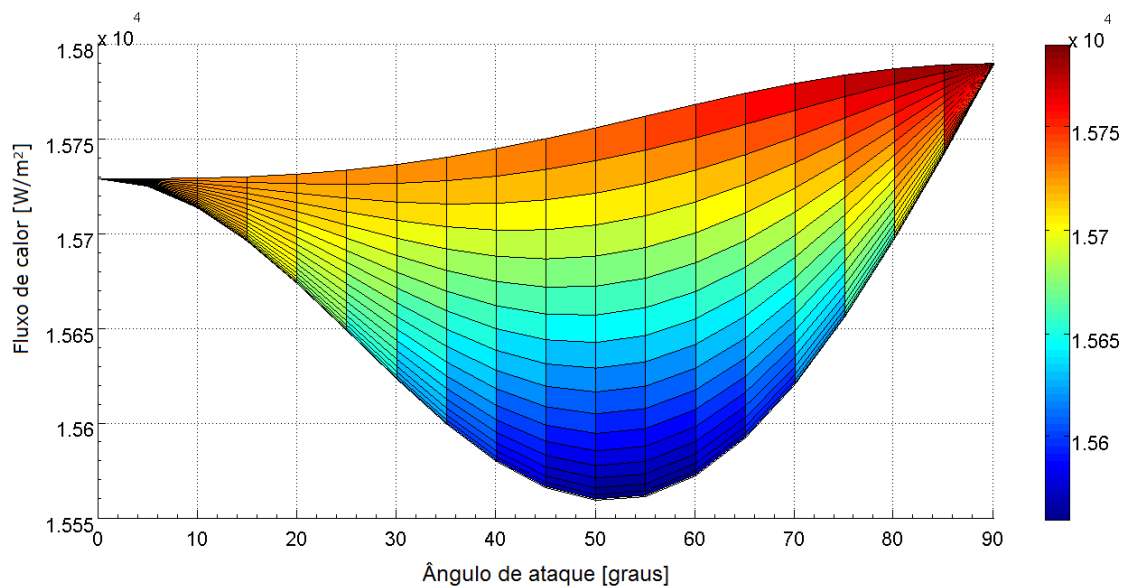


Figura 4.115 – Variação do fluxo de calor sofrido pelo veículo em função do ângulo de ataque.

As topologias dos gráficos nos indicam um aumento no fluxo de calor em um ângulo de ataque e de rolamento próximos a  $90$  graus. Pode-se observar que a variação no fluxo de calor é bastante pequena.

A seguir, as Figuras 4.116 e 4.117, mostram a variação da velocidade relativa à atmosfera em função dos ângulos aerodinâmicos. Cada ponto no gráfico representa a velocidade relativa à atmosfera no perigeu da órbita em função dos ângulos aerodinâmicos.

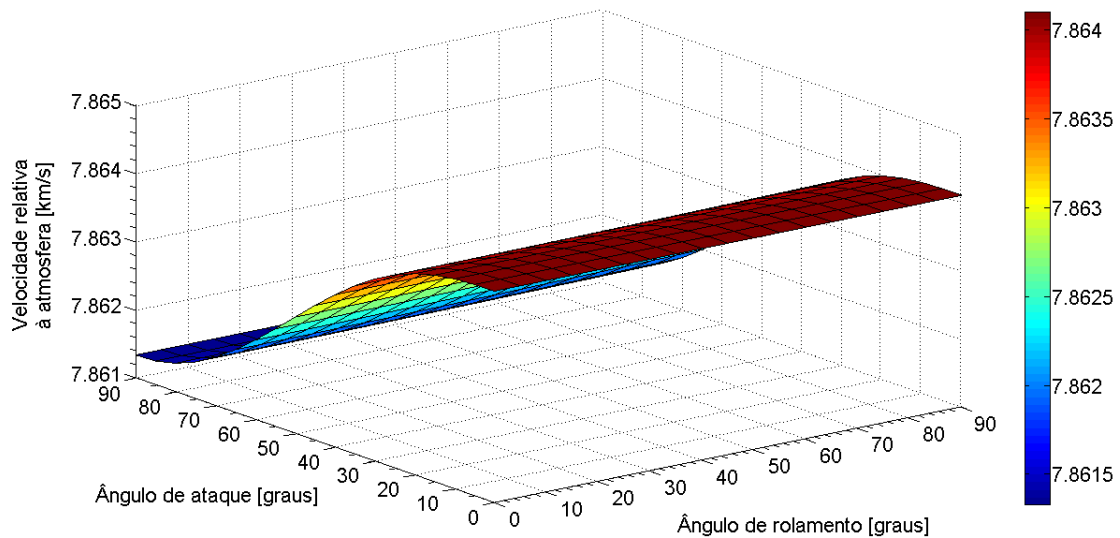


Figura 4.116 – Variação da velocidade relativa à atmosfera em função dos ângulos aerodinâmicos (Eixos em 3D).

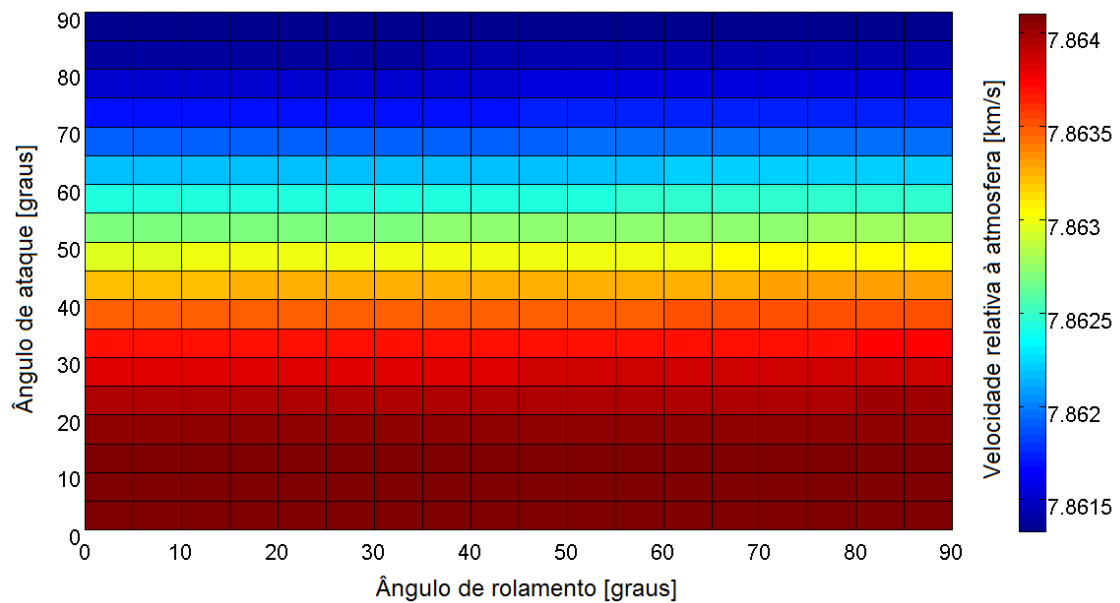


Figura 4.117 – Variação da velocidade relativa à atmosfera em função dos ângulos aerodinâmicos (Eixos em 2D).

As Figuras 4.118 e 4.119 mostram a variação da velocidade relativa à atmosfera em função do ângulo de rolamento e ângulo de ataque.

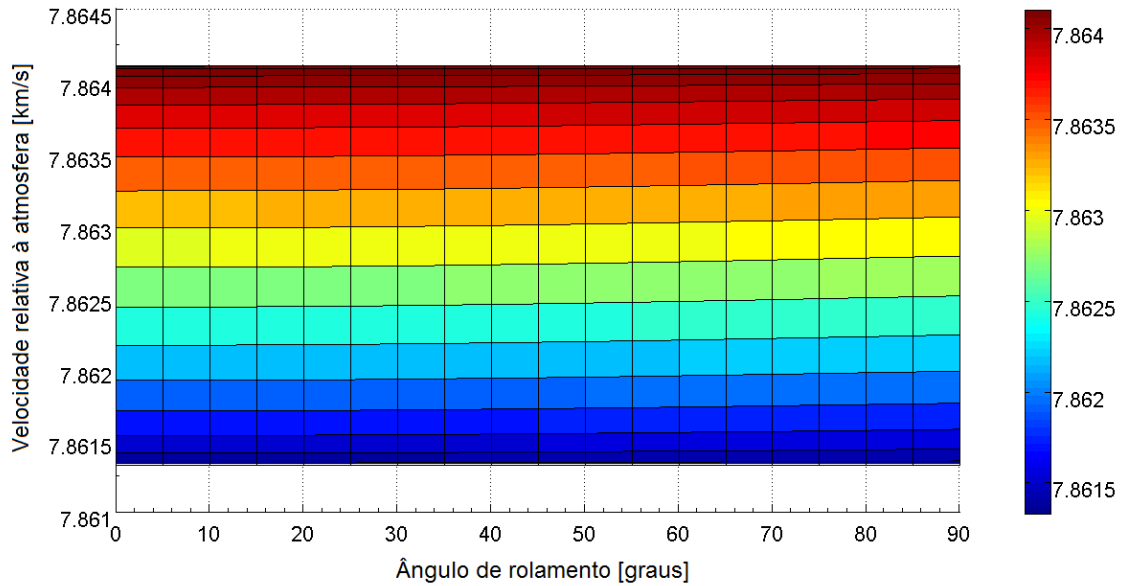


Figura 4.118 – Variação da velocidade relativa à atmosfera em função do ângulo de rolamento.

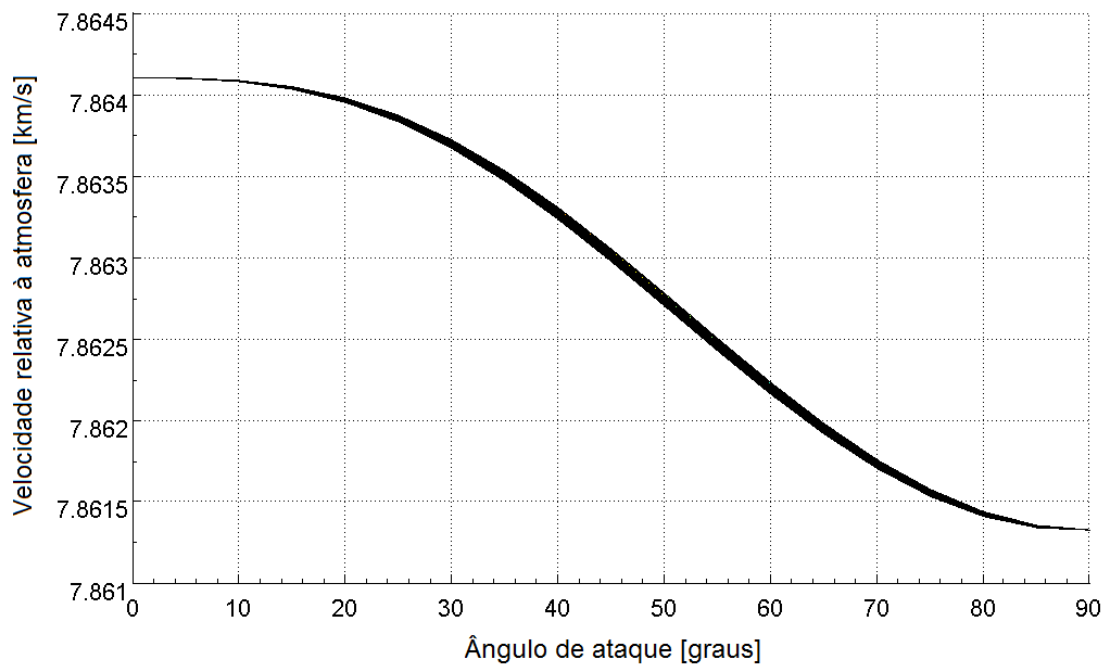


Figura 4.119 – Variação da velocidade relativa à atmosfera em função do ângulo de ataque.

Pode-se observar que, embora a amplitude de variação da velocidade seja pequena, ela ocorre em função do ângulo de ataque das placas aerodinâmicas.

#### **4.8. Controle do ângulo de ataque durante uma transferência aeroassistida.**

O presente subcapítulo ilustra um caso hipotético em que houver necessidade de se manter constante uma determinada força aerodinâmica (arrasto ou sustentação) durante a passagem pela região atmosférica. O sistema de controle das placas aerodinâmicas deve alterar o ângulo de ataque a fim de manter a força desejada. O ângulo de ataque inicial é de 45 graus enquanto que o ângulo de rolamento foi ajustado para 90 graus. A Tabela 4.12 mostra as condições iniciais da órbita, utilizadas na simulação.

Tabela 4.12 – Condições iniciais da órbita (caso 8).

<b>Descrição</b>	<b>Valor</b>	<b>Unidade</b>
Altitude do apogeu	2.100	km
Altitude do perigeu	110	km
Inclinação	1	graus
ARNA <sup>1</sup>	200	graus
Argumento do perigeu	10	graus
Anomalia média	180	graus

Nota: <sup>1</sup> Ascensão Reta do Nodo Ascendente

Os resultados foram analisados durante uma passagem pela atmosfera com um passo de simulação de 0,1 segundos. A seguir são apresentados os gráficos da simulação em que a força de arrasto foi controlada por meio das placas aerodinâmicas. O simulador foi ajustado para que o veículo fosse submetido à no máximo 50% da força de arrasto sofrida no perigeu da órbita inicial.

A Figura 4.120 ilustra a variação da força de arrasto em função do tempo durante a passagem pela atmosfera e a Figura 4.121 mostra a variação da força de sustentação em função do tempo. Ambos os casos comparam a situação sem e com o controle aerodinâmico. A linha azul representa a força sofrida pelo veículo com o controle por meio das placas aerodinâmicas, enquanto que a linha vermelha mostra a variação da força com o ângulo de ataque fixo ao longo da trajetória.

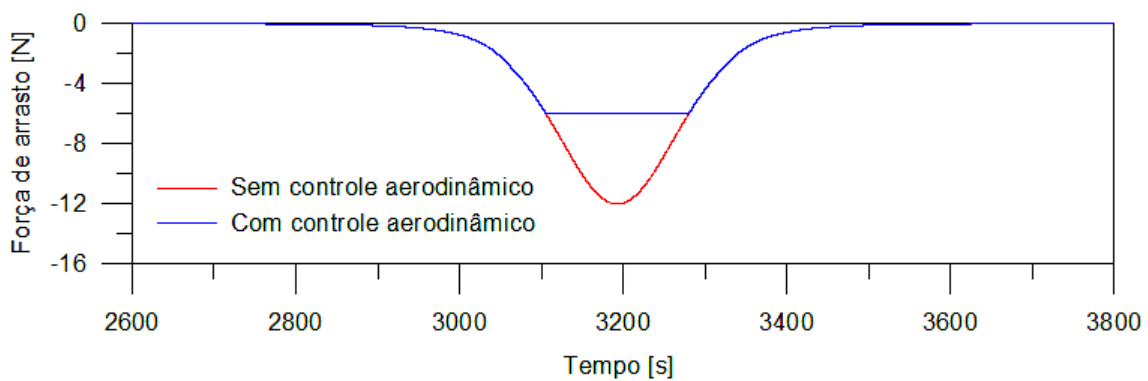


Figura 4.120 – Força de arrasto em função do tempo com e sem o controle aerodinâmico.

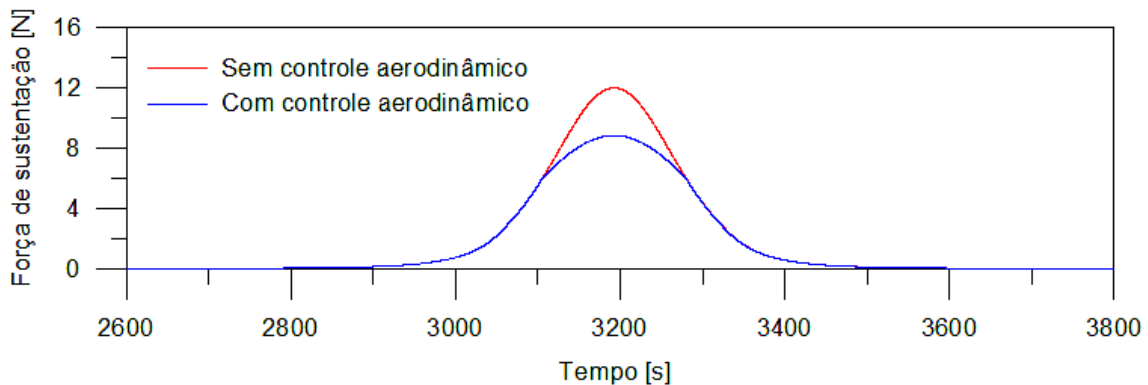


Figura 4.121 – Força de sustentação em função do tempo com e sem o controle aerodinâmico.

Pode-se observar que a manobra sem o controle aerodinâmico atinge um valor máximo de 12 N, tanto para a força de arrasto quanto para a força de sustentação, ao passo que a manobra com a atuação do controle aerodinâmico manteve a força de arrasto constante em 6 N a partir do ponto no qual o



veículo atinge uma altitude que permite tal controle. O controle da força de arrasto produz uma redução na magnitude da força de sustentação, conforme observa-se na Figura 4.121, quando comparada à força com o ângulo fixo. Durante o período em que a força de arrasto está constante, a força de sustentação atinge um valor máximo de aproximadamente 9 N. Essa diferença faz com que a razão  $L/D$  sofra um aumento, conforme ilustra a Figura 4.122.

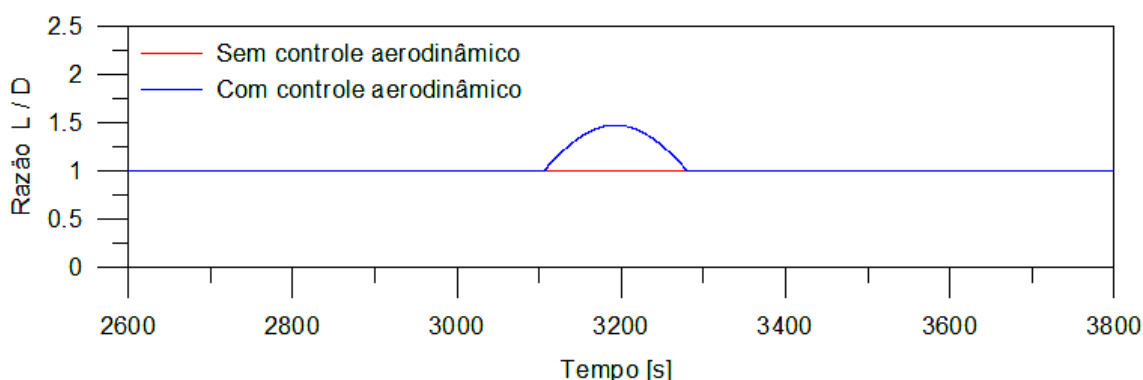


Figura 4.122 – Razão  $L/D$  em função do tempo com e sem o controle aerodinâmico.

Para atingir o objetivo de manter a força de arrasto constante, o controlador aerodinâmico teve que alterar o ângulo de ataque das placas. A Figura 4.123 ilustra essa variação; inicialmente o ângulo está constante em 45 graus e durante o período de atuação do controle aerodinâmico ocorre uma redução moderada desse valor, ou seja, a placa é inclinada até um valor de 34 graus e depois retorna ao valor inicial.

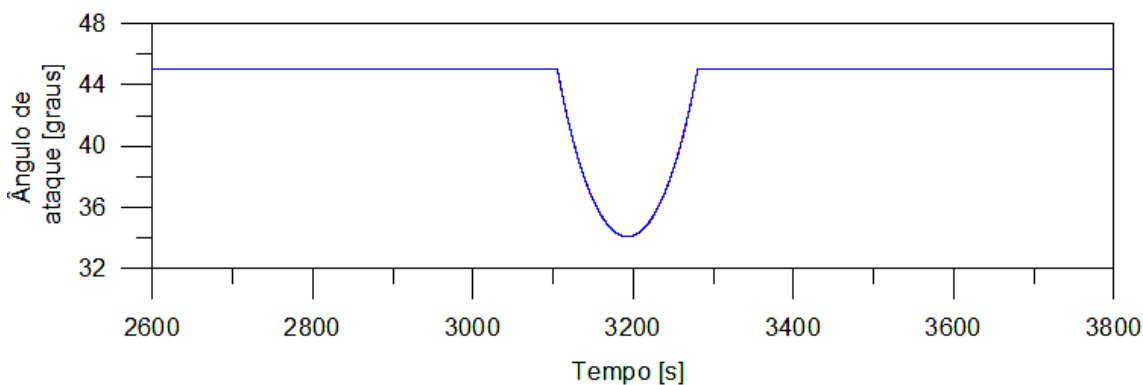


Figura 4.123 – Variação do ângulo de ataque das placas aerodinâmicas durante passagem pela região atmosférica.

As Figuras 4.124, 4.125 e 4.126 mostram a variação no semi-eixo maior, excentricidade e inclinação, respectivamente, durante passagem pela região atmosférica, entre uma manobra com o controle aerodinâmico e outra sem.

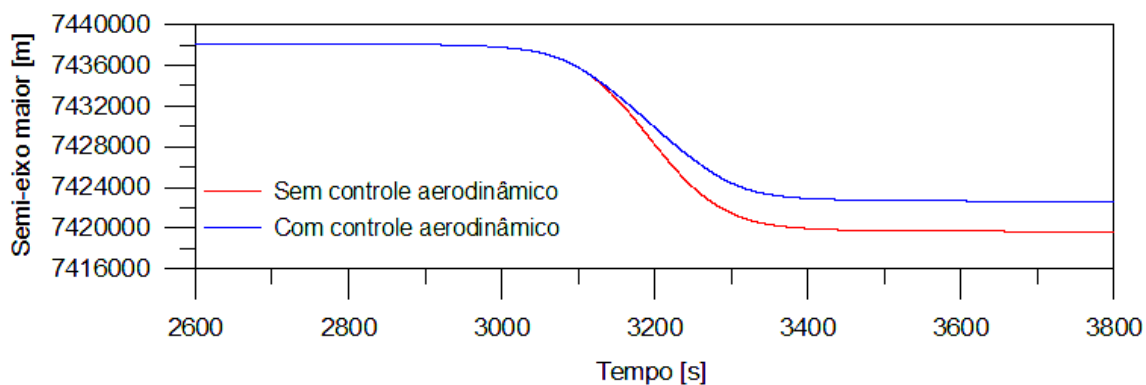


Figura 4.124 – Variação do semi-eixo maior durante passagem pela região atmosférica, com e sem o controle aerodinâmico.

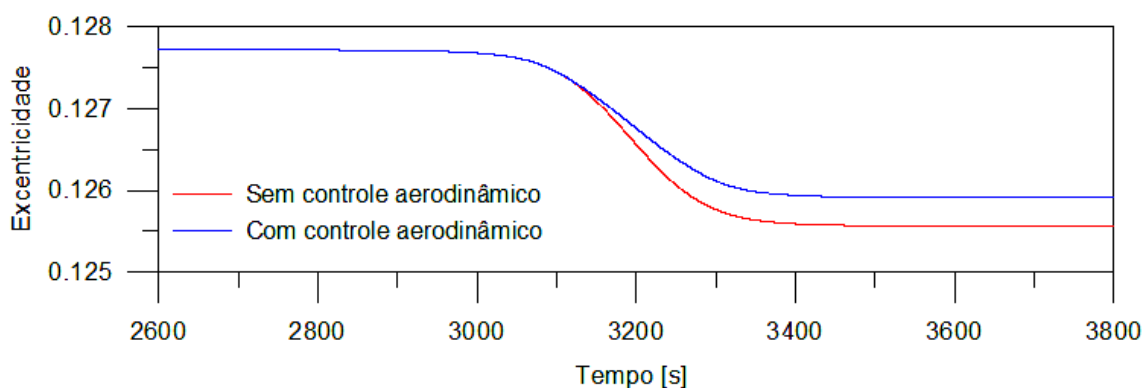


Figura 4.125 – Variação da excentricidade durante passagem pela região atmosférica, com e sem o controle aerodinâmico.

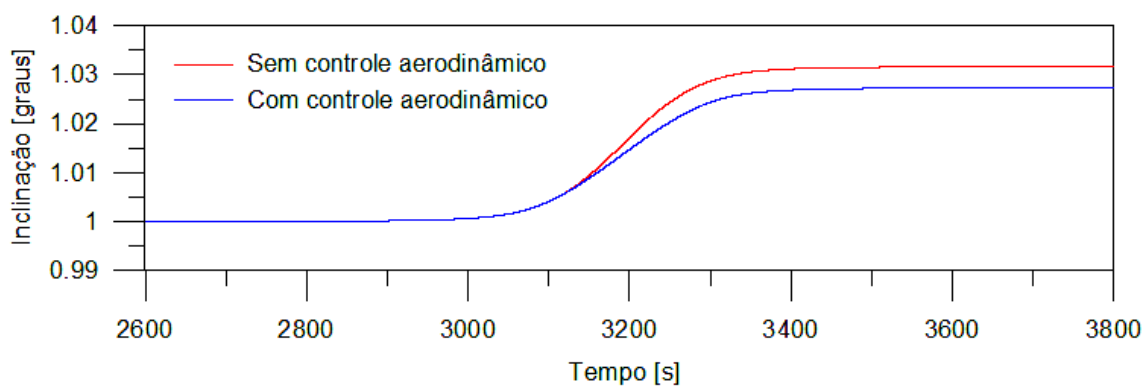


Figura 4.126 – Variação da inclinação durante passagem pela região atmosférica, com e sem o controle aerodinâmico.

Como era esperado, a manobra realizada com o ângulo fixo produziu uma variação maior no semi-eixo maior, excentricidade e inclinação. Por outro lado, a redução nos elementos orbitais foi menor quando se manteve a força de arrasto constante.

A Figura 4.127 ilustra a situação hipotética do consumo de propelente, discutida nos tópicos anteriores, na qual se analisa o propelente necessário para aplicação de um empuxo equivalente às forças aerodinâmicas sofridas pelo veículo. O gráfico nos indica uma diferença de aproximadamente 0,25 kg no propelente consumido entre as duas situações.

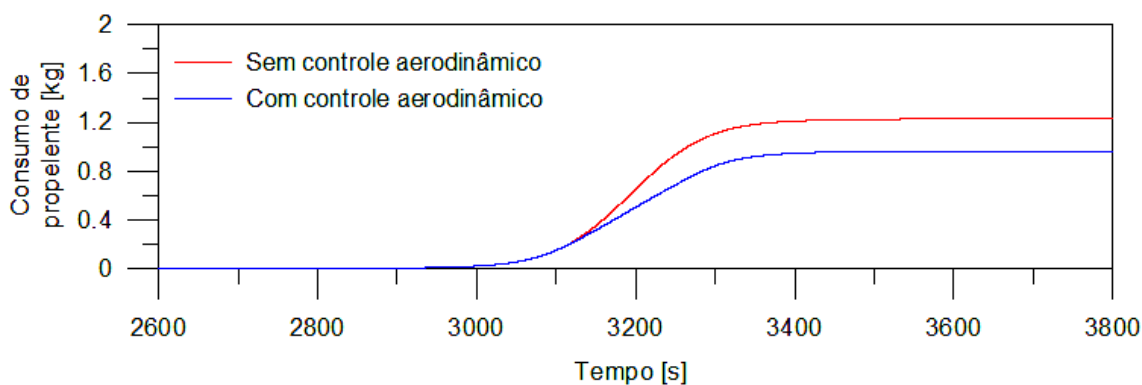


Figura 4.127 – Situação hipotética do consumo de propelente durante passagem pela região atmosférica, com e sem o controle aerodinâmico.

A próxima simulação apresenta os resultados para o caso em que se deseja manter a força de sustentação constante em 50% da força de sustentação sofrida pelo veículo durante passagem pelo perigeu da órbita. Foram utilizados todos os parâmetros e dados iniciais da simulação anterior. A variação da força de arrasto em função do tempo é mostrada na Figura 4.128 e a variação da força de sustentação em função do tempo está na Figura 4.129. É possível visualizar que a força de sustentação se manteve constante em 6 N durante certo período de tempo. Uma diferença com o caso anterior é o comportamento da força de arrasto. Como a força de arrasto varia em função do ângulo de ataque, e considerando que as placas tiveram que reduzir seu ângulo para que

pudessem manter constante a força de sustentação, ocorre, assim, uma redução na magnitude da força de arrasto.

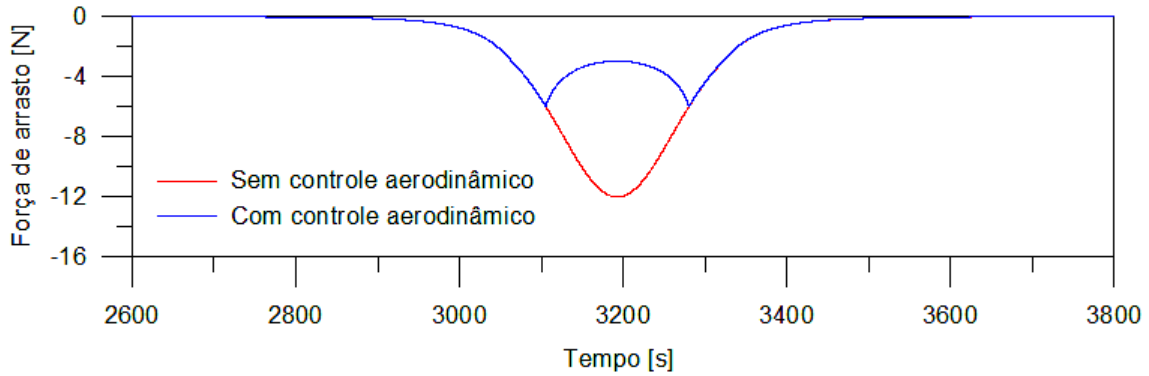


Figura 4.128 – Força de arrasto em função do tempo com e sem o controle aerodinâmico.

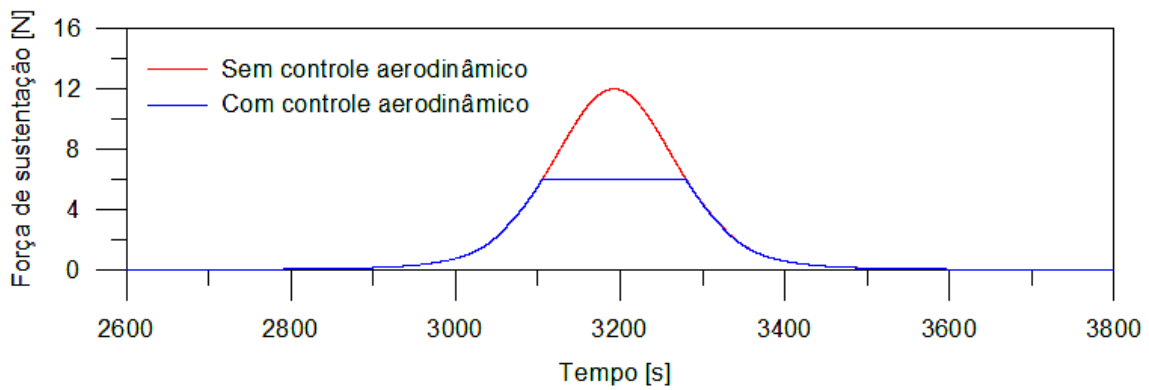


Figura 4.129 – Força de sustentação em função do tempo com e sem o controle aerodinâmico.

Nesse caso, o controle aerodinâmico produziu um aumento considerável na razão  $L/D$ , atingindo um valor máximo de 2 durante a passagem pela região atmosférica, conforme mostra a Figura 4.130.

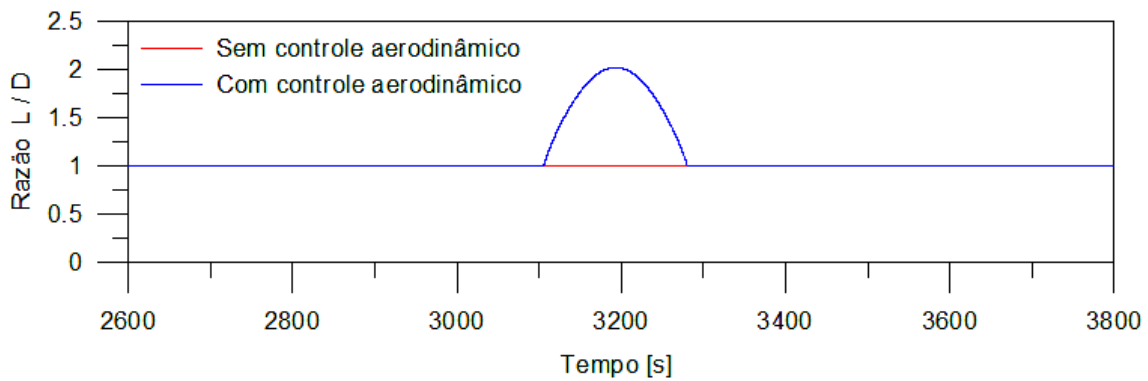


Figura 4.130 – Razão L / D em função do tempo com e sem o controle aerodinâmico.

A Figura 4.131 mostra o comportamento do ângulo de ataque durante a atuação do controlador aerodinâmico. Dessa vez, as placas tiveram que reduzir a inclinação até um ângulo de aproximadamente 26 graus e depois retornar ao valor inicial para manter a força de sustentação constante.

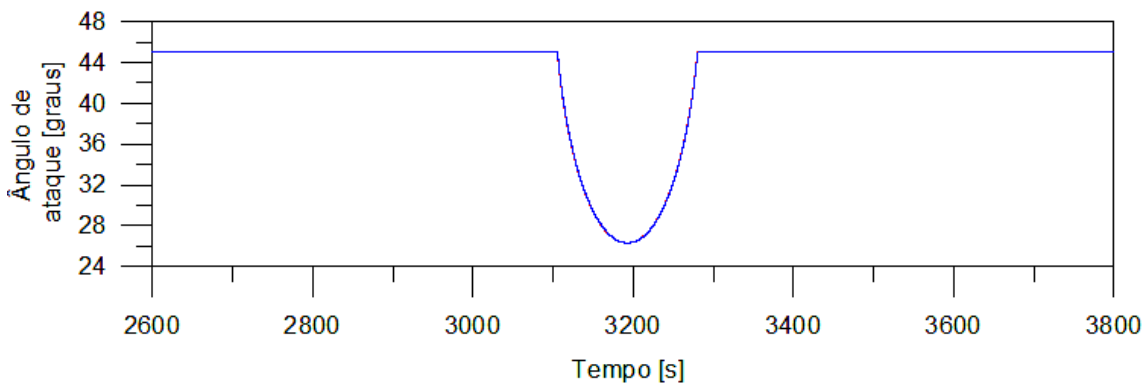


Figura 4.131 – Variação do ângulo de ataque das placas aerodinâmicas durante passagem pela região atmosférica.

As Figuras 4.132, 4.133 e 4.134 apresentam a variação do semi-eixo maior, excentricidade e inclinação, respectivamente, durante passagem pelo perigeu. Similar ao ocorrido no caso anterior, as maiores variações são provenientes da manobra sem o controle aerodinâmico.

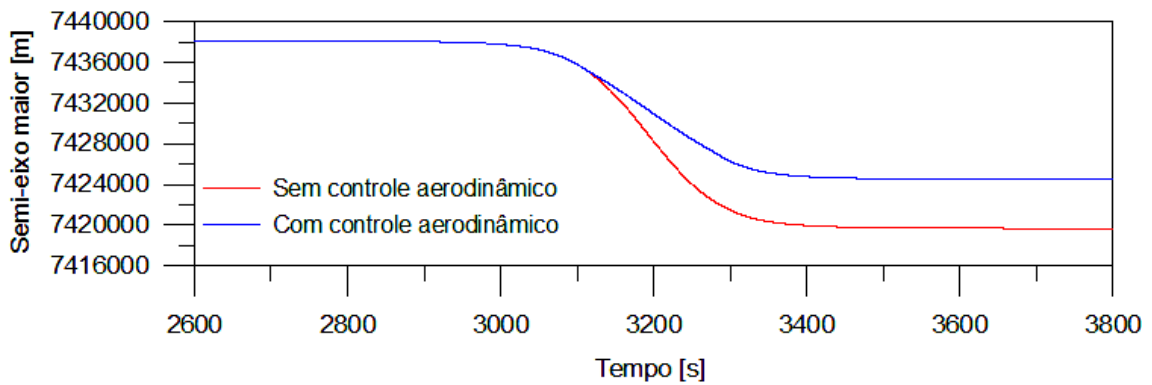


Figura 4.132 – Variação do semi-eixo maior durante passagem pela região atmosférica, com e sem o controle aerodinâmico.

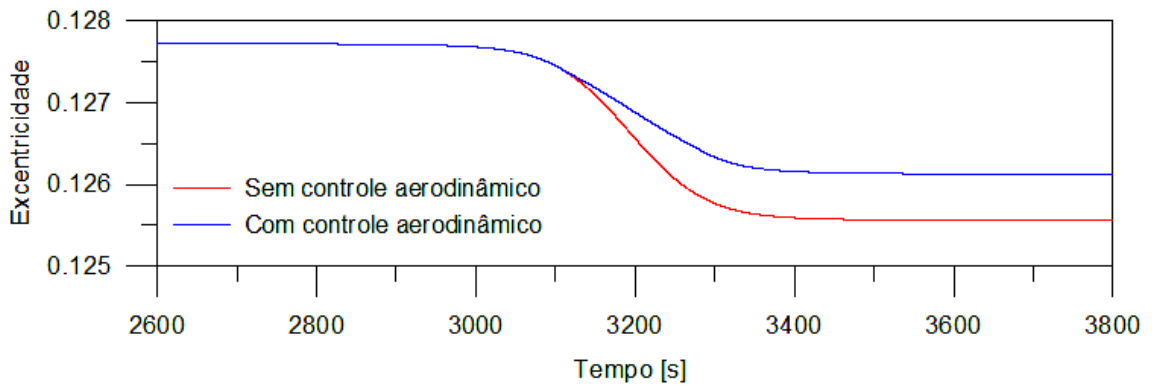


Figura 4.133 – Variação da excentricidade durante passagem pela região atmosférica, com e sem o controle aerodinâmico.

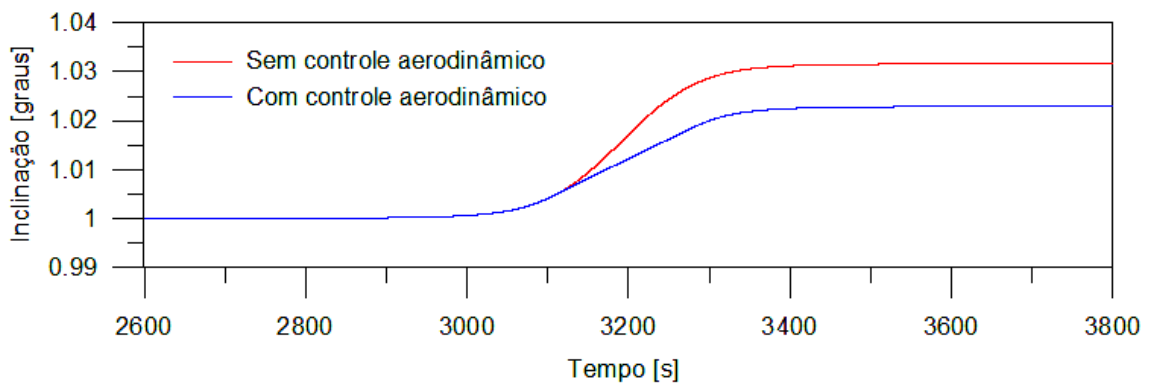


Figura 4.134 – Variação da inclinação durante passagem pela região atmosférica, com e sem o controle aerodinâmico.

A Figura 4.135 mostra o consumo hipotético de propelente para o presente caso.

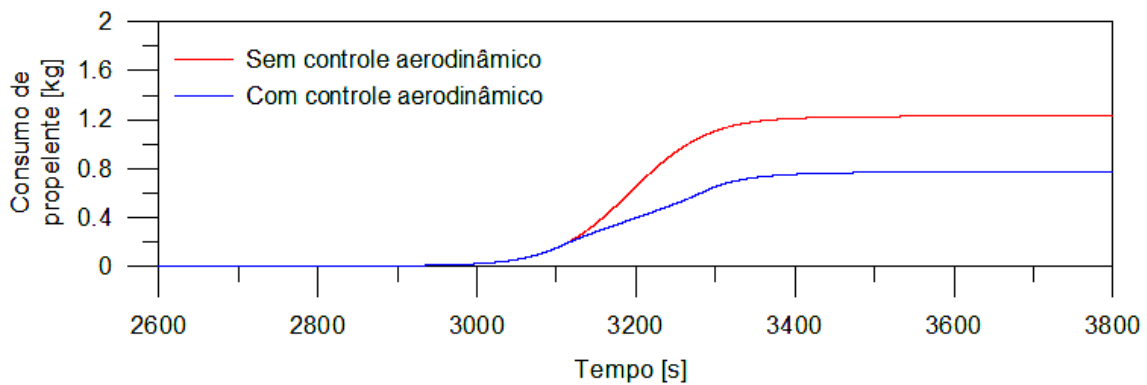


Figura 4.135 – Situação hipotética do consumo de propelente durante passagem pela região atmosférica, com e sem o controle aerodinâmico.

O consumo hipotético de propelente nesse caso, comparado ao caso em que o ângulo está fixo durante toda a manobra, foi de aproximadamente 0,45 kg. Houve um aumento de 180% no consumo hipotético de propelente em relação ao caso em que a manobra foi realizada mantendo-se a força de arrasto constante.

#### **4.9. Transferência aeroassistida com o auxílio do sistema propulsivo (manobra sinérgica)**

Esse caso tem como finalidade apresentar os efeitos de uma manobra sinérgica, que, segundo Walberg (1985), é a realização da transferência orbital por meio de uma combinação de forças aerodinâmicas e propulsivas. Pode ser que o tempo necessário para realizar uma manobra aeroassistida não atenda os requisitos da missão. Portanto, a fim de reduzir esse parâmetro, jatos propulsivos são aplicados no perigeu para acelerar a manobra.

Os resultados foram avaliados em função da magnitude dos empuxos propulsivos aplicados no perigeu da órbita. A propulsão foi variada de 1 N até 20 N, com um intervalo de 1 N. A análise foi realizada durante uma passagem pela região atmosférica. O passo utilizado nessa simulação foi de 1 segundo. A aplicação do empuxo foi configurada para ser aplicada na direção da força de

arrasto, ou seja, contrária ao vetor velocidade do veículo. As Tabelas 4.13 e 4.14 definem as condições iniciais da órbita e do veículo.

Tabela 4.13 – Condições iniciais da órbita (caso 9).

<b>Descrição</b>	<b>Valor</b>	<b>Unidade</b>
Altitude do Apogeu	2.050	km
Altitude do Perigeu	115	km
Inclinação	1	graus
ARNA <sup>1</sup>	200	graus
Argumento do perigeu	10	graus
Anomalia média	180	graus

Nota: <sup>1</sup> Ascensão Reta do Nodo Ascendente

Tabela 4.14 – Condições iniciais do veículo (caso 9).

<b>Descrição</b>	<b>Valor</b>	<b>Unidade</b>
Massa inicial	500	kg
Ângulo de ataque	53 e 90	graus
Ângulo de rolamento	90	graus

O período da órbita proposta é de 6.363 segundos ou aproximadamente 106 minutos. As Figuras 4.136 e 4.137 ilustram a máxima redução do semi-eixo maior e excentricidade, respectivamente, durante a passagem do veículo pelo perigeu da órbita em função da aplicação de empuxo propulsivos no perigeu.



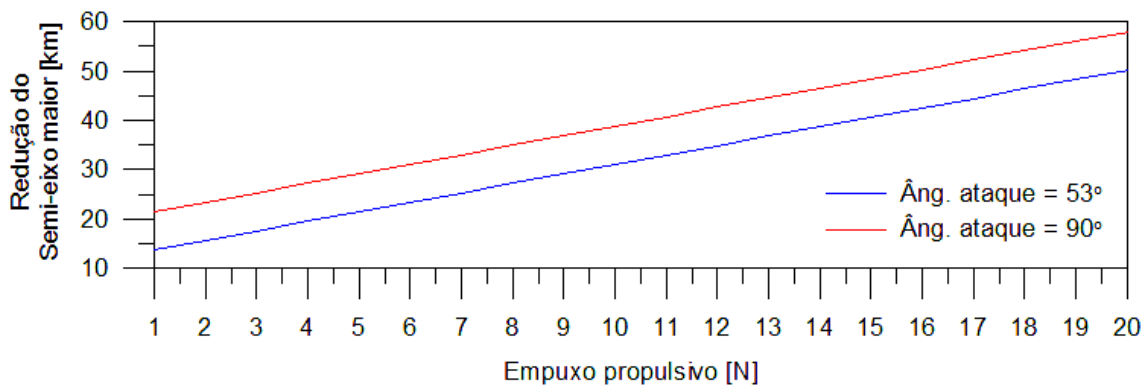


Figura 4.136 – Redução do semi-eixo maior em função da aplicação de jatos propulsivos no perigeu.

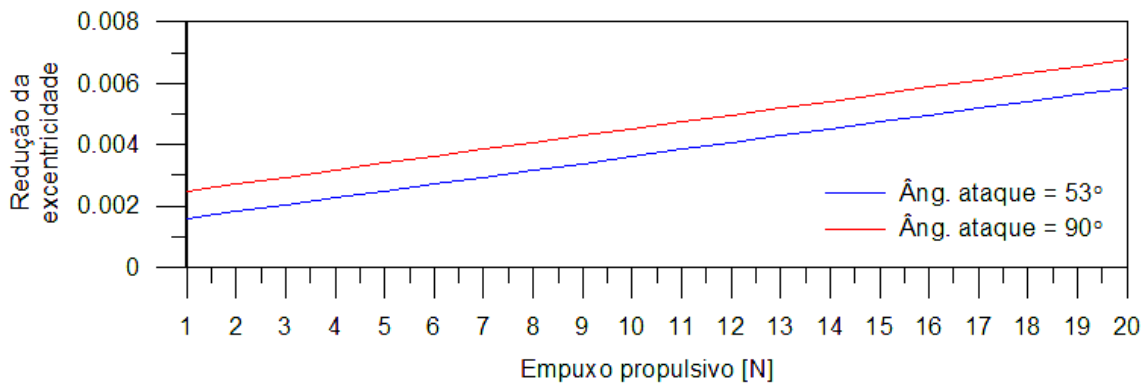


Figura 4.137 – Redução da excentricidade em função da aplicação de jatos propulsivos no perigeu.

A linha azul, nos gráficos, representa a manobra realizada com as placas aerodinâmicas inclinadas em 53 graus enquanto que a linha vermelha representa o ângulo de ataque de 90 graus. A informação de que uma maior redução da órbita é obtida com o ângulo de 90 graus já havia sido fornecida em casos anteriores. Considerando um ângulo de ataque de 90 graus; quando aplicamos um impulso de 1 N no perigeu, temos uma redução de semi-eixo maior de aproximadamente 20 km, e no outro extremo do gráfico, uma aplicação de 20 N gera uma redução de quase 60 km no semi-eixo maior.

A máxima velocidade relativa à atmosfera e o fluxo de calor sofrido pelo veículo, durante a passagem pela atmosfera, são apresentados nas Figuras 4.138 e 4.139 respectivamente.

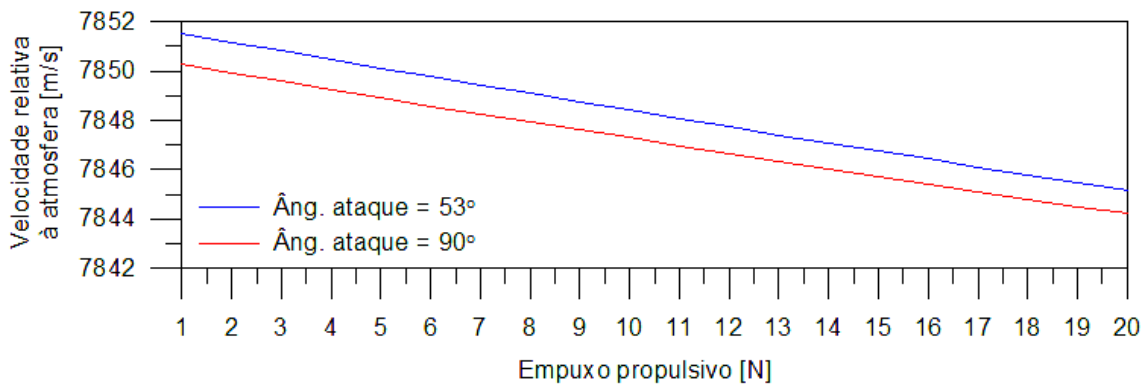


Figura 4.138 – Velocidade relativa à atmosfera em função da aplicação de jatos propulsivos no perigeu.

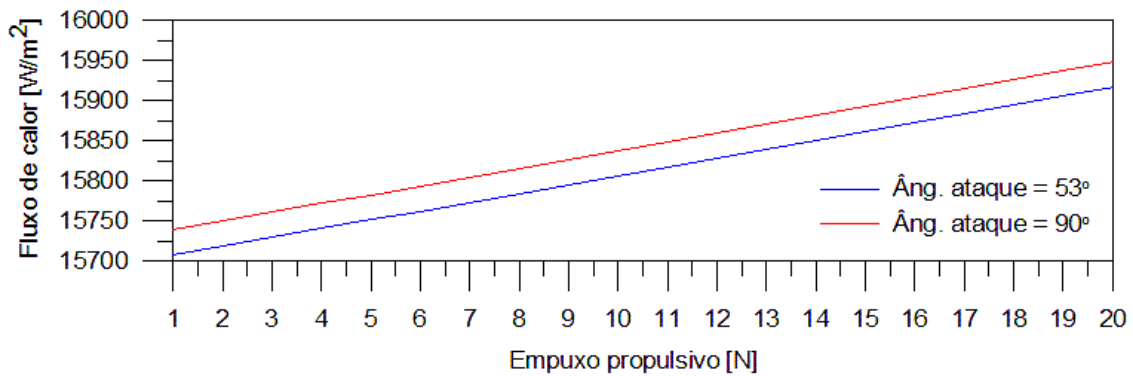


Figura 4.139 – Fluxo de calor sofrido pelo veículo em função da aplicação de jatos propulsivos no perigeu.

A aplicação do empuxo propulsivo produz uma redução na velocidade relativa à atmosfera. O fluxo de calor varia proporcionalmente com a aplicação dos empuxos propulsivos porque quanto maior a força contrária à velocidade (arrasto + propulsiva), maior será o decaimento da altitude do perigeu e, portanto, maior será a densidade da região atmosférica atravessada pelo veículo.

A Figura 4.140 mostra o consumo de propelente para cada magnitude de jato propulsivo aplicado. Vale lembrar que apenas uma órbita foi considerada nessa simulação.

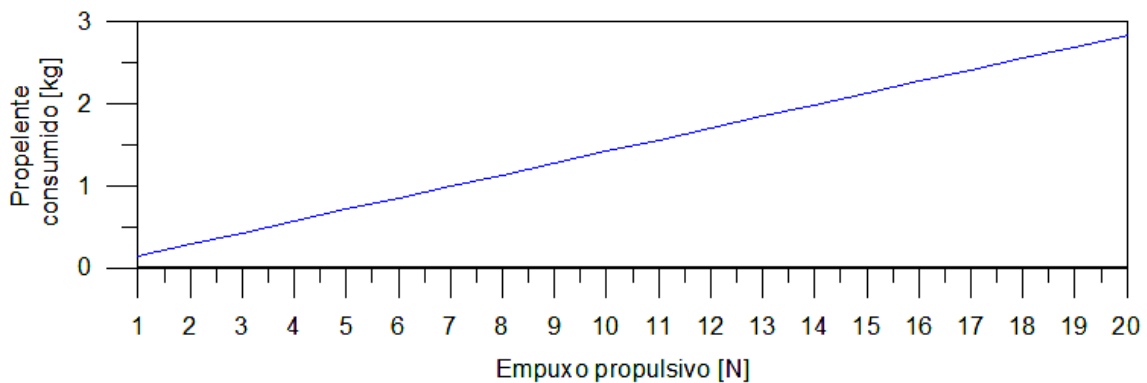


Figura 4.140 – Propelente consumido em função da aplicação de jatos propulsivos (resultado de uma passagem pelo perigeu).

Para conseguir uma maior redução de semi-eixo maior da órbita para o mesmo período de tempo analisado, deve-se aumentar o empuxo propulsivo aplicado no perigeu, porém, como mostra o gráfico da Figura 4.140, o consumo de propelente também irá aumentar. Assim, fica a critério do analista da missão definir qual será o melhor caso a ser considerado dependendo das prioridades a serem atingidas.

Os próximos resultados visam mostrar a atuação do controle durante uma passagem pela atmosfera considerando a aplicação de um empuxo propulsivo aplicado no perigeu. Foi adotada a aplicação de um empuxo de 8 N nessa simulação. A placa foi configurada para um ângulo de ataque de 90 graus. A Figura 4.141 mostra a variação do módulo da força de arrasto, sofrida pelo veículo, representada pela linha vermelha, e a variação do módulo do empuxo propulsivo aplicado, representada pela linha azul, durante a passagem pelo perigeu. O eixo vertical da esquerda do gráfico representa a força aplicada em Newton e o eixo vertical da direita do gráfico representa o incremento de velocidade em m/s. Pode-se observar que, apesar da força propulsiva apresentar um sobresinal, o controlador consegue estabilizar o empuxo após certo tempo, e então a propulsão é desligada. Entretanto, para corrigir os desvios na posição do veículo (entre posição de referência e posição real) o propulsor ainda aplica alguns empuxos.

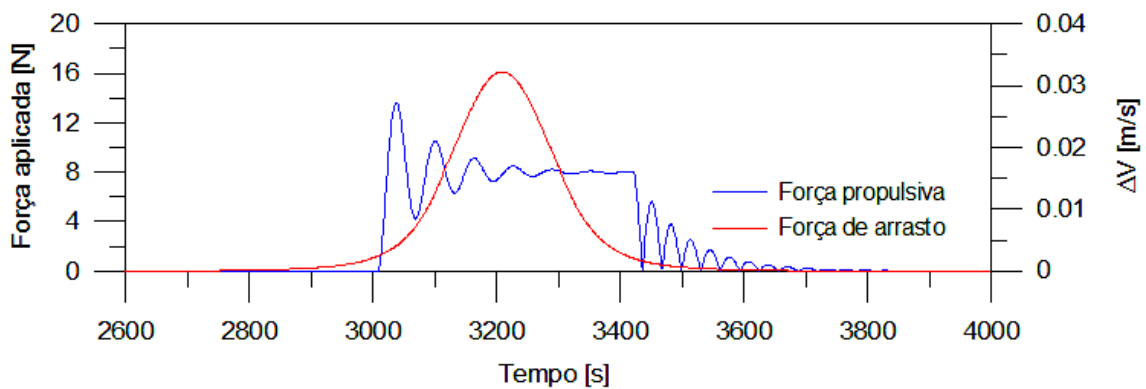


Figura 4.141 – Variação da força e incremento de velocidade (arrasto e propulsiva) durante passagem pelo perigeu.

As Figuras 4.142, 4.143 e 4.144 apresentam o desvio das componentes  $X$ ,  $Y$  e  $Z$  do vetor posição no momento em que o veículo está sendo submetido às forças de arrasto e propulsiva.

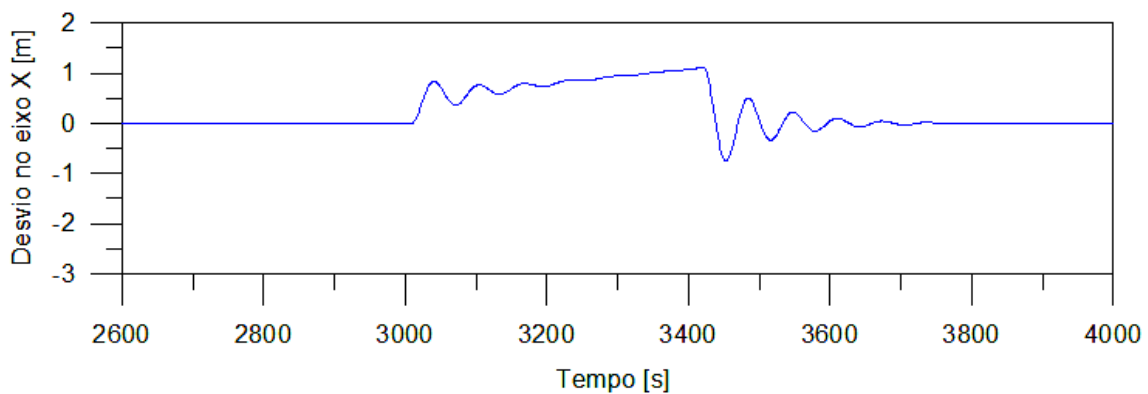


Figura 4.142 – Desvio da componente  $X$  do vetor posição durante passagem pelo perigeu.

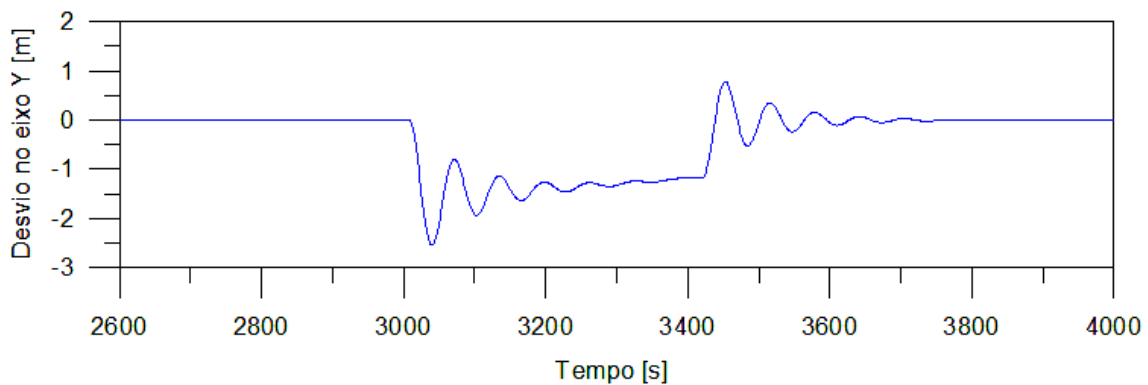


Figura 4.143 – Desvio da componente  $Y$  do vetor posição durante passagem pelo perigeu.

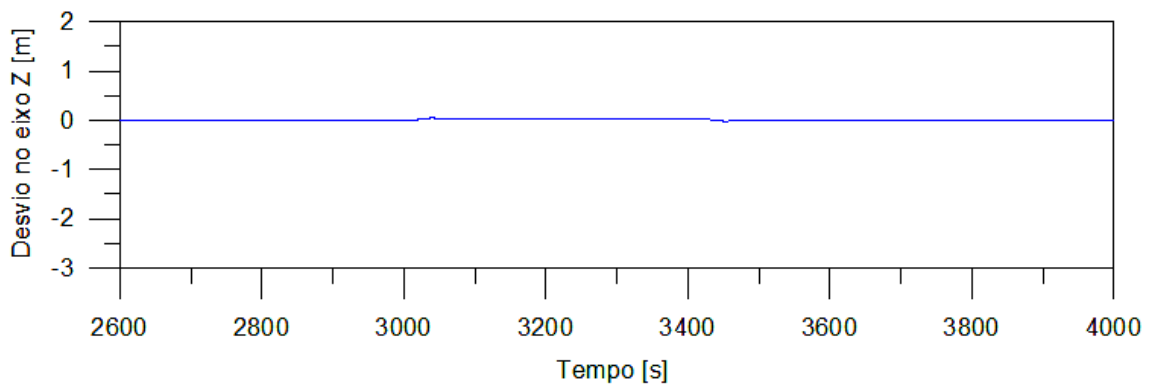


Figura 4.144 – Desvio da componente Z do vetor posição durante passagem pelo perigeu.

O desvio nas componentes X, Y e Z do vetor velocidade são apresentados pelas Figuras 4.145, 4.146 e 4.147.

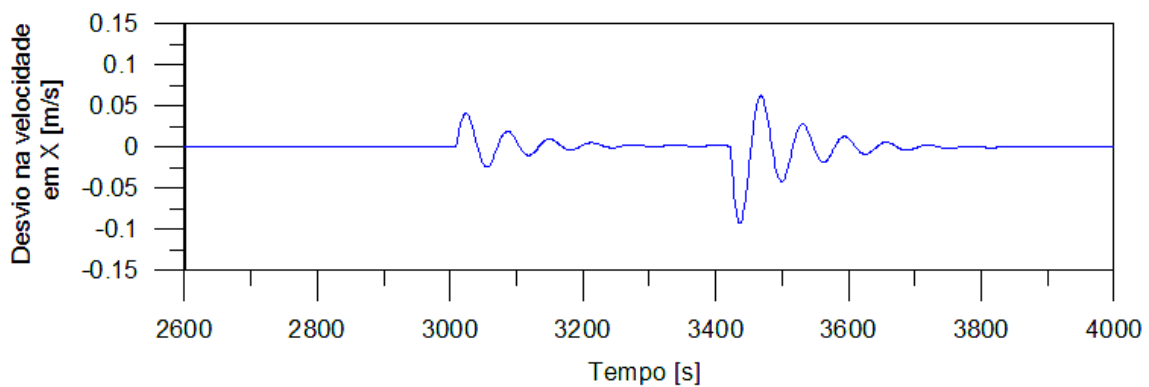


Figura 4.145 – Desvio da componente X no vetor velocidade durante passagem pelo perigeu.

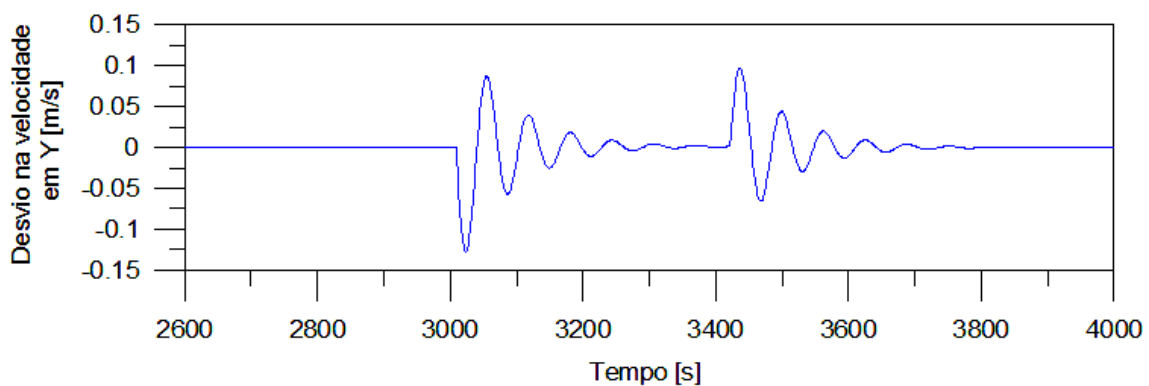


Figura 4.146 – Desvio da componente Y no vetor velocidade durante passagem pelo perigeu.

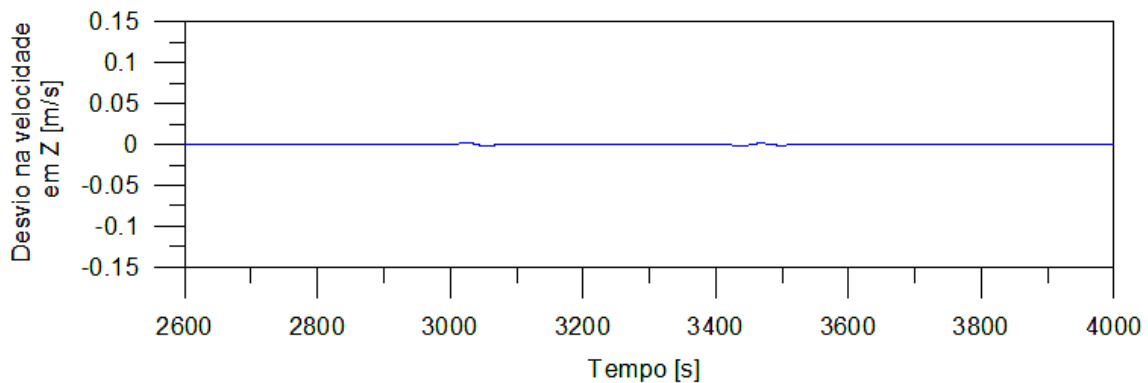


Figura 4.147 – Desvio da componente  $Z$  no vetor velocidade durante passagem pelo perigeu.

O desvio máximo na componente  $X$  do vetor posição foi de 1 metro, enquanto que a componente  $Y$  apresentou um desvio de aproximadamente 2,5 metros. O desvio na componente  $Z$  do vetor posição atingiu valores desprezíveis, assim como no desvio da componente  $Z$  do vetor velocidade. Interessante notar nos gráficos do desvio da velocidade que, no instante em que o propulsor é ligado, e depois no instante em que ele é desligado, ocorre um desvio na velocidade do veículo (regime transitório) que logo é eliminado pelo controlador. A amplitude máxima dos desvios na velocidade foi de aproximadamente 0,1 m/s.

As Figuras 4.148 e 4.149 mostram o desvio no semi-eixo maior e excentricidade, respectivamente. A amplitude do desvio no semi-eixo maior atingiu uma escala de aproximadamente 200 metros, enquanto que na excentricidade a amplitude foi da ordem de  $10^{-5}$ .

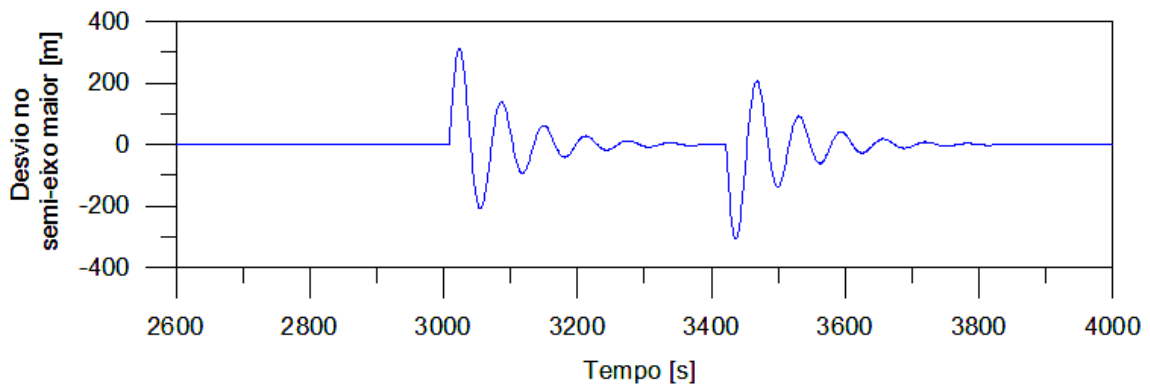


Figura 4.148 – Desvio no semi-eixo maior durante passagem pelo perigeu.

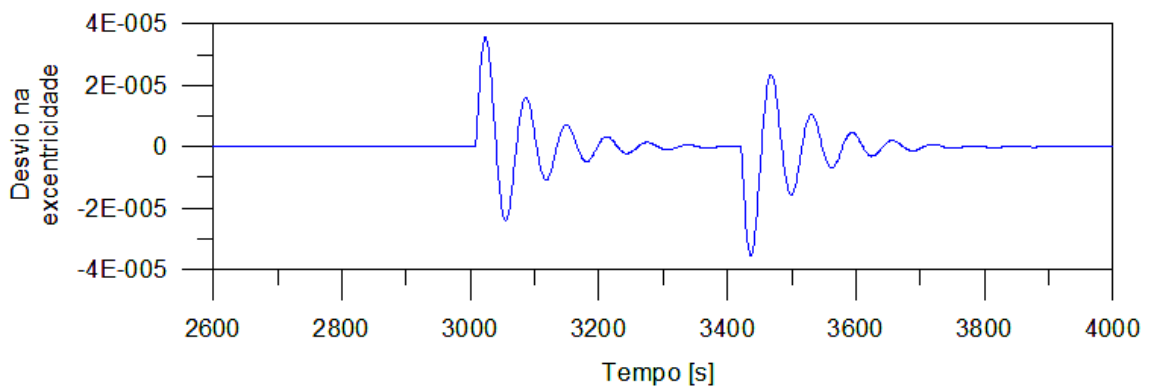


Figura 4.149 – Desvio na excentricidade durante passagem pelo perigeu.

As Figuras 4.150, 4.151 e 4.152, mostram o comportamento do erro e do sinal de controle, aplicados em cada eixo ( $X$ ,  $Y$  e  $Z$ ), durante a passagem do veículo pela região atmosférica.

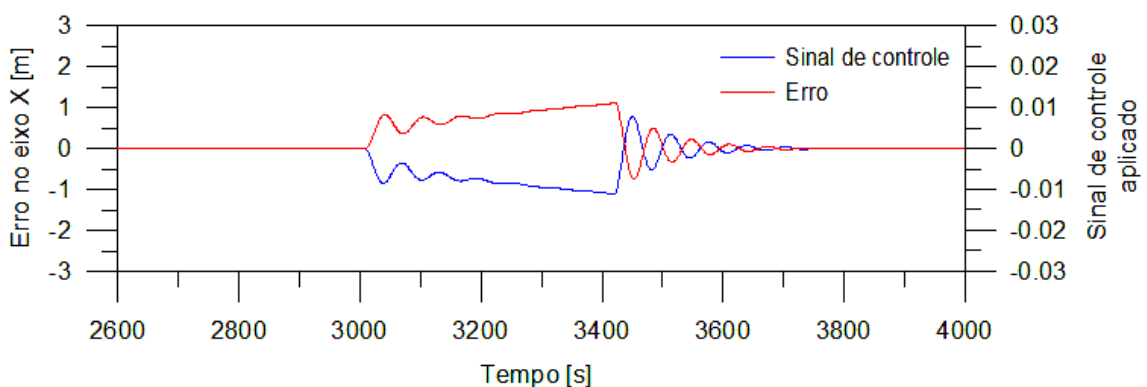


Figura 4.150 – Variação do erro e do sinal de controle aplicado no eixo  $X$  durante passagem pelo perigeu.

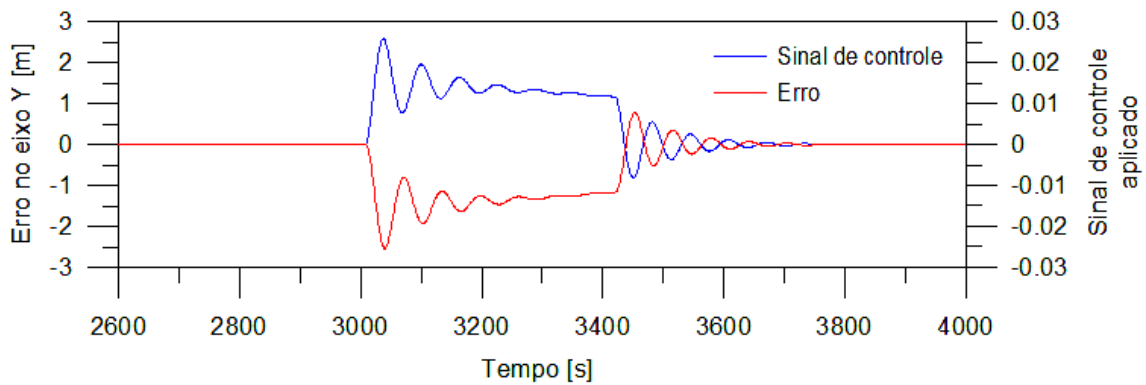


Figura 4.151 – Variação do erro e do sinal de controle aplicado no eixo Y durante passagem pelo perigeu.

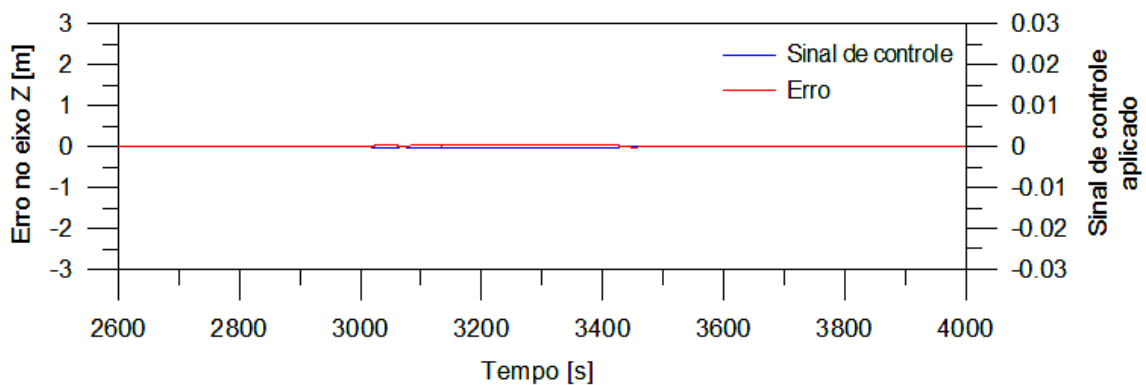


Figura 4.152 – Variação do erro e do sinal de controle aplicado no eixo Z durante passagem pelo perigeu.

Pode-se observar que as grandezas analisadas apresentam clara simetria. A linha azul representa o sinal de controle aplicado pelo controlador, que no caso é o empuxo propulsivo para corrigir o erro na posição do veículo, representado pela linha vermelha.

#### 4.10. Comparativo dos resultados obtidos entre manobras aeroassistidas e propulsivas

Como descrito anteriormente, para realizar uma manobra de redução de semi-eixo maior são utilizadas outras técnicas além de manobras aeroassistidas, tais como Hohmann e Bi-elíptica. A fim de evidenciar as vantagens e desvantagens de se utilizar as forças aerodinâmicas em uma transferência orbital, este tópico



irá mostrar um estudo comparativo, em termos de consumo de propelente e tempo de transferência, entre manobras aeroassistidas e propulsivas.

Nas simulações de manobras aeroassistidas apresentadas anteriormente, foi indicado o consumo de propelente e o tempo de transferência, necessários para a fase aerodinâmica. Para realizar tais manobras, foi utilizado propelente para corrigir o decaimento da altitude do perigeu (chamados neste trabalho de jatos propulsivos corretivos) e/ou para auxiliar na redução do semi-eixo maior, ou seja, jatos propulsivos aplicados no perigeu na mesma direção da força de arrasto. Além desse consumo, também há o gasto de combustível para retirar o veículo da órbita inicial e colocá-lo na órbita de transferência, e após a manobra, retirá-lo da órbita de transferência e inseri-lo na órbita final.

Nessa comparação, foi considerado o primeiro caso simulado, em que uma manobra de *aerobraking* foi realizada a fim de retirar o veículo de uma órbita geoestacionária e inseri-lo em uma órbita baixa (1.000 km). Jatos propulsivos corretivos foram utilizados nessa manobra. A Figura 4.153 mostra um gráfico comparativo do consumo de propelente entre manobras propulsivas (Hohmann e Bi-elíptica) e aeroassistida. O tempo necessário para se realizar a transferência orbital em cada manobra é mostrado na Figura 4.154.

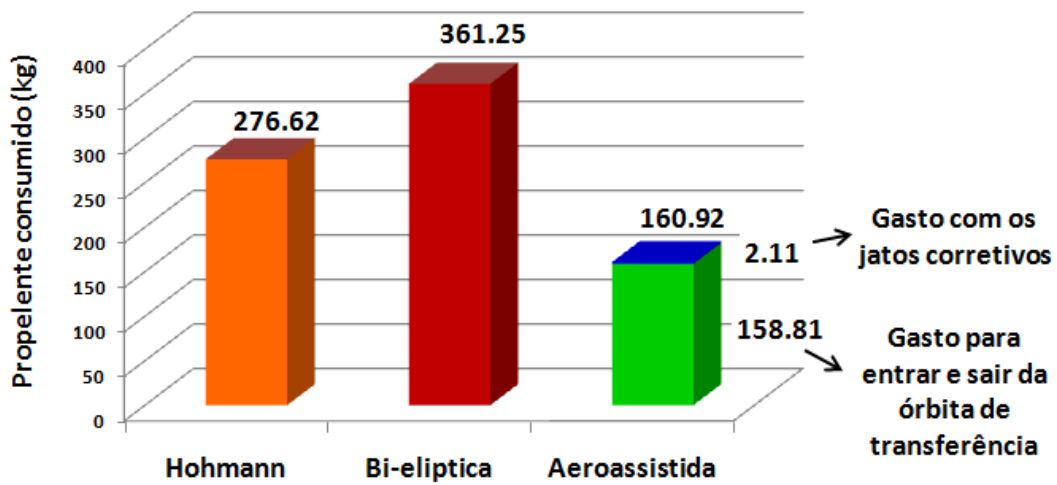


Figura 4.153 – Gráfico comparativo de propelente consumido entre manobras propulsivas e aeroassistidas.

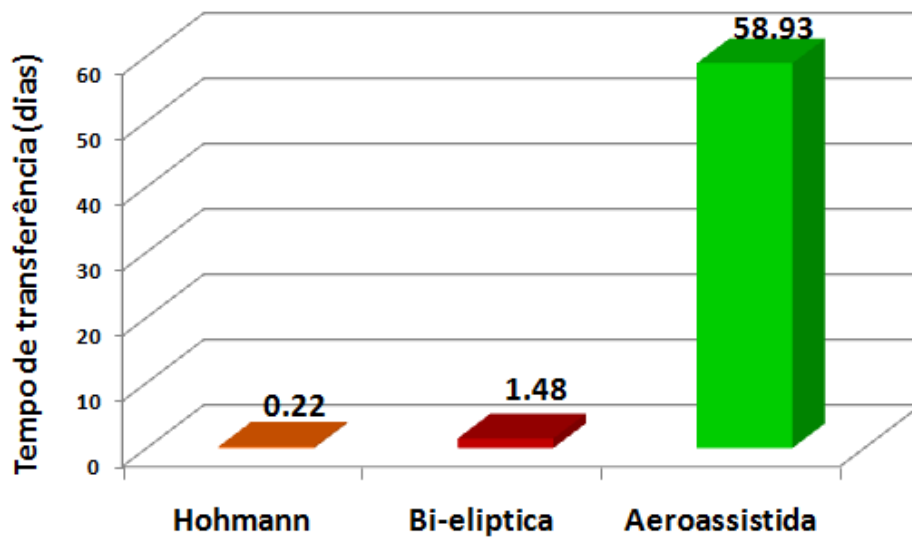


Figura 4.154 – Gráfico comparativo do tempo de transferência entre manobras propulsivas e aeroassistidas.

Para realizar a manobra especificada, a transferência de Hohmann, transferência Bi-elíptica e a manobra aeroassistida tiveram um consumo aproximado de 277, 361 e 161 kg de propelente, respectivamente. Pode-se observar que, a transferência Bi-elíptica foi a que apresentou o maior consumo para essa manobra. Esse resultado podia ser esperado pelo fato da razão

entre os raios das órbitas finais e iniciais ser menor do que 11,94. A manobra aeroassistida gastou 2,11 kg de propelente para corrigir o decaimento do perigeu e 158,81 kg para entrar e sair da órbita de transferência. A economia de combustível da manobra aeroassistida em relação à transferência de Hohmann foi de 116 kg, aproximadamente.

Portanto, em termos de consumo de propelente, a manobra aeroassistida se mostrou mais vantajosa para o problema em questão quando comparada às manobras propulsivas consideradas. Ao analisar-se o tempo de transferência necessário para realizar tal manobra, vê-se o valor do preço pago por essa economia de combustível. A manobra aeroassistida levou 58,93 dias para atingir a órbita final, enquanto que a transferência de Hohmann e a Bi-elíptica, exigiram tempos bem menores, 0,22 e 1,48 dias respectivamente. Considerou-se o caso ideal para o cálculo do tempo de transferência das manobras propulsivas, porém, quando se considera o caso real em que são aplicados empuxos de menor magnitude, devido às limitações do propulsor, e um determinado número de manobras propulsivas para atingir a órbita final, o tempo para se realizar a manobra aumenta.

A Figura 4.155 mostra um estudo comparativo entre manobras propulsivas (Hohmann e Bi-elíptica), aeroassistidas e sinérgicas. A manobra aeroassistida utiliza os jatos propulsivos apenas para entrar e sair da órbita de transferência e para corrigir o decaimento da altitude do perigeu. As manobras sinérgicas utilizam as forças aerodinâmicas para realizar a transferência e jatos propulsivos aplicados na direção oposta ao movimento durante a passagem pela atmosfera. Nesse estudo, foi considerado manobras sinérgicas com aplicação de jatos propulsivos de 5 N, 10 N e 15 N no perigeu. Vale ressaltar que, em ambas as manobras (aeroassistida e sinérgica), jatos propulsivos são aplicados no apogeu para correção do decaimento do perigeu. Considera-se que inicialmente o veículo está em uma órbita circular de 35.786,14 km de altitude e deseja-se transferi-lo a uma órbita

baixa. Então, o consumo de propelente é avaliado em função da altitude da órbita.

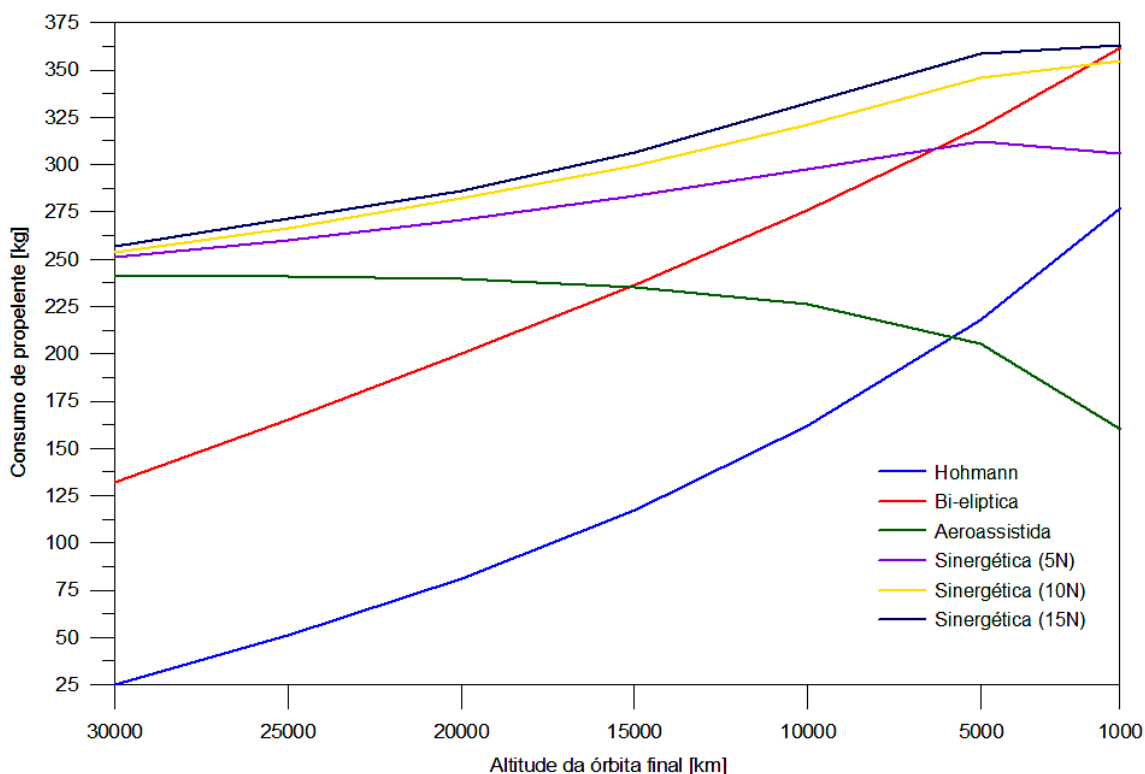


Figura 4.155 – Comparativo do consumo de propelente entre manobra propulsiva, aeroassistida e sinérgica em função de várias órbitas finais.

Pode-se observar no gráfico que manobras aeroassistidas são vantajosas, em termos de consumo de combustível, com uma transferência para altitude abaixo de 6.000 km aproximadamente. Acima desse valor, a transferência de Hohmann se torna uma opção mais interessante se tratando em economia de combustível. Esse resultado corrobora com aquele apresentado por Vinh e Hanson (1985), cujo trabalho demonstra que a razão entre o raio da órbita baixa e o raio do limite da atmosfera deve ser menor ou igual a 1,99 para que a transferência ótima, em termos de consumo de combustível, de uma órbita geoestacionária para uma órbita baixa, seja aquela que utiliza apenas as forças aerodinâmicas. Considerando a altitude da passagem pela atmosfera como sendo 115 km, valor adotado no caso simulado deste trabalho, a altitude da

órbita baixa deve, então, ser menor ou igual a 6.543 km, aproximadamente, para que a manobra aeroassistida seja mais vantajosa do que a transferência de Hohmann. Todas as manobras sinérgicas que foram simuladas apresentaram um consumo de combustível maior do que a manobra aeroassistida e de Hohmann. Interessante notar que a manobra sinérgica de 15 N apresentou uma diferença menor com relação à manobra de 10 N do que com relação à manobra de 5 N. A manobra sinérgica com aplicação de jatos de 5 N torna-se mais econômica, com relação à manobra Bi-elíptica, em transferências para altitudes abaixo de 7.000 km aproximadamente. A Figura 4.156 ilustra um estudo comparativo levando em consideração o tempo necessário para se realizar a transferência orbital. Os mesmos tipos de manobras são analisados.

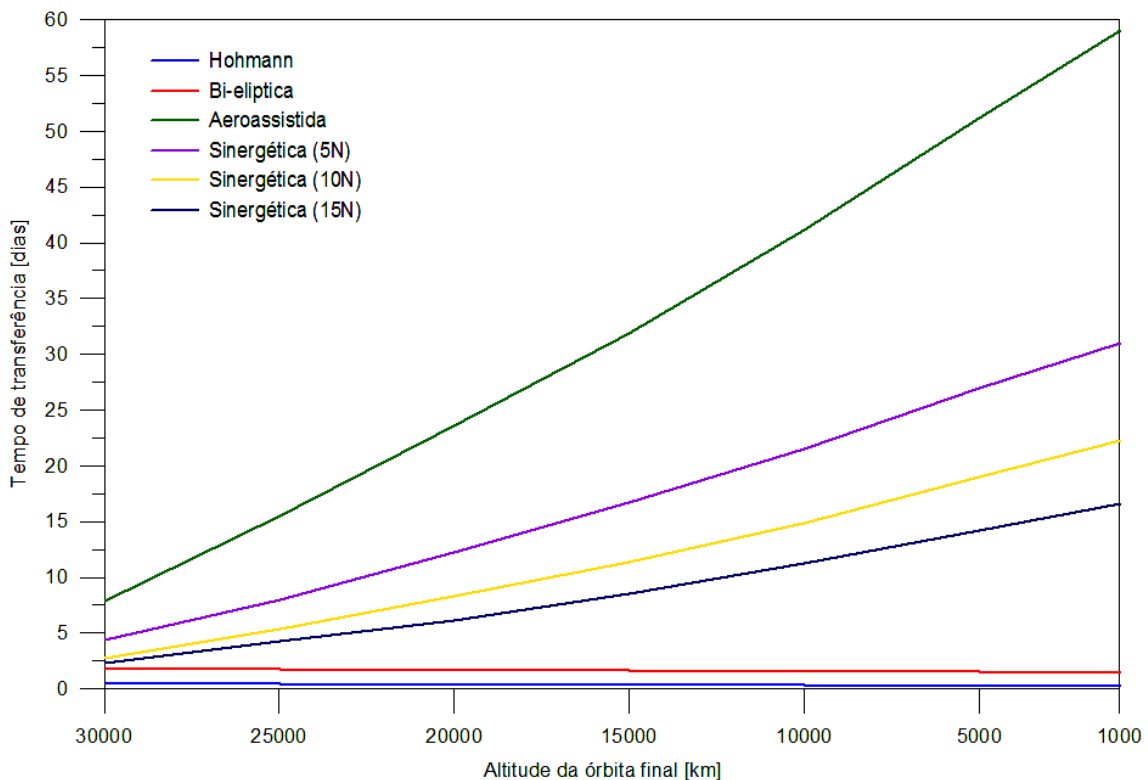


Figura 4.156 – Comparativo do tempo para transferência entre manobra propulsiva, aeroassistida e sinérgica em função de várias órbitas finais.

Aqui, pode-se ver a situação inversa ao gráfico anterior. A manobra aeroassistida apresenta o maior tempo de transferência entre todas as manobras e independente da altitude da órbita final. Como era esperado, observa-se que quanto maior a propulsão aplicada nas manobras sinérgicas, menor será o tempo de transferência. A manobra que apresentou o menor tempo de transferência orbital foi a de Hohmann, independente da altitude da órbita final, porém, deve-se levar em consideração que está sendo considerado o caso ideal para o cálculo do tempo de transferência, conforme comentado anteriormente.

## 5 COMENTÁRIOS E CONCLUSÕES

Atualmente, existem diversos estudos sobre o problema de transferir um veículo espacial entre duas órbitas, sejam elas coplanares ou não. Novos métodos de propulsão e novas técnicas de transferências estão sendo desenvolvida com o objetivo de se aumentar a eficiência de uma manobra. Vários são os requisitos de uma missão, e esses parâmetros influenciam diretamente na escolha do método a ser utilizado na transferência orbital do veículo. Porém, de forma geral, todos os projetistas de missões espaciais visam reduzir os custos orçamentários do projeto.

O foco deste trabalho foi realizar análises de missões espaciais envolvendo uma transferência aeroassistida. Para atingir tal objetivo, foi necessário desenvolver um programa capaz de simular as manobras aeroassistidas e também as propulsivas. A característica física do veículo é um fator que influencia significativamente os resultados de uma transferência aeroassistida. Contudo, a maioria dos trabalhos nessa área considera veículos capazes de suportar altas cargas térmicas provenientes da passagem por baixas altitudes na região atmosférica, tal como uma cápsula. Casos a serem citados, são os trabalhos desenvolvidos no INPE por Schulz (2001) e Guedes (1997), em que foi utilizado um veículo de formato cônico e nariz arredondado. No trabalho de Schulz (2001), foi considerada a passagem do veículo, na região atmosférica, em altitudes próximas a 80 km. Neste trabalho, considerou-se um veículo de formato mais aproximado aos satélites de observação da Terra convencionais, em que é utilizado um satélite de massa de 500 kg, cujo corpo é aproximado por um cubo, e composto por duas placas retangulares que poderiam desenvolver também a função de painéis solares. A fim de evitar as altas cargas térmicas provenientes da passagem atmosférica em baixas altitudes, foi adotada, nas simulações, uma altitude mínima de 100 km para realização da manobra aeroassistida. Em todas as simulações considerou-se que o veículo já se encontrava em órbita terrestre.

O veículo considerado é capaz de alterar o ângulo de ataque das placas aerodinâmicas, e assim mudar a magnitude das forças aerodinâmicas. Essa técnica foi utilizada por Bevilacqua e Romano (2008) com o objetivo de realizar manobras de *rendezvous*. A nova abordagem de se utilizar o controle das placas aerodinâmicas para realizar uma transferência orbital não foi encontrada na literatura, podendo ser considerada como uma nova contribuição. Considerou-se que o ângulo de rolamento é alterado pelo sistema de controle de atitude. O modelo atmosférico utilizado na determinação dos parâmetros atmosféricos foi o *U.S. Standard Atmosphere* versão de 1976 e 1962. Utilizou-se um sistema de controle PID para corrigir a trajetória do veículo durante a aplicação do empuxo ou alteração da placa aerodinâmica durante a manobra, e seu comportamento foi analisado ao longo do tempo.

Algumas simulações de diferentes casos foram realizadas e descritas no Capítulo 4. Basicamente foram apresentados os seguintes casos: redução do semi-eixo maior (*aerobraking*), mudança de plano, efeitos da variação dos ângulos aerodinâmicos, controle do ângulo de ataque durante uma transferência aeroassistida, manobra sinérgica e por fim a comparação de resultados entre manobras propulsivas e aeroassistida.

O primeiro caso apresentou a simulação de uma manobra aeroassistida para transferir o veículo de uma órbita geoestacionária para uma órbita baixa (altitude de 1.000 km) utilizando jatos propulsivos para corrigir o decaimento da altitude do perigeu. A altitude do perigeu inicial considerada foi de 115 km. As placas aerodinâmicas foram colocadas em posição perpendicular ao fluxo de moléculas (ângulo de ataque de 90 graus). Diversos resultados, fornecidos pelo simulador, foram apresentados, nesse caso e nos demais. Pode-se concluir que o sistema de controle atendeu as expectativas, pois conseguiu manter o erro residual no vetor de estado, sempre que o empuxo era aplicado, dentro de limites aceitáveis. Os jatos propulsivos corretivos permitiram que a altitude do perigeu ficasse dentro de um limite satisfatório ( $115 \text{ km} \pm 0,5 \text{ km}$ ), fazendo com



que o veículo não sofresse altas cargas térmicas durante a passagem pela região atmosférica. Esse caso pode ser comparado à missão do micro-satélite científico FBM, em que havia a necessidade de transferir o satélite de uma órbita geoestacionária para uma órbita baixa e manobras aeroassistidas poderiam ser utilizadas.

O segundo caso ostentou a mesma manobra, porém, não foram utilizados jatos propulsivos para corrigir o decaimento da altitude do perigeu. Foi possível observar que o objetivo foi atingido em um tempo menor daquele obtido no primeiro caso, porém, devido ao maior decaimento do perigeu (a altitude final do perigeu foi de 106 km) o veículo foi submetido a uma maior carga térmica. É de se concluir que ambos os casos foram satisfatórios em nível de redução de semi-eixo maior, porém o decaimento do perigeu irá influenciar na quantidade de massa de material termoprotetor necessária. Portanto, deve-se atentar ao fato de que a economia em quantidade de combustível deve ser maior do que o aumento em material para proteção térmica necessário para a realização da manobra aeroassistida.

O terceiro caso deixou evidente a influência da altitude do perigeu para uma manobra de redução de semi-eixo maior. A simulação foi realizada para altitude de 102 a 120 km com uma variação de 2 km. Alguns resultados como o decaimento do apogeu e perigeu, força de arrasto e fluxo de calor foram apresentados. Com esses resultados foi possível concluir que na faixa de 110 a 120 km, o veículo sofre uma força de arrasto de uma magnitude não tão severa à estrutura do veículo ao mesmo tempo em que permite obter significativas variações nos elementos orbitais desejados.

Os três casos seguintes apresentaram um estudo similar ao anterior, mas com o objetivo de alterar a inclinação da órbita. Nesses estudos, a simulação foi realizada para três condições diferentes de ângulos de ataque: 32, 45 e 53 graus. A variação obtida na inclinação, com uma altitude do perigeu de 115 km,

para o ângulo de ataque que fornece a máxima força de sustentação (53 graus) foi de 0,69 graus em um período de 30 dias. Quando se observa o estudo do efeito da variação do perigeu nos elementos orbitais, pode-se observar que é possível obter uma variação na inclinação de até 1,4 graus, aproximadamente, na altitude de 102 km em um período de somente 2 dias. Assim, se deduz que não é possível obter grandes variações na inclinação em passagens pela atmosfera superior (de 110 a 120 km), onde as forças aerodinâmicas e a carga térmica são menores. Contudo, pode ser que haja a necessidade da correção do plano orbital do veículo espacial em pequenas magnitudes. Assim a utilização das forças aerodinâmicas pode tornar-se uma estratégia interessante.

Foi comentado durante os capítulos que cada conjunto de ângulo aerodinâmico (ângulo de ataque e rolamento) fornece uma determinada alteração nos elementos orbitais e nas condições do veículo. Assim, o sétimo caso visou avaliar os efeitos dos ângulos aerodinâmicos. Os gráficos tridimensionais de superfície, gerados pelo simulador de manobras aeroassistidas, fornecem importantes informações ao projetista da missão para definir, antecipadamente, a configuração de ângulos a serem adotadas pelo veículo para produzir as variações desejadas nos elementos orbitais.

O oitavo caso simulado apresentou a situação em que é necessário manter uma determinada força aerodinâmica (arrasto ou sustentação) constante. Para atingir esse objetivo, o sistema de controle das placas aerodinâmicas foi obrigado a variar o ângulo de ataque cujos gráficos foram apresentados no respectivo capítulo. Um resultado interessante obtido nessa simulação foi o aumento da razão entre a força de sustentação e arrasto durante a passagem pela região atmosférica. Assim, essa abordagem de comandar o ângulo de ataque das placas aerodinâmicas pode tornar-se uma estratégia útil em algumas missões espaciais.

Foram simuladas, também, manobras sinérgicas em que jatos propulsivos são aplicados no perigeu, na direção da força de arrasto, a fim de aumentar a taxa de decaimento do apogeu. A magnitude dos jatos foi variada de 1 a 20 N, e o efeito nos elementos orbitais foram observados. Esse tipo de informação se torna útil quando um limite de tempo de transferência é uma restrição da missão. Além desses resultados, também foi apresentado o comportamento do sistema de controle quando os jatos propulsivos são aplicados. Concluiu-se que o desempenho do sistema de controle foi satisfatório, pois conseguiu corrigir os desvios no vetor de estado (posição e velocidade) e dos elementos keplerianos.

O último caso mostrou uma comparação de resultados entre manobras aeroassistidas, manobras propulsivas convencionais (transferência de Hohmann e transferência Bi-elíptica), e manobras sinérgicas, para realizar uma redução de semi-eixo maior. O maior consumo de propelente em uma manobra aeroassistida, tal como proposta, está associado à colocação e retirada do veículo na órbita de transferência. Os gastos associados com a correção do decaimento do perigeu são de pequena magnitude. Esses últimos resultados evidenciaram que uma transferência aeroassistida é mais vantajosa em termos de consumo de propelente quando a altitude da órbita final é menor do que 6.000 km, para o caso considerado, e quando o tempo de transferência não é uma restrição, pois se gasta um tempo considerável para realizar tal manobra.

Este trabalho não teve como objetivo modelar os sensores e atuadores com suas características específicas, embora o simulador desenvolvido permita perfeitamente que as características e modelos de cada dispositivo sejam incluídas. Esses dispositivos foram abordados, neste trabalho, como elementos que são excitados por um sinal de entrada e fornecem uma resposta em função de suas características paramétricas e funcionais.

Somente algumas simulações foram apresentadas neste trabalho. Todavia, o simulador desenvolvido (SAMS) permite uma grande abrangência de estudo. As simulações realizadas provaram que o problema de realizar manobras aeroassistidas, independente dos objetivos, é fortemente dependente das condições iniciais das órbitas inicial e final, características físicas do veículo, tais como massa, dimensões e configuração dos ângulos aerodinâmicos e ainda das condições atmosféricas. Entretanto, de forma geral, as manobras aeroassistidas se mostram mais vantajosas em termos de economia de combustível do que as manobras totalmente propulsivas. Em alguns casos, as manobras sinérgicas podem se tornar uma interessante opção para o analista da missão. Concluiu-se também que a utilização do sistema de controle de trajetória em malha fechada foi fundamental para o sucesso das simulações, sem o qual não seria possível eliminar os erros residuais na trajetória de forma tão eficiente.

O desfecho dessa conclusão é que fica ao critério do projetista da missão a responsabilidade de analisar a viabilidade de se utilizar uma manobra aeroassistida, tal como proposta, para realizar uma transferência orbital, levando em consideração os requisitos da missão. O material disponibilizado nesta dissertação pretende atuar como uma ferramenta para o projetista.

### **5.1. Trabalhos futuros**

As missões de manobras aeroassistidas precisam sintetizar muitas áreas diferentes, como guiagem, navegação e controle, aerodinâmica, aerotermodinâmica, estrutura, sistema de proteção térmica e projetos do veículo. Todas elas contribuem para melhoria do desempenho do veículo, massa final e custos da missão (MUNK; POWELL, 2000). Em função disso, várias linhas de pesquisa podem ser adotadas nessa área. Abaixo, seguem algumas propostas para trabalhos futuros:

- a. Considerar nas simulações diferentes formatos de veículos, dimensões do corpo e das placas aerodinâmicas, massas, e outros modelos atmosféricos;
- b. Considerar outras órbitas e manobras em torno de outros planetas;
- c. Utilizar um modelo atmosférico dinâmico;
- d. Utilizar modelos reais para os sensores e atuadores considerando as especificações técnicas;
- e. Considerar outras perturbações de órbita, tais como: pressão de radiação solar, perturbação devido a um terceiro corpo, entre outras;
- f. Considerar o caso em que as placas aerodinâmicas atuam de forma independente, e analisar os efeitos do torque aerodinâmico no sistema de controle de atitude e órbita;
- g. Corrigir desvios na atitude do veículo, ou alterar o ângulo de rolamento, por meio do controle das placas aerodinâmicas;
- h. Adaptar o modelo para simular manobras de *rendezvous* por meio do controle das placas aerodinâmicas durante passagem pela atmosfera superior;
- i. Utilizar modelos que contemplem a variação do centro de gravidade do veículo em decorrência do consumo de massa de propelente;
- j. Efetuar uma análise mais profunda nas questões térmicas do veículo, como a variação da temperatura da estrutura do veículo durante a passagem atmosférica.



## REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ARMELLIN, R.; LAVAGNA, M. Multidisciplinary optimization of aerocapture maneuvers. **Journal of Artificial Evolution and Applications**, v. 2008, p.1-13, 2008.

BÉREND, N.; BERTRAND, S.; JOLLY, C. Optimization method for mission analysis of aeroassisted orbital transfer vehicles. **Aerospace Science and Technology**, v. 11, p. 432-441, Jan. 2007.

BEVILACQUA, R.; ROMANO, M. Rendezvous maneuvers of multiple spacecraft using differential drag under J2 perturbation. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics**, v. 31, n. 06, p. 1595-1607, Nov.-Dec. 2008.

BOGOSSIAN, O. L. **Aerobraking experiment mission analysis justification file**. (Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2010). Comunicação pessoal.

BRAUN, R. D.; SUIT, W. T. Aeroassisted orbit transfer vehicle trajectory analysis. **NASA Technical Memorandum**, n. 89138, p. 1-21, Jan. 1988.

BREZUN, E.; BONDIVENNE, G.; KELL, P. Aerobraking design and study applied to CNES microsatellite product line. In: INTERNATIONAL SYMPOSIUM OF SMALL SATELLITES SYSTEMS AND SERVICES, 5., 2000, La Baule, France. **Proceedings...** Paris: CNES, 2000. p. 673-680.

BROWN, C. D. **Spacecraft mission design**. 1. ed. Washington DC. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. 187 p. ISBN(1-56347-041-1).

CARRARA, V. Aerodinâmica de satélites artificiais. In: PRADO, A. F. B.; KUGA, H. K. (Ed.). **Fundamentos de tecnologia espacial**. São José dos Campos: INPE, 2001. cap. 13, p. 198-209. ISBN(85-17-00004-8).

CHOBOTOV, V. A. **Orbital mechanics**. 3. ed. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002. 460 p. ISBN(1-56347-537-5).

COSTA FILHO, A. C. **Análise do acoplamento entre o controle de atitude e de trajetória durante manobras orbitais de empuxo contínuo**. 2010. 135 p. (INPE-16711-TDI/1650). Dissertação (Mestrado em Mecânica Espacial e Controle) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos. 2010.

DUPUY, C.; LE COULS, O. Gossamer technology to deorbit LEO non-propulsion fitted satellite. In: AEROSPACE MECHANISMS SYMPOSIUM, 40., 2010, Cocoa Beach, Florida. **Proceedings...** Florida: NASA, 2010. p. 301-308.

FERREIRA, L. D. D. **Controle de satélites por aletas estabilizadoras**. 1983. (INPE-2889-TDL/145). Tese (Doutorado em Mecânica Espacial e Controle) - Instituto de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos. 1983

FERREIRA, L. D. **Formulação analítica para o problema da interação da dinâmica de reentrada com efeitos de flexibilidade e vibração em veículos aeroespaciais**. 235 p. (INPE-4963-TDL/392). Dissertação (Mestrado em Ciência Espacial) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 1989.

FURLAN, B. M. P. **Estudos diversos aplicáveis ao projeto franco-brasileiro**. (INPE-6827-NTC/308). Publicação Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 1998.



GILMORE, D. G. **Satellite thermal control handbook**. 1. ed. El Segundo, California: The Aerospace Corporation Press, 1994.

GUEDES, U. T. V. **Análise de dispersão da trajetória de reentrada em relação ao ponto de pouso, utilizando sistema geocêntrico inercial e manobras laterais**. 142 p. Tese (Doutorado em Mecânica Espacial e Controle) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 1997.

HINCKEL, J. N. Propulsão de satélites. In: PRADO, A. F. B.; KUGA, H. K. (Ed.). **Fundamentos de tecnologia espacial**. São José dos Campos: INPE, 2001. cap. 9, p. 127-132. ISBN(85-17-00004-8).

HIPKINS, D. **Precision drag-free and attitude control simulation for STEP and future missions**. Bremen, Germany, 2009. Space-based research in gravitational and quantum physics international workshop, 4., September 21-24 2009.

JESUS, A. D. C. de, **Análise de manobras orbitais com propulsão contínua sujeita a erros no vetor empuxo**. Tese (Doutorado em Mecânica Espacial e Controle) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 2000.

JOLLEY, P. R.; WITHMORE, S. A.; Aerodynamic and propulsion assisted maneuvering for orbital transfer vehicles. In: Responsive Space Conference, 5, 2007, Los Angeles, CA. **Proceedings...** Reston, VA: AIAA, 2007. p. 1-39.

KING-HELE, D.G. **Satellite orbits in an atmosphere: theory and applications**. Glasgow: Bell & Bain, 1987. 291 p. ISBN(0-216-92252-6).

KUGA, H.K.; MEDEIROS, V.M.; CARRARA, V. **Cálculo recursivo da aceleração do geopotencial**. (INPE-2735-RPE/433). Publicação Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE). São José dos Campos, 1983.

KUGA, H. K. **Reformulação computacional do modelo de jacchia-roberts para a densidade atmosférica**. (INPE-3691-RPE/493). Publicação Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 1985.

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

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

KUGA, H. K., RAO, K. R., CARRARA, V. **Introdução à mecânica orbital**. 2. ed. São José dos Campos: INPE, 2008. 68 p. (INPE-5615-PUD/064).

KUMAR, M.; TEWARI, A. Trajectory and attitude simulation for aerocapture and aerobraking. **Jornal of Spacecraft and Rockets**, v. 42, n. 04, p. 684-693, July-August 2005.

LOPES, I. M. L. **Controle de atitudes de satélites rígido-flexíveis usando a otimização extrema generalizada com abordagem multi-objetivo**. 2008. 120 p. (INPE-15384-TDI/1403). Dissertação (Mestrado em Mecânica Espacial e Controle) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 2008.

MARCELINO, E. W. **Controle de trajetória orbital em manobras de empuxo contínuo de longo prazo**. 2009. 186 p. (INPE-15757-TDI/1500). Dissertação (Mestrado em Mecânica Espacial e Controle) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos. 2009.

MAREC, J. P. **Optimal Space Trajectories**. Amsterdam, Netherlands: Elsevier, 1979. 329 p. ISBN(0-444-41812-1).

MARCHAL, C., Transferts Optimaux Entre Orbites Elliptiques Coplanaires (Durée Indifférente). **Acta Astronautica**, v. 11, n. 6, p. 432-435, Nov.-Dec. 1965.

MIELE, A. Recent advances in the optimization and guidance of aeroassisted orbital transfers. **Acta Astronautica**, v. 38, n. 10, p. 747-768, May 1996.

MUNK, M. M.; POWELL, R. W. Aeroassisted technology planning for exploration. **Advances in Aeronautical Sciences**, v. 105, n. 2, p. 1073-1084, 2000.

MURPHY, G. O.; SUIT, W. T. An analysis of the effect of aeroassist maneuvers on orbital transfer vehicle performance. **NASA Technical Memorandum**, n.89117, p. 1-21, Sep. 1987.

NAIDU, D. S.; HIBEY, J. L.; CHARALAMBOUS, C. Fuel-optimal trajectories for aeroassisted coplanar orbital transfer problem. **IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems**, v. 26, n. 02, p. 374-381, Mar. 1990.

OGATA, K. **Engenharia de controle moderno**. 4. ed. São Paulo, Brasil: Pearson Prentice Hall, 2003. 788 p. ISBN(85-87918-23-0).

PILCHOWSKI, H. Sensores e atuadores. In: PRADO, A. F. B.; KUGA, H. K. (Ed.). **Fundamentos de tecnologia espacial**. São José dos Campos: INPE, 2001. cap. 4, p. 50-64. ISBN(85-17-00004-8).

PRADO, A. F. A. Transferência de órbita com aplicações a trajetórias interplanetárias. In: PRADO, A. F. B.; KUGA, H. K. (Ed.). **Fundamentos de tecnologia espacial**. São José dos Campos: INPE, 2001. cap. 12, p. 170-197. ISBN(85-17-00004-8).

REGAN, F. J., ANANDAKRISHNAN, S. T. **Dynamics of atmosphere re-entry**. 1. ed. Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1993. 588 p.

ROCCO, E. M. **Transferências orbitais bi-impulsivas com limites de tempo**. 168 p. (INPE-6676-TDI/626). Dissertação (Mestrado em Mecânica Espacial e Controle) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 1997.

ROCCO, E. M. **Manutenção orbital de constelações simétricas de satélites utilizando manobras impulsivas ótimas com vínculo de tempo**. 2002. Tese (Doutorado em Mecânica Espacial e Controle) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos. 2002.

ROCCO, E. M. **Tools for analysis and simulation of spacecraft trajectories in keplerian orbit**. Bremen: Center of Applied Space Technology and Microgravity ZARM. University of Bremen, Germany, 2006. Relatório técnico.

ROCCO, E. M. **Perturbed orbital motion with a PID control system for the trajectory**. Águas de Lindóia, 2008. XIV Colóquio Brasileiro de Dinâmica Orbital, 2008a,

ROCCO, E. M. **The earth albedo model**. Bremen, Germany: Center of Applied Space Technology and Microgravity (ZARM), 2008b. 91 p. (Technical Report FLK-ENV-RP-ZAR-001).

ROCCO, E. M. **Analysis of the deviations of the trajectory due to the terrestrial albedo applied to some scientific missions**. Genova, Italy, 2008. International Conference on Mathematical Problems in Engineering, Aerospace and Sciences, 2008c.

ROCCO, E. M. **Earth albedo evaluation and analysis of the trajectory deviation for some drag-free missions**. Bauru, SP, 2009. 8<sup>th</sup> Brazilian Conference on Dynamics, Control and Applications, May 18-22, 2009.

ROCCO, E. M. Evaluation of the terrestrial albedo applied to some scientific missions. **Space Science Reviews**, v. 151, n. 1-3, p. 135-147, Jan. 2010.

ROCCO, E. M.; MARCELINO, E. W.; PRADO, A. F. B. A. **Closed loop control system applied to transfer maneuvers using continuous thrust**. São José dos Campos, Brazil, 2010. International Conference on Mathematical Problems in Engineering, Aerospace and Sciences, Jun. 30 – Jul. 3, 2010a.

ROCCO, E. M.; MARCELINO, E. W.; PRADO, A. F. B. A.; KUGA, H. K. **Closed loop control system applied to Earth – Moon transfer maneuver using continuous thrust**. Bremen, Germany, 2010. 3<sup>th</sup> Scientific Assembly of the Committee on Space Research, Jul. 18-25, 2010b.

SCHULZ, W. **Estudo de transferências orbitais incluindo manobras aeroassistidas**. 2001. 178 p. (INPE-8476-TDI/776). Tese (Doutorado em Mecânica Espacial e Controle) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 2001.

SHTERNFELD, A. **Soviet space science**. New York: Basil Books, 1959, p. 109-111.

SILVA, W. C. C. Movimento Orbital. In: PRADO, A. F. B.; KUGA, H. K. (Ed.). **Fundamentos de tecnologia espacial**. São José dos Campos: INPE, 2001. cap. 1, p. 9-24. ISBN(85-17-00004-8).

SOUZA, F. L. **Otimização extrema generalizada**: um novo algoritmo estocástico para o projeto ótimo. 2002. 144 p. (INPE-9564-TDI/836). Tese (Doutorado em Computação Aplicada) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 2002.

SOUZA, M. L. O. Sistemas de controle de atitude e de órbita. In: PRADO, A. F. B.; KUGA, H. K. (Ed.). **Fundamentos de tecnologia espacial**. São José dos Campos: INPE, 2001. cap. 10, p. 133-136. ISBN(85-17-00004-8).

TARTABINI, P. V.; MUNK, M. M.; POWELL, R. W. Development and evaluation of an operational aerobraking strategy for mars odyssey. **Journal of Spacecraft and Rockets**, v. 42, n. 03, p. 423-434, May-Jun. 2005.

TEWARI, A. **Atmospheric and space flight dynamics**: modeling and simulation with MATLAB<sup>®</sup> and simulink<sup>®</sup>. 1. ed. New York, USA: Birkhäuser Boston, 2007. 556 p. ISBN(0-8176-4373-7).

VINH, N. X., BUSEMANN, A., CULP, R. D. **Hypersonic and planetary entry flight mechanics**. Amsterdam: Elsevier, 1970. 357 p.

VINH, N. X. **Optimal trajectories in atmospheric flight**. Amsterdam: Elsevier, 1981. 402 p.

VINH, N. X.; HANSON, J. M. Optimal aeroassisted return from high earth orbit with plane change. **Acta Astronautica**, v. 12, n.1, p. 11-25, 1985.

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

WERTZ, J. R. **Space mission analysis and design**. 3. ed. El Segundo, California: Microcosm Press, 2005. 987 p.

WIKIPEDIA. **Aerobraking**. Disponível em:

<http://en.wikipedia.org/wiki/Aerobraking> Acesso em: 23 dez. 2010.





## **GLOSSÁRIO**

<b>clock</b>	Em eletrônica e especialmente em circuitos digitais síncronos, o clock é um sinal usado para coordenar as ações de dois ou mais circuitos eletrônicos.
<b>dextrógiro</b>	Significa com rotação para a direita. Em matemática, o sistema de referência que cumpre a regra da mão direita.
<b>docking</b>	É o processo de unir um veículo espacial ou um módulo a outro.
<b>módulo</b>	Unidade de um todo composto de outras unidades semelhantes.
<b>motor de passo</b>	Tipo de motor elétrico usado quando algo tem que ser posicionado muito precisamente ou rotacionado em um ângulo exato.
<b>propelente</b>	Explosivo ou material combustível.
<b>rendezvous</b>	Manobra orbital utilizada para interceptação de dois veículos espaciais.
<b>sinérgica</b>	Ação conjunta de vários agentes visando a um resultado melhor que o de ações isoladas.



## APÊNDICE A – CÓDIGO COMPUTACIONAL DOS PARÂMETROS ATMOSFÉRICOS TERRESTRES

O código *atmosphere.m* fornecido a seguir foi empregado neste trabalho para calcular os parâmetros atmosféricos nas altitudes de 0 a 2.000 km. Esse modelo foi implementado por Tewari (2007) e segue a convenção do modelo *U.S. Standard Atmosphere* versões de 1962 e 1976. O modelo fornece os seguintes parâmetros atmosféricos: temperatura molecular, densidade atmosférica, velocidade do som, número de Mach, coeficiente de viscosidade dinâmica, número de Prandtl, número de Knudsen, parâmetro do regime de fluxo, número de Reynolds e coeficiente de condutividade térmica. O programa foi escrito em linguagem *Matlab / Simulink*<sup>®</sup>.

```
function Y = atmosphere(h, vel, CL)
```

```
R = 287;
```

```
go = 9.806;
```

```
Na = 6.0220978e23;
```

```
sigma = 3.65e-10;
```

```
S = 110.4;
```

```
Mo = 28.964;
```

```
To = 288.15;
```

```
Po = 1.01325e5;
```

```
re = 6378.14e3;
```

```
Beta = 1.458e-6;
```

```
gamma = 1.405;
```

```
B = 2/re;
```

```
layers = 21;
```

```
Z = 1e3*[0.00; 11.0191; 20.0631; 32.1619; 47.3501; 51.4125;
```

```
71.8020; 86.00; 100.00; 110.00; 120.00; 150.00; 160.00; 170.00; 190.00;
```

```
230.00; 300.00; 400.00; 500.00; 600.00; 700.00; 2000.00];
```

```
T = [To; 216.65; 216.65; 228.65; 270.65; 270.65; 214.65; 186.946;
```

```

210.65; 260.65; 360.65; 960.65; 1110.60; 1210.65; 1350.65; 1550.65;
1830.65; 2160.65; 2420.65; 2590.65; 2700.00; 2700.0];
M = [Mo; 28.964; 28.964; 28.964; 28.964; 28.964; 28.962; 28.962; 28.880;
28.560; 28.070; 26.920; 26.660; 26.500; 25.850; 24.690;
22.660; 19.940; 17.940; 16.840; 16.170; 16.17];
LR = [-6.5e-3; 0; 1e-3; 2.8e-3; 0; -2.8e-3; -2e-3;
1.693e-3; 5.00e-3; 1e-2; 2e-2; 1.5e-2; 1e-2; 7e-3; 5e-3; 4e-3;
3.3e-3; 2.6e-3; 1.7e-3; 1.1e-3; 0];
rho0 = Po/(R*To);
P(1) = Po;
T(1) = To;
rho(1) = rho0;
for i = 1:layers
    if ~(LR(i) == 0)
        C1 = 1 + B*( T(i)/LR(i) - Z(i) );
        C2 = C1*go/(R*LR(i));
        C3 = T(i+1)/T(i);
        C4 = C3^(-C2);
        C5 = exp( go*B*(Z(i+1)-Z(i))/(R*LR(i)) );
        P(i + 1) = P(i)*C4*C5;
        C7 = C2 + 1;
        rho(i + 1) = rho(i)*C5*C3^(-C7);
    else
        C8 = -go*(Z(i+1)-Z(i))*(1 - B*(Z(i + 1) + Z(i))/2)/(R*T(i));
        P(i+1) = P(i)*exp(C8);
        rho(i+1) = rho(i)*exp(C8);
    end
end
for i = 1:21
    if h < Z(i+1)

```

```

if ~(LR(i)== 0)
  C1 = 1 + B*( T(i)/LR(i) - Z(i) );
  TM = T(i) + LR(i)*(h - Z(i));
  C2 = C1*go/(R*LR(i));
  C3 = TM/T(i);
  C4 = C3^(-C2);
  C5 = exp( B*go*(h - Z(i))/(R*LR(i)) );
  PR = P(i)*C4*C5;
  C7 = C2 + 1;
  rhoE = C5*rho(i)*C3^(-C7);
else
  TM = T(i);
  C8 = -go*(h - Z(i))*(1 - (h + Z(i))*B/2)/(R*T(i));
  PR = P(i)*exp(C8);
  rhoE = rho(i)*exp(C8);
end
MOL = M(i) + ( M(i+1)-M(i) )*( h - Z(i) )/( Z(i+1) - Z(i) );
TM = MOL*TM/Mo;
asound = sqrt(gamma*R*TM);
MU = Beta*TM^1.5/(TM + S);
KT = 2.64638e-3*TM^1.5/(TM + 245.4*10^(-12/TM));
Vm = sqrt(8*R*TM/pi);
m = MOL*1e-3/Na;
n = rhoE/m;
F = sqrt(2)*pi*n*sigma^2*Vm;
L = Vm/F;
Mach = vel/asound;
T0 = TM*(1 + (gamma - 1)*Mach^2/2);
MU0 = Beta*T0^1.5/(T0 + S);
RE0 = rhoE*vel*CL/MU0;
RE = rhoE*vel*CL/MU;

```

```
Kn = L/CL;  
Kno = 1.25*sqrt(gamma)*Mach/RE0;  
if Kn >= 10  
    d = 1;  
elseif Kn <= 0.01  
    d = 2;  
else  
    d = 3;  
end  
Y = [TM; rhoE; Mach; Kn; asound; d; PR; MU; RE];  
return;  
end  
end
```

## APÊNDICE B – ARQUITETURA DO SIMULADOR DE MANOBRAS AEROASSISTIDAS (SAMS) NO *SIMULINK*<sup>®</sup>.

A seguir, serão apresentados os modelos que compõem o simulador SAMS desenvolvido em ambiente de modelagem e simulação *Matlab/Simulink*<sup>®</sup>. A nomenclatura dos modelos segue o fluxograma da Figura 3.7 apresentada no Capítulo 3.

### B.1 Arquitetura geral do simulador

A Figura B.1 ilustra a arquitetura geral do simulador de manobras aeroassistidas em ambiente *Simulink*<sup>®</sup>, os principais blocos foram destacados na figura. Na parte de cima do modelo, observa-se o bloco de entrada de dados. Um pouco abaixo tem-se o módulo de visualização de parâmetros, a evolução de cada variável pode ser acompanhada, durante a simulação, por meio de *displays*. Os gráficos das principais variáveis podem ser observados no módulo de gráficos. O módulo estrutural do simulador é composto pelos códigos computacionais responsáveis pela funcionalidade do simulador. Nessa parte do simulador pode-se observar os blocos apresentados no fluxograma da Figura 3.7 (Capítulo 3): guiamento, dinâmica do movimento orbital de referência e real, perturbações, sensores, atuadores e sistema de controle aerodinâmico e propulsivo. Os blocos em verde indicam códigos computacionais escritos em linguagem *Matlab*<sup>®</sup>, enquanto que os blocos em azul indicam que há, em seu interior, outro modelo em *Simulink*<sup>®</sup>.

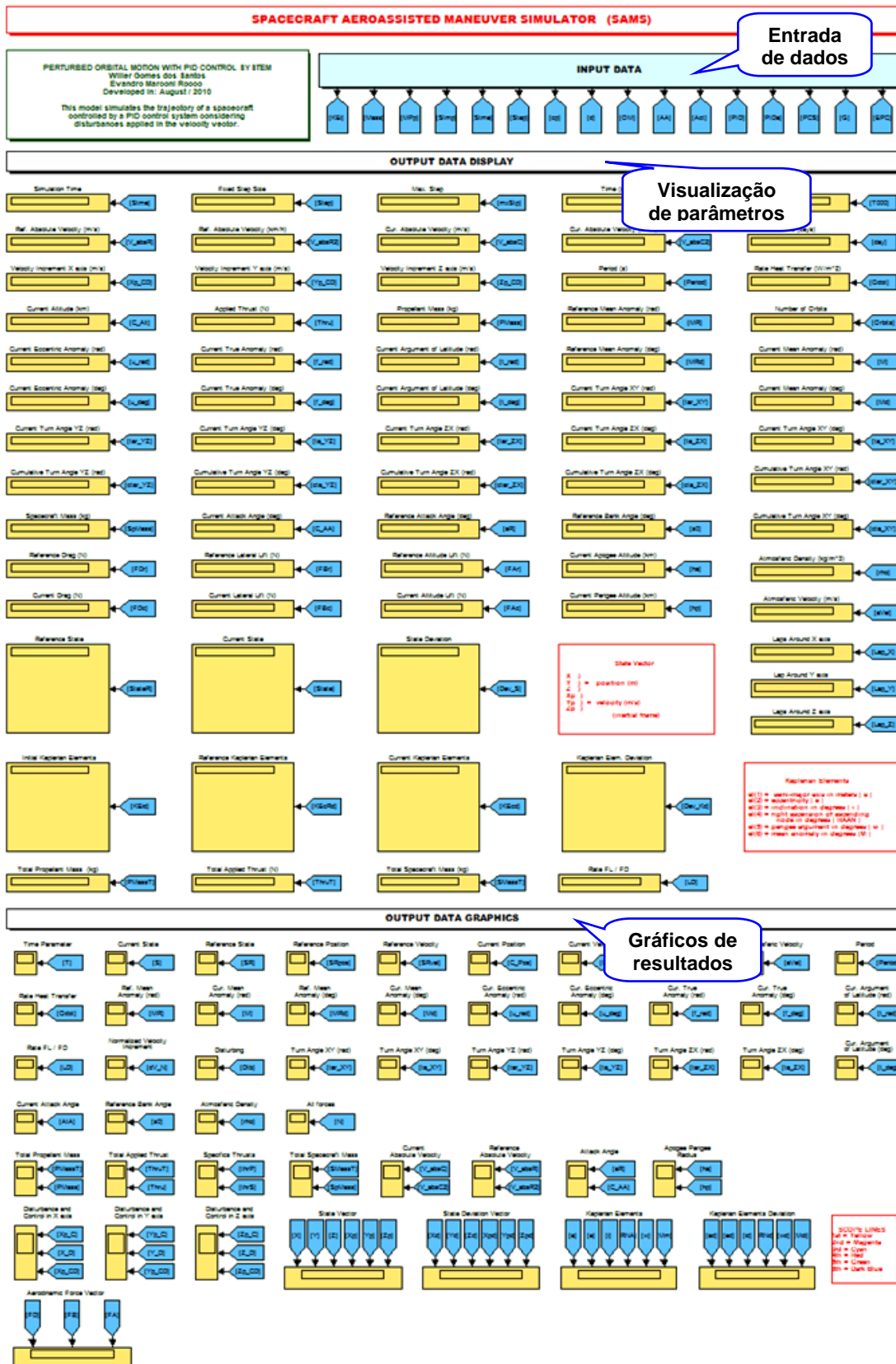


Figura B.1 – Arquitetura geral do simulador de manobras aeroassistidas (continua).



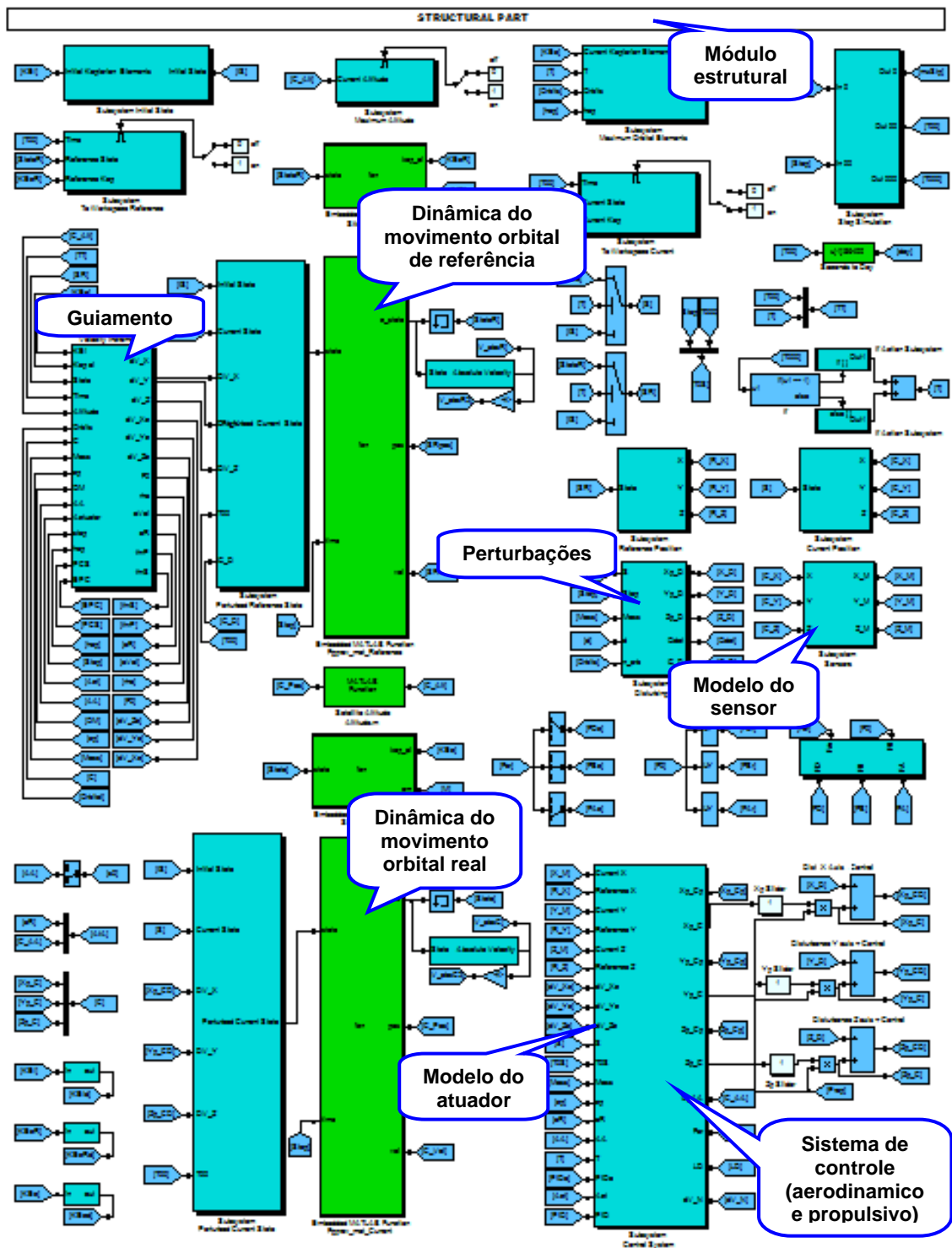


Figura B.1 – Arquitetura geral do simulador de manobras aerossistadas (conclusão).

## B.2 Módulo de entrada de dados

O módulo de entrada de dados é composto pelos principais parâmetros editáveis do simulador, permitindo ao usuário alterar a condição inicial da simulação. A Figura B.2 ilustra a entrada dos elementos keplerianos iniciais.

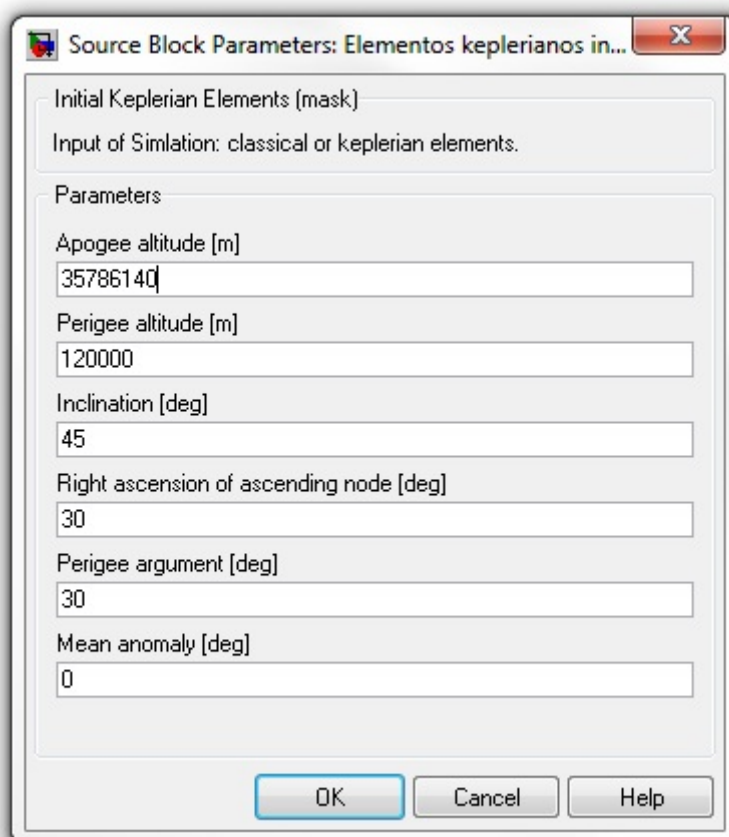


Figura B.2 – Entrada de elementos keplerianos iniciais.

Quando deseja-se manter constante uma determinada força aerodinâmica, deve-se abrir a caixa de ajuste do controle das placas aerodinâmicas (Figura B.3) contida no módulo de entrada de dados.

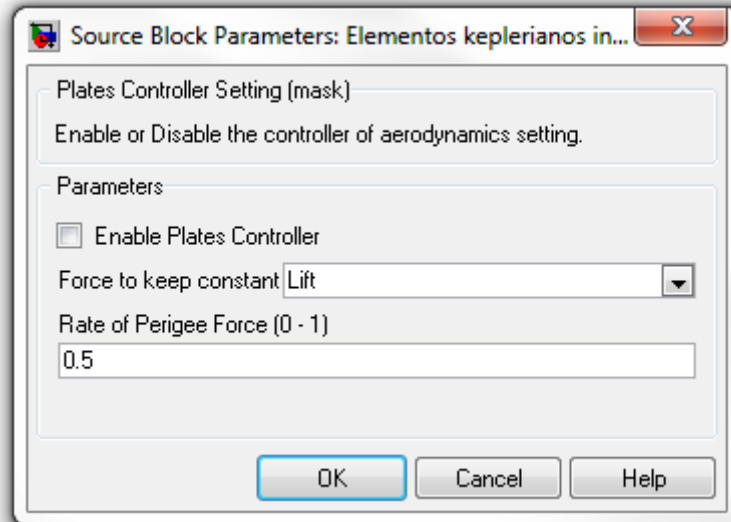


Figura B.3 – Função de ativação / desativação do controle das placas aerodinâmicas.

É possível escolher se a manobra deverá ser realizada com atuador propulsivo, aerodinâmico ou ambos. Essa escolha é efetuada na caixa de entrada de dados da Figura B.4.

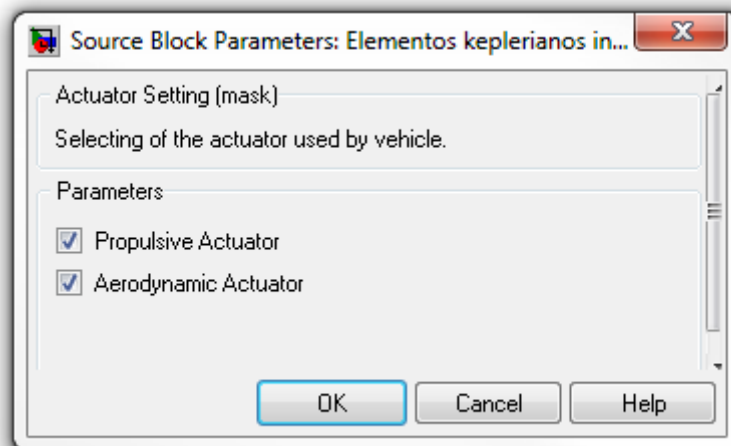


Figura B.4 – Função de escolha do atuador.

Os ângulos aerodinâmicos iniciais também devem ser inseridos para iniciar a simulação, conforme mostra a Figura B.5.

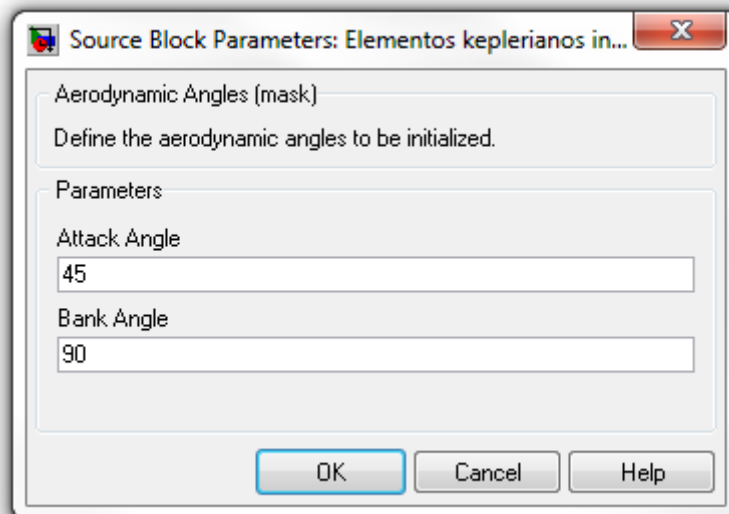


Figura B.5 – Ângulos aerodinâmicos iniciais.

### B.3 Guiamento

O bloco de guiamento fornece o incremento de velocidade a ser aplicado na dinâmica do movimento orbital de referência. Para o caso de simulações de trajetórias totalmente propulsivas, o bloco fornece a opção de alguns tipos de entradas padronizadas, tais como: degrau, rampa, sequência aleatória, entre outras. O modelo de guiamento desenvolvido pode ser visualizado na Figura B.6. Observa-se na figura o modelo da lógica de controle para o decaimento do perigeu e o bloco que calcula as forças aerodinâmicas do veículo.

### B.4 Sistema de controle da trajetória (propulsivo)

A Figura B.7 ilustra o sistema de controle da trajetória do veículo. A funcionalidade desse sistema foi explicada no Capítulo 3. Pode-se observar na figura, o bloco de sensibilidade, o bloco do controlador PID e o bloco do atuador propulsivo. O controle é realizado em cada eixo separadamente.

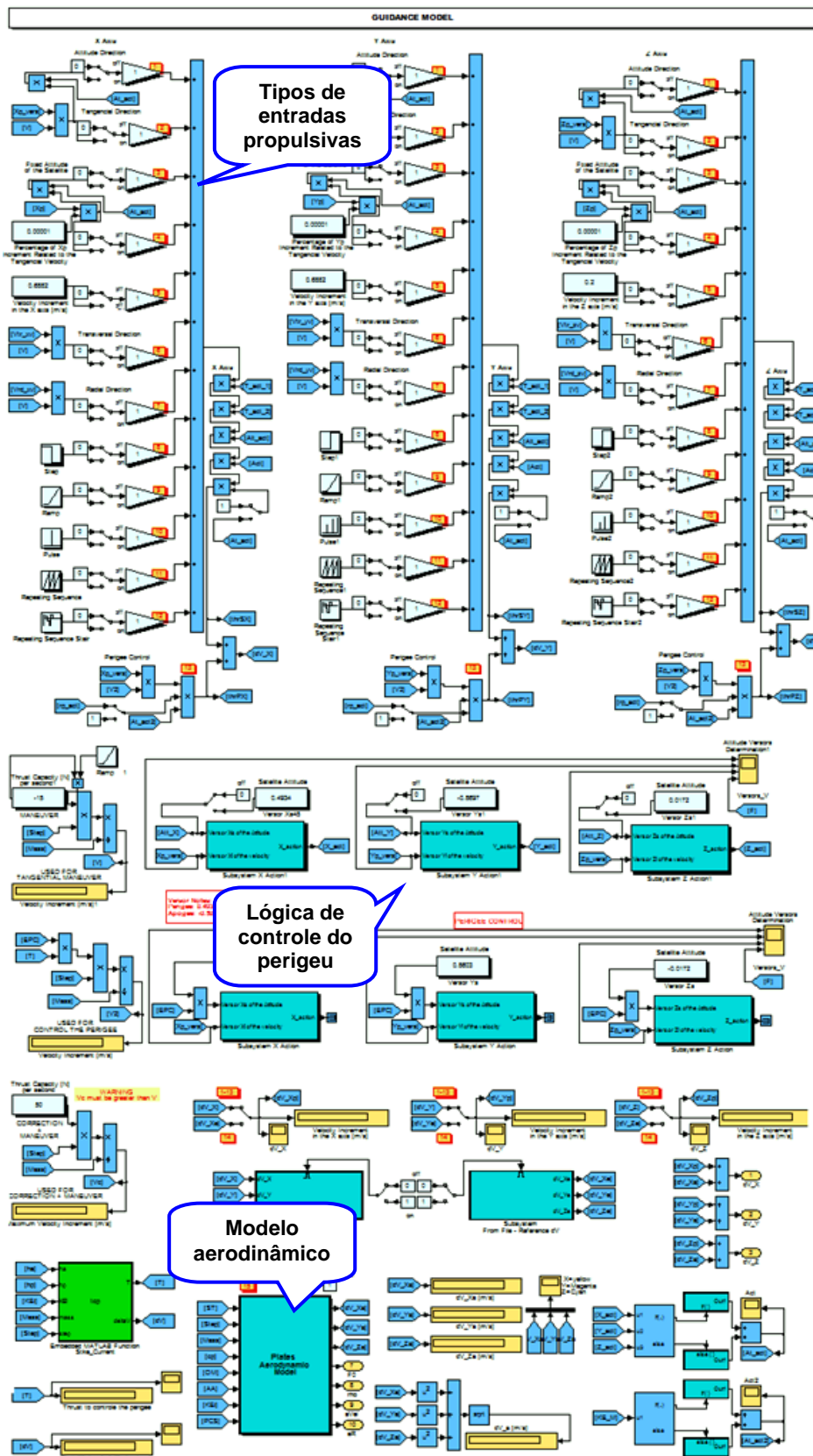


Figura B.6 – Modelo de guiamento.

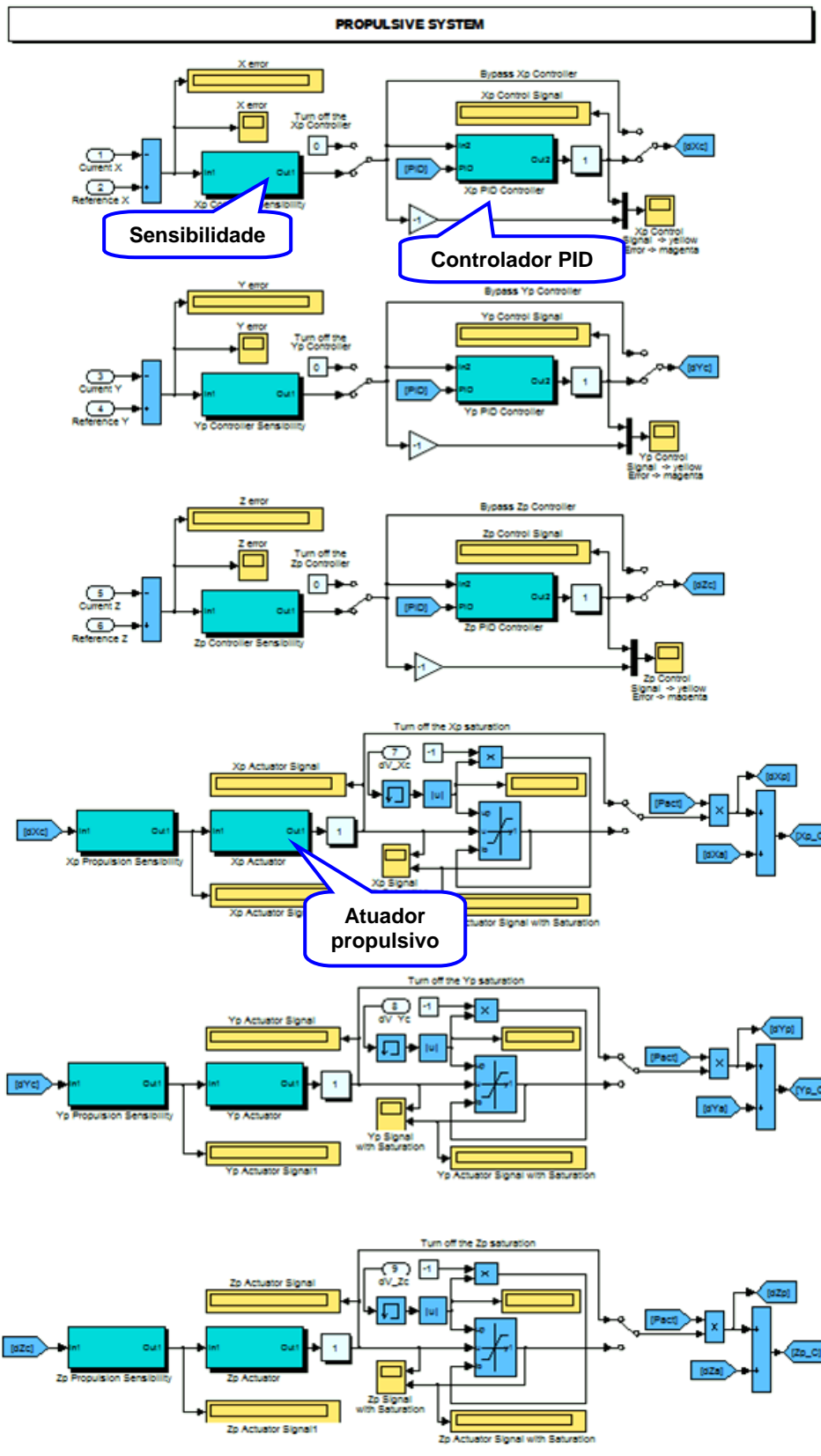


Figura B.7 – Sistema de controle propulsivo.

## B.5 Sistema de controle aerodinâmico

A Figura B.8 ilustra o sistema de controle do ângulo de ataque das placas aerodinâmicas. Pode-se observar o controlador PID, responsável por eliminar o erro entre o ângulo de ataque de referência e o real, e o bloco que contém a rotina computacional das forças aerodinâmicas.

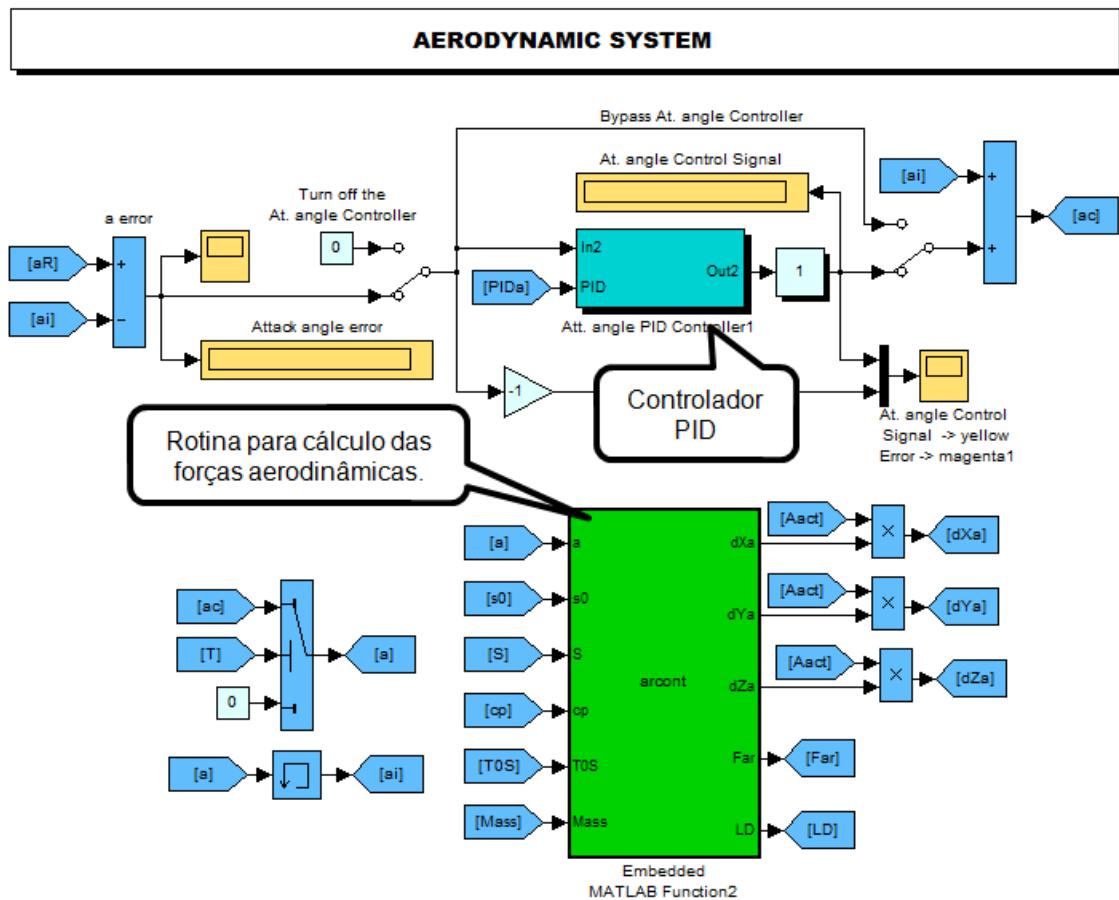


Figura B.8 – Sistema de controle aerodinâmico.

## B.6 Modelo do sensor

A Figura B.9 ilustra o modelo em *Simulink*<sup>®</sup> do sensor para o eixo *X*. Para cada eixo há um modelo igual ao apresentado na figura. Esse bloco de funções do SAMS permite o estudo do comportamento dos sensores, incluindo sua estabilidade e faixa de resolução, para o caso em que se utilizam sensores cujos parâmetros dimensionados pelo fabricante são conhecidos. Do lado esquerdo da figura, é possível observar algumas entradas de ruído como senoidal, viés, randômica, rampa e pulso; algumas delas aliadas a um ganho. Do lado direito da figura, observa-se um bloco que simula o atraso na resposta do sensor.

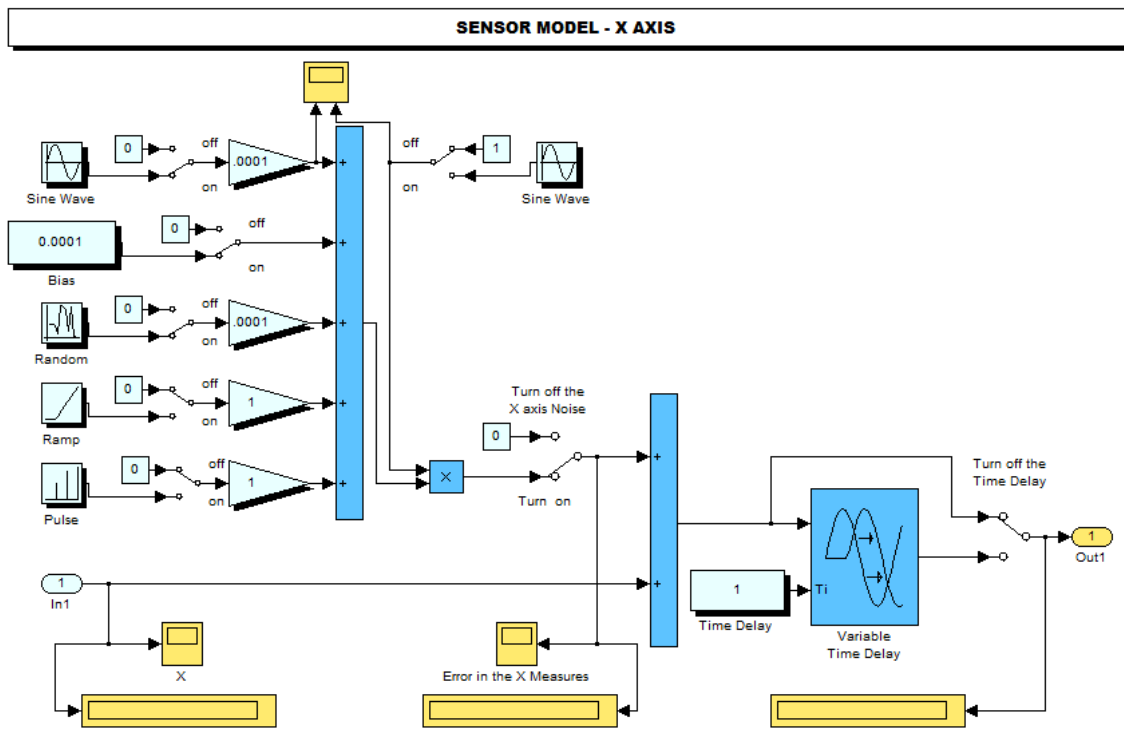


Figura B.9 – Modelo do sensor para o eixo *X*.



## B.7 Modelo do atuador propulsivo

O modelo do atuador propulsivo é apresentado na Figura B.10. Esse bloco permite considerar modelos de perturbações e não linearidades nos atuadores, tais como: zona morta, limitador de aceleração, saturação, atraso de sinal e ruídos. Cada eixo possui um modelo igual ao apresentado na figura.

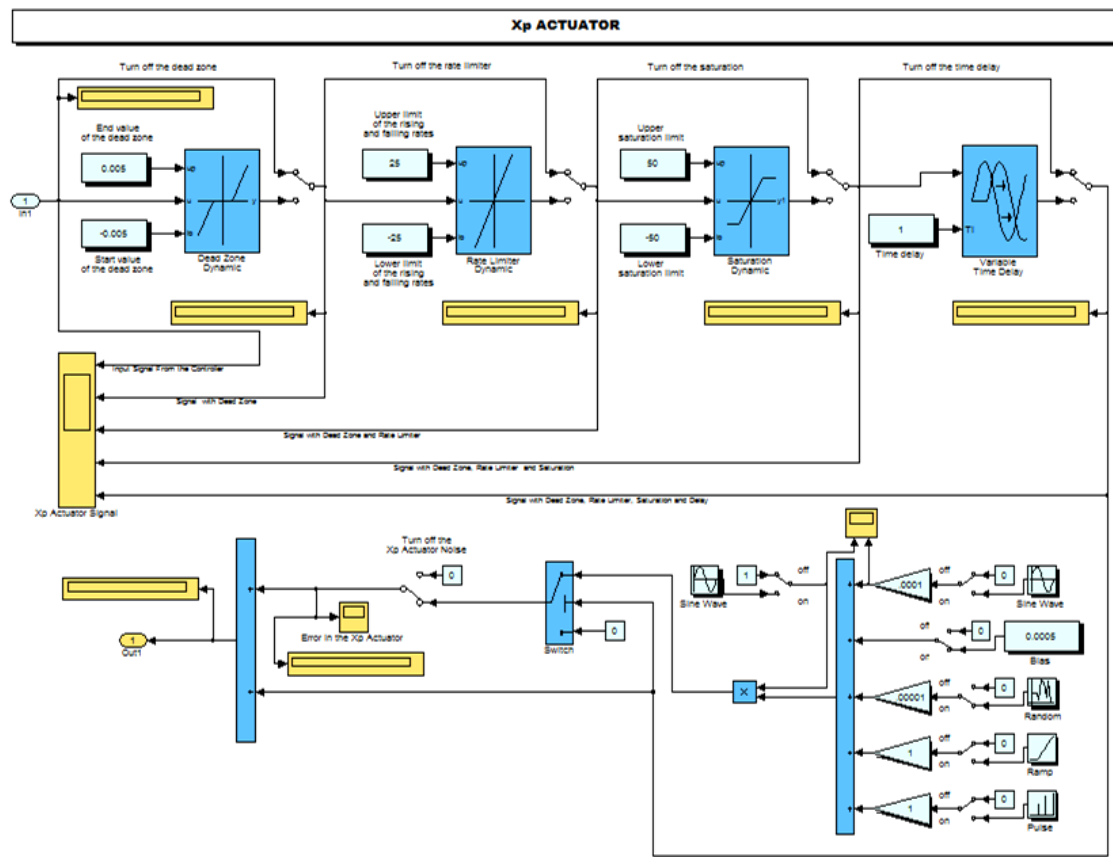


Figura B.10 – Modelo do atuador para o eixo X.

