



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA, TECNOLOGIA, INOVAÇÕES E COMUNICAÇÕES
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

sid.inpe.br/mtc-m21c/2019/03.22.15.49-TDI

ANÁLISE DE MODELOS NÃO-IDEAIS DA DINÂMICA DE ATITUDE DE VELAS SOLARES E SEUS EFEITOS NO MOVIMENTO ORBITAL

Lucas Gouvêa Meireles

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle, orientada pelos Drs. Evandro Marconi Rocco, e Cristiano Fiorilo de Melo, aprovada em 29 de março de 2019.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34R/3SUPEUS>>

INPE
São José dos Campos
2019

PUBLICADO POR:

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE

Gabinete do Diretor (GBDIR)

Serviço de Informação e Documentação (SESID)

CEP 12.227-010

São José dos Campos - SP - Brasil

Tel.:(012) 3208-6923/7348

E-mail: pubtc@inpe.br

CONSELHO DE EDITORAÇÃO E PRESERVAÇÃO DA PRODUÇÃO INTELLECTUAL DO INPE - CEPPII (PORTARIA Nº 176/2018/SEI-INPE):

Presidente:

Dr. Marley Cavalcante de Lima Moscati - Centro de Previsão de Tempo e Estudos Climáticos (CGCPT)

Membros:

Dra. Carina Barros Mello - Coordenação de Laboratórios Associados (COCTE)

Dr. Alisson Dal Lago - Coordenação-Geral de Ciências Espaciais e Atmosféricas (CGCEA)

Dr. Evandro Albiach Branco - Centro de Ciência do Sistema Terrestre (COCST)

Dr. Evandro Marconi Rocco - Coordenação-Geral de Engenharia e Tecnologia Espacial (CGETE)

Dr. Hermann Johann Heinrich Kux - Coordenação-Geral de Observação da Terra (CGOBT)

Dra. Ieda Del Arco Sanches - Conselho de Pós-Graduação - (CPG)

Silvia Castro Marcelino - Serviço de Informação e Documentação (SESID)

BIBLIOTECA DIGITAL:

Dr. Gerald Jean Francis Banon

Clayton Martins Pereira - Serviço de Informação e Documentação (SESID)

REVISÃO E NORMALIZAÇÃO DOCUMENTÁRIA:

Simone Angélica Del Ducca Barbedo - Serviço de Informação e Documentação (SESID)

André Luis Dias Fernandes - Serviço de Informação e Documentação (SESID)

EDITORAÇÃO ELETRÔNICA:

Ivone Martins - Serviço de Informação e Documentação (SESID)

Cauê Silva Fróes - Serviço de Informação e Documentação (SESID)



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA, TECNOLOGIA, INOVAÇÕES E COMUNICAÇÕES
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

sid.inpe.br/mtc-m21c/2019/03.22.15.49-TDI

ANÁLISE DE MODELOS NÃO-IDEAIS DA DINÂMICA DE ATITUDE DE VELAS SOLARES E SEUS EFEITOS NO MOVIMENTO ORBITAL

Lucas Gouvêa Meireles

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle, orientada pelos Drs. Evandro Marconi Rocco, e Cristiano Fiorilo de Melo, aprovada em 29 de março de 2019.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34R/3SUPEUS>>

INPE
São José dos Campos
2019

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

Meireles, Lucas Gouvêa.

M478a Análise de modelos não-ideais da dinâmica de atitude de velas solares e seus efeitos no movimento orbital / Lucas Gouvêa Meireles. – São José dos Campos : INPE, 2019.

xxii + 120 p. ; (sid.inpe.br/mtc-m21c/2019/03.22.15.49-TDI)

Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2019.

Orientadores : Drs. Evandro Marconi Rocco, e Cristiano Fiorilo de Melo.

1. Vela solar plana. 2. Mecânica orbital. 3. Dinâmica de atitude. 4. Sistemas de controle. 5. Método dos elementos finitos. I. Título.

CDU 521.3:629.7.076.6



Esta obra foi licenciada sob uma Licença [Creative Commons Atribuição-NãoComercial 3.0 Não Adaptada](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/).

This work is licensed under a [Creative Commons Attribution-NonCommercial 3.0 Unported License](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/).

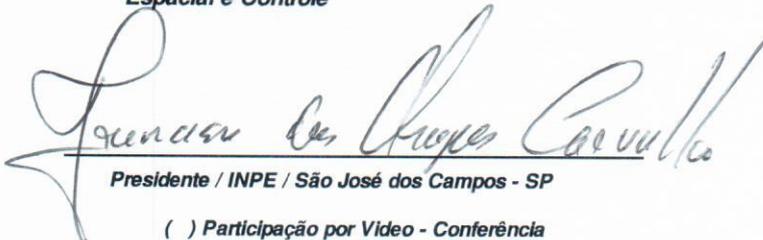
Aluno (a): **Lucas Gouvêa Meireles**

Título: "ANÁLISE DE MODELOS NÃO-IDEAIS DA DINÂMICA DE ATITUDE DE VELAS SOLARES E SEUS EFEITOS NO MOVIMENTO ORBITAL"

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

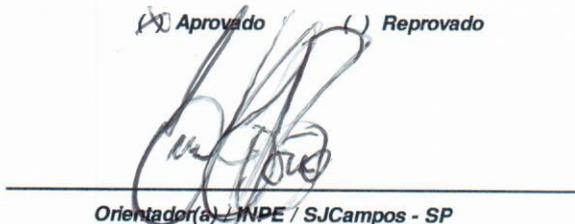
Dr. Francisco das Chagas Carvalho


Presidente / INPE / São José dos Campos - SP

Participação por Vídeo - Conferência

Aprovado Reprovado

Dr. Evandro Marconi Rocco


Orientador(a) / INPE / SJCampos - SP

Participação por Vídeo - Conferência

Aprovado Reprovado

Dr. Cristiano Fiorilo de Melo


Orientador(a) / UFMG / Belo Horizonte - MG

Participação por Vídeo - Conferência

Aprovado Reprovado

Dr. Willer Gomes dos Santos


Convidado(a) / ITA/DCTA / São José dos Campos - SP

Participação por Vídeo - Conferência

Aprovado Reprovado

Este trabalho foi aprovado por:

maioria simples

unanimidade

“Por vezes sentimos que aquilo que fazemos não é senão uma gota de água no mar. Mas o mar seria menor se lhe faltasse uma gota.”

MADRE TERESA DE CALCUTÁ
em “Mother Teresa’s Reaching Out In Love”, 1998

Ao recomeço

AGRADECIMENTOS

Meus agradecimentos ao meu orientador, Dr. Evandro Rocco, que antes mesmo do meu vínculo ao INPE já me recebeu de portas abertas. Suas observações motivaram o cerne deste trabalho e constantemente me instigaram à pesquisa. Suas contribuições são uma liga sem a qual este trabalho não seria completo.

Ao meu orientador, Dr. Cristiano Fiorilo, que mantém sua cooperação desde minha graduação. Sua presença constante na minha vida acadêmica, sempre positiva, já agregou muito à minha formação. Agradeço a paciência e a serenidade em todas suas ponderações.

À minha facilitadora, Dra. Maria Cecília Faria, uma grande contribuidora de minha formação acadêmica. Por incontáveis vezes já recorri ao seu apoio e fui sempre recebido com prestreza e uma solução em mãos.

Ao INPE, à CAPES e ao CNPq, pela disponibilização da estrutura física e dos periódicos para consulta, além do apoio financeiro que permitiram a realização deste trabalho. Aos docentes de minhas disciplinas, pelos ensinamentos oferecidos ao longo de todo o curso. Aos membros da banca por se disponibilizarem a avaliar este trabalho.

Aos meus pais, Magali e Paulo, pessoas nas quais me espelho todos os dias. Não conformados em serem o alicerce de minha formação pessoal, ainda oferecem inúmeras dicas e contribuições técnicas para minha formação profissional.

Às minhas irmãs Cecília e Carol, aos meus avôs Alda e Maury, ao meu tio Maury, às minhas tias Marylane e Laura, e aos meus primos Luiza e Heitor, pelo eterno carinho e companheirismo. Pelos almoços de sábado, lanches de fim de tarde, finais de Copa do Brasil, feriados e não-feriados, todos sempre juntos.

Aos meus amigos Luiz, Matheus e Mirela, por fazerem de São José um lugar mais perto de casa. Aos meus amigos Antônio, Bruno, Hugo, Matheus e Salzer, por fazerem de Belo Horizonte uma casa mais perto de mim.

RESUMO

Velas solares apresentam um método alternativo de propulsão promissor para os próximos passos da exploração espacial. Ao longo dos últimos anos, com o aumento de sua viabilidade tecnológica e econômica, tem aumentado o interesse na pesquisa de missões que empregam veículos impulsionados pela pressão de radiação solar. No entanto, a dinâmica e o controle de atitude de uma vela solar exigem modelos complexos que muitas vezes fogem do escopo de estudos de transferências orbitais que utilizam esse tipo de veículo. Assim, boa parte dos trabalhos encontrados na literatura utiliza um modelo ideal para a dinâmica de atitude em que o posicionamento da vela muda instantaneamente ao longo da trajetória e fornece o empuxo exatamente na direção desejada. Tendo isso em vista, este trabalho tem como objetivo propor modelos não-ideais para a dinâmica de atitude, com a implementação de sistemas de controle e deformações da superfície refletora. Dessa forma, foram realizadas simulações mais próximas do comportamento real de uma vela solar. A partir dos resultados das simulações de atitude, foi investigado o quanto cada modelo altera a dinâmica orbital de uma trajetória interplanetária, visto que a trajetória de uma vela solar depende diretamente da atitude que o veículo mantém ao longo da missão. Somado a isso, comparou-se os desvios das simulações que adotam comportamentos não-ideais da dinâmica de atitude para determinar a influência de cada modelo. Por fim, foi avaliado o custo benefício da implementação de cada um. Todos os modelos comprovaram a importância de se considerar uma dinâmica de atitude mais completa nas simulações de transferências interplanetárias com uso de velas solares. Além disso, alguns modelos se mostraram mais vantajosos devido aos seus menores custos de recursos computacionais e simplicidade de implementação.

Palavras-chave: Vela solar plana. Mecânica orbital. Dinâmica de atitude. Sistemas de controle. Método dos elementos finitos.

ANALYSIS OF NON-IDEAL ATTITUDE DYNAMICS MODELS FOR SOLAR SAILS AND ITS EFFECTS ON THE ORBITAL MOVEMENT

ABSTRACT

Solar sails present an alternative method of propulsion promising to the next steps of space exploration. Over the last years, with an increase of their technological and economic viability, a growth of interest has been observed on researches of missions that employ vehicles propelled by solar radiation pressure. However, attitude dynamics and control of a solar sail demand complex models that in many cases are not a part of the scope of studies of orbital transfers which use this type of vehicle. Thereby, a great number of researches found in the literature use an ideal model for the attitude dynamics in which the orientation of the spacecraft changes instantly along the trajectory and offer an acceleration exactly in the desired direction. Taking that into account, this research has the objective of proposing non-ideal models for the attitude dynamics, with the implementation of control systems and deformations of the reflective surface. In this way, simulations that are closer to the real behavior of a solar sail were performed. From the results obtained from the attitude simulations, an investigation was carried out to establish how much a non-ideal model alters the orbital dynamics of an interplanetary trajectory. This is done knowing that the trajectory of a solar sail depends directly on the attitude it maintains during the mission. In addition, the deviations of the simulations that adopt non-ideal behaviors of the attitude dynamics are compared to determine the influence of each proposed model. Finally, the implementation cost-effectiveness of each of the models was assessed. All of the models confirmed the importance of implementing more thoroughly conceived attitude dynamics simulations in the interplanetary transfer of solar sails. Moreover, some of the models demonstrated to be more cost-effective due to its lower computational requirements and greater simplicity of implementation.

Keywords: Flat solar sail. Orbital mechanics. Attitude dynamics. Control systems. Finite element method.

LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
1.1 Ilustração da vela LightSail-1 em órbita	1
1.2 Configurações típicas de Velas Solares Planas	2
1.3 Configurações de Velas Solares Compostas	2
1.4 Diagrama da organização dos capítulos desta pesquisa	7
2.1 Foto do veículo IKAROS tirada por sua câmera	12
2.2 Foto do teste de abertura da Gossamer Deorbit Sail	13
2.3 Foto da Icarus-1 estendida na câmara de testes	14
3.1 Esquema da orientação da vela no Referencial Orbital da Espaçonave (SOF)	20
3.2 Elementos orbitais	23
3.3 Reflectância especular de um filme de alumínio como função do ângulo de incidência da luz e rugosidade da superfície	28
3.4 Reflectância difusa de um filme de alumínio como função do ângulo de incidência da luz e rugosidade da superfície. Absortância como função do ângulo de incidência.	28
3.5 Paralelepípedo	29
3.6 Ilustração da estrutura segmentada	31
3.7 Diagrama de blocos de um sistema de controle	34
3.8 Diagrama de blocos de um controlador PID clássico	35
3.9 Esquema de funcionamento dos RCDs	36
3.10 Foto de um quarto da superfície refletora da espaçonave IKARUS	37
3.11 Ilustração de torques gerados pelo RCD convencional	37
3.12 Estados de funcionamento do RCD convencional	38
3.13 Estados de funcionamento do RCD Avançado	38
4.1 Diagrama geral da estratégia utilizada	41
4.2 Diagrama dos 27 Modelos Não-Ideais para a dinâmica de atitude	43
4.3 Vista superior esquemática da espaçonave LightSail-2	44
4.4 Vista lateral esquemática da haste da espaçonave LightSail-2 (unidade em <i>mm</i>)	45
4.5 Fotos de uma seção de haste usada na missão NanoSail-D	46
4.6 Comparação de velas solares com outros sistemas de propulsão	48
4.7 Parâmetros de desempenho de uma resposta ao degrau	51
4.8 Esquema de deformação da Abordagem 2	52

4.9	Esquema de discretização da superfície refletora da vela solar	53
4.10	Esquema de deformação da Abordagem 3	54
4.11	Esquema de orientação da vela no SOF e no SSF	58
4.12	Bloco da dinâmica do SAS	60
4.13	Bloco do Subsistema do modelo do corpo da vela solar	61
4.14	Bloco do cálculo dos ângulos de referência do sistema de controle	62
4.15	Blocos do Subsistema de vibração das hastes	63
4.16	Blocos do método de elementos finitos	64
4.17	Bloco da atualização do tensor de inércia da espaçonave	65
4.18	Blocos do cálculo dos ângulos das seções da vela solar	66
5.1	Elipse de semieixo maior $a = 1,25 UA$ e excentricidade $e = 0,2$	71
5.2	Taxas de variação da energia orbital específica e do momento angular específico	72
5.3	Taxas de variação do semieixo maior e da excentricidade	73
5.4	Trajatória de referência Terra - Marte (Vela 1)	77
5.5	Configuração dos ângulos α e δ de referência (Vela 1)	78
5.6	Trajatória de referência Terra - Marte (Vela 2)	79
5.7	Configuração dos ângulos α e δ de referência (Vela 2)	79
5.8	Trajatória de referência Terra - Marte (Vela 3)	80
5.9	Configuração dos ângulos α e δ de referência (Vela 3)	80
5.10	Zoom das trajetórias (Vela 1 - Sistema 1)	82
5.11	Zoom das trajetórias (Vela 1 - Sistema 2)	82
5.12	Zoom das trajetórias (Vela 1 - Sistema 3)	83
5.13	Zoom das trajetórias (Vela 2 - Sistema 1)	83
5.14	Zoom das trajetórias (Vela 2 - Sistema 2)	84
5.15	Zoom das trajetórias (Vela 2 - Sistema 3)	84
5.16	Zoom das trajetórias (Vela 3 - Sistema 1)	85
5.17	Zoom das trajetórias (Vela 3 - Sistema 2)	85
5.18	Zoom das trajetórias (Vela 3 - Sistema 3)	86
5.19	Gráfico dos erros de ϵ_{14} para a Vela 1	95
5.20	Zoom do gráfico dos erros de ϵ_{14} para a Vela 1	96
5.21	Gráfico dos erros de ϵ_{14} para a Vela 2	97
5.22	Zoom do gráfico dos erros de ϵ_{14} para a Vela 2	98
5.23	Gráfico dos erros de ϵ_{14} para a Vela 3	99
5.24	Zoom do gráfico dos erros de ϵ_{14} para a Vela 3	100
5.25	Comparação dos erros de ϵ_{14} entre as Abordagens 2 e 3 para a Vela 1	104
5.26	Comparação dos erros de ϵ_{14} entre as Abordagens 2 e 3 para a Vela 2	105
5.27	Comparação dos erros de ϵ_{14} entre as Abordagens 2 e 3 para a Vela 3	106

LISTA DE TABELAS

	<u>Pág.</u>
4.1 Coeficientes ópticos de velas segundo o JPL	46
4.2 Dimensões das velas consideradas	49
4.3 Momentos de inércia principais das velas consideradas	49
4.4 Características dinâmicas da resposta ao degrau dos sistemas considerados	51
5.1 Estratégias de uma trajetória de rendezvous Terra-Marte.	75
5.2 Valores finais das trajetórias propostas	76
5.3 Valores finais das trajetórias modificadas	88
5.4 Erro médio dos sistemas de controle na resposta ao degrau (em °)	88
5.5 Influência dos sistemas de controle no desvio do valor de ϵ_{34} (em %) . . .	89
5.6 Influência da abordagem de deformação no desvio do valor de ϵ_{34} (em %) .	90
5.7 Comportamento dos valores de α	91
5.8 Comportamento dos valores de δ	93
5.9 Tempo de processamento médio de cada modelo (em segundos)	108

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

ACE	–	Advanced Composition Explorer
DAS	–	Sistema de Aumento de Arrasto
DR SPT	–	Double Reflection Solar Photon Thruster
ESA	–	European Space Agency
FSS	–	Flat Solar Sail
GEO	–	Otimização Extrema Generalizada
GSSM	–	Generalized Spinning Sail Model
HIF	–	Heliocentric Inertial Frame
IKAROS	–	Interplanetary Kite-craft Accelerated by Radiation Of the Sun
INPE	–	Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
JAXA	–	Japanese Aerospace Exploration Agency
JPL	–	Jet Propulsion Laboratory
LEO	–	Órbita Baixa Terrestre
MarCO	–	Mars Cube One
M-GEO _{real}	–	Otimização Extrema Generalizada Multi-Objetivo com codificação real
NASA	–	National Aeronautics and Space Administration
NOAA	–	National Oceanic and Atmospheric Administration
RCD	–	Dispositivo de Controle de Reflectância
SAS	–	Spacecraft Attitude Simulator
SOF	–	Spacecraft Oriented Frame
SPT	–	Solar Photon Thruster
SSF	–	Spacecraft Spinning Frame
SSPT	–	Simple Solar Photon Thruster
U3P	–	Union pour la Promotion de la Propulsion Photonique
UA	–	Unidade Astronômica
UKSA	–	United Kingdom Space Agency
WSF	–	World Space Foundation

SUMÁRIO

	<u>Pág.</u>
1 INTRODUÇÃO	1
1.1 Justificativa	3
1.2 Definição do Problema	4
1.3 Objetivos	5
1.3.1 Objetivo Geral	5
1.3.2 Objetivos Específicos	5
1.4 Estrutura da Dissertação	6
2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	9
3 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	17
3.1 Velas Solares	17
3.1.1 Princípio físico da pressão de radiação	17
3.1.2 Propriedades da vela solar	19
3.2 Dinâmica orbital e de atitude	21
3.2.1 Interações gravitacionais	22
3.2.2 Propulsão contínua	24
3.2.3 Dinâmica de atitude	24
3.3 Desafios Tecnológicos	27
3.3.1 Reflexão não-ideal	27
3.3.2 Flexibilidade da estrutura	29
3.3.2.1 Tensor de inércia	29
3.3.2.2 Método dos elementos finitos	30
3.3.3 Controlabilidade	34
3.3.3.1 Sistemas de controle	34
3.3.3.2 Atuador	36
4 METODOLOGIA	41
4.1 Considerações iniciais	44
4.1.1 Parâmetros das velas	44
4.1.1.1 Coeficientes ópticos	46
4.1.1.2 Dimensões das velas solares	47
4.1.2 Ganhos dos controladores	49

4.1.3	Abordagens de deformação da superfície refletora	52
4.2	Simulações das trajetórias orbitais e de atitude	55
4.2.1	Dinâmica orbital	55
4.2.2	Dinâmica de atitude	57
4.3	Procedimento de análise dos resultados	67
5	RESULTADOS	71
5.1	Trajетórias de referência	71
5.1.1	Análise de aceleração	71
5.1.2	Heurística de busca	74
5.1.3	Trajетórias propostas	76
5.2	Análise dos efeitos dos modelos de atitude	81
5.2.1	Tempo de processamento	107
5.3	Discussões finais	108
6	CONCLUSÕES	111
6.1	Sugestões de trabalhos futuros	112
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	115

1 INTRODUÇÃO

Desde meados do século XX até os dias atuais, todas as agências e empresas que se dedicaram à exploração espacial se depararam com um grande obstáculo para a realização de suas missões: a autonomia dos veículos espaciais e suas limitações físicas quanto ao combustível embarcado (MCINNES, 2004). Veículos movidos pela tradicional forma de propulsão química perdem parte de seu espaço, que poderia ser utilizado para ampliar a carga útil transportada, para o armazenamento de propelentes. Ou seja, o combustível embarcado é parte do peso total da espaçonave, servindo como um recurso finito e limitador dentro do escopo de uma missão espacial. Para o caso de tecnologias mais recentes como propulsão elétrica, deve haver uma reserva de parte do espaço dos veículos e seus recursos energéticos para o alocamento e funcionamento de seus motores. O emprego de um método de propulsão capaz de canalizar a energia de uma fonte ambiente abundante no espaço interplanetário apresenta-se como uma possível solução de boa parte de tais dificuldades.

Neste contexto, velas solares correspondem a um método alternativo de propulsão promissor para o futuro da exploração espacial. São veículos que consistem em uma carga útil impulsionada por uma grande superfície refletora extremamente leve capaz de absorver a quantidade de movimento linear de partículas de fótons emitidas pelo Sol e transformá-la em quantidade de movimento linear da espaçonave (VULPETTI et al., 2015). A concepção artística de uma vela solar plana quadrada em órbita da Terra é ilustrada pela Figura 1.1.

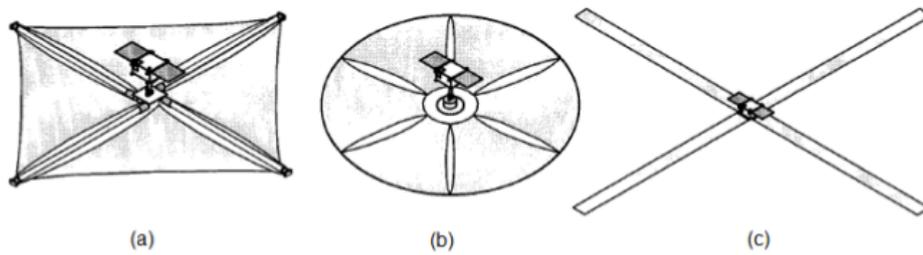
Figura 1.1 - Ilustração da vela LightSail-1 em órbita



Fonte: THE PLANETARY SOCIETY (2016).

Alguns tipos de configuração de velas solares são apresentados por [Wie \(2004a\)](#) e [\(2004b\)](#). São classificadas dentro de dois grandes grupos: Planas (FSS - *Flat Solar Sail*) ou Compostas (SPT - *Solar Photon Thruster*). A diferença está no número de superfícies refletoras, tendo as Planas apenas uma e as Compostas duas ou mais. Alguns formatos típicos de Velas Solares Planas são apresentados na Figura 1.2.

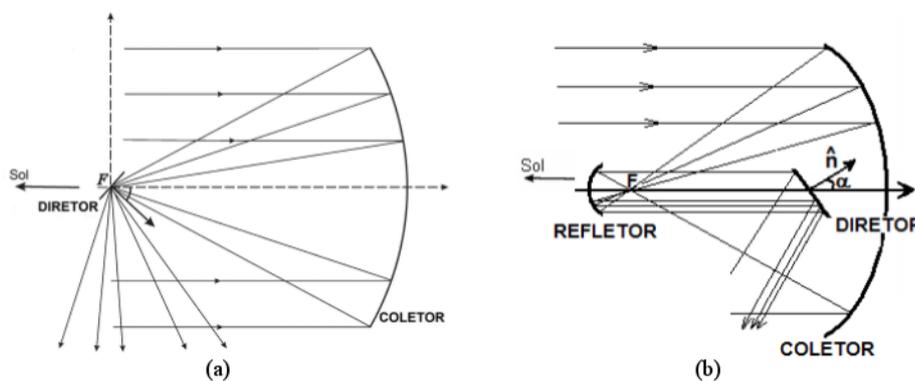
Figura 1.2 - Configurações típicas de Velas Solares Planas



Configurações: (a) Vela quadrada, (b) Vela circular, (c) *Heliogyro*
 Fonte: [Wie \(2004a\)](#).

As Velas Solares Compostas foram inicialmente propostas por [Forward \(1990\)](#) com o intuito de contornar alguns problemas de controlabilidade. Duas de suas configurações são indicadas pela Figura 1.3.

Figura 1.3 - Configurações de Velas Solares Compostas



Configurações: (a) Simples (SSPT - *Simple Solar Photon Thruster*), (b) de Dupla Reflexão (DR SPT - *Double Reflection Solar Photon Thruster*)

Fonte: Adaptada de [Forward \(1990\)](#).

1.1 Justificativa

Alguns avanços tecnológicos podem ser observados recentemente, como a miniaturização de sistemas eletrônicos e mecânicos, além da possibilidade de implementar um sistema de controle em *softwares* aliados a *hardwares* menores, em vez do controle implementado exclusivamente em *hardwares*, o que ocorria nos primórdios da tecnologia espacial. Neste contexto, as agências espaciais viram um novo ramo de veículos ganhar projeção na corrida espacial: os nanossatélites. Com eles, aumentou-se a dificuldade no embarque de combustível para manobras orbitais. Velas solares, portanto, apresentam-se também como um promissor meio de propulsão para este tipo de veículos, sendo seu emprego explorado por algumas agências em missões envolvendo CubeSats, como a LightSail-1 da Sociedade Planetária (BETTS et al., 2017a) ou a NanoSail-D2 da National Aeronautics and Space Administration (NASA) (JOHNSON et al., 2011). Deve-se explicar que a palavra CubeSat é um acrônimo das palavras *Cube* e *Satellite*, inglês para "cubo" e "satélite", respectivamente. É um termo usado para descrever nanossatélites cujas unidades têm sua massa e dimensões padronizadas em 1,33 kg e 10 cm x 10 cm x 10 cm, respectivamente (THE CUBESAT PROGRAM, 2019).

As tecnologias de espaçonaves impulsionadas por velas solares poderão ainda tornar possíveis missões cujas tecnologias atuais de propulsão requerem uma elevada aplicação de recursos financeiros e materiais e, assim, facilitariam a execução de algumas missões já realizadas atualmente. Exemplos apresentados por Vulpetti et al. (2015), em curto prazo, seriam a substituição do satélite Advanced Composition Explorer (ACE) da National Oceanic and Atmospheric Administration (NOAA) e da NASA por uma nave impulsionada por velas solares para o monitoramento de atividade e tempestades solares no ponto Lagrangiano L1, que está localizado entre o Sol e a Terra, ou a implementação de naves de sensoriamento dos polos solares, com órbitas de inclinação próximas a 90° em relação à eclíptica. Neste último caso, o uso de velas solares reduziria o tempo de transferência e a necessidade de manobras de swing-by, como a executada pela sonda Ulysses com Júpiter, em 1992 (WENZEL, 1995). Além disso, a NASA já demonstrou a viabilidade do uso de CubeSats para missões interplanetárias com a missão Mars Cube One (MarCO) (NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION - NASA, 2018). A missão LightSail 2 (BETTS et al., 2017b) visa demonstrar que a propulsão desse tipo de veículos pode ser realizada por velas solares. Ainda seguindo exemplos apresentados por Vulpetti et al. (2015), no médio-longo prazo, destacam-se missões de ida e volta a Marte, com a possibilidade de retorno de amostras físicas para análises nos laboratórios terrestres,

e missões de desvio de órbitas de asteroides para a prevenção de impactos contra a Terra e consequentes tragédias globais.

Desta maneira, fica clara a importância deste método de propulsão alternativo e do esforço de um grande número de agências espaciais para dominar as tecnologias de construção, lançamento e operação de velas solares para sua implementação em missões com satélites tradicionais e nanossatélites. A possibilidade de angariamento de um recurso energético já disponível em âmbito interplanetário, como a pressão de radiação da energia eletromagnética emitida pelo Sol, aliviaria os requisitos para uma maior autonomia de uma missão espacial, oferecendo um maior número de alternativas de soluções e contribuindo para o desenvolvimento do setor espacial e seus esforços pela exploração interplanetária.

1.2 Definição do Problema

A grande dificuldade no emprego de velas solares como forma de propulsão está relacionada às grandes estruturas requeridas, que também devem ser finas e leves, o que dificulta suas manobras de atitude. Esse mesmo motivo leva a uma alta flexibilidade da estrutura das velas solares, o que, por sua vez, gera torques perturbativos de difícil determinação, causando imprecisões nas simulações da dinâmica orbital (JUNKINS; KIM, 1993). Com o crescente interesse em missões com o emprego de velas solares torna-se necessário, portanto, um esforço para analisar a dinâmica de atitude destas estruturas, criando modelos cada vez mais próximos do comportamento real no vácuo interplanetário, a fim de analisar as implicações na trajetória final da missão idealizada.

Tendo em mente o exposto no parágrafo anterior, a implementação de um simulador da dinâmica de atitude de uma vela solar capaz de levar em conta comportamentos mais realistas da atitude da espaçonave, os quais não seriam considerados por um modelo ideal, torna-se necessária. Deve-se notar que a nomenclatura "modelo ideal", para este trabalho, admite como significado uma vela cujos ângulos de atitude simulados na propagação da transferência interplanetária não se diferem dos valores dos ângulos de atitude adotados como referência para a trajetória. Ou seja, quando o modelo ideal é considerado, a vela se comporta como um corpo rígido, sem deformações, e qualquer mudança de atitude é instantânea, sem atrasos ou erros transientes, assim como seus sensores e atuadores não são afetados por ruídos de qualquer tipo.

Dessa forma, propõe-se considerar as diferenças da atitude de uma FSS (*Flat Solar Sail*) quadrada geradas pelo erro transiente proporcionado pelo sistema de controle

implementado. Além disso, considerar as diferenças da atitude geradas pela deformação da superfície refletora da vela, assumindo que ela não se comporta como um corpo rígido. As deformações, por sua vez, são concebidas assumindo diferentes níveis de discretização da vela, sendo cada modelo mais ou menos próximo do comportamento de um corpo rígido. Ruídos como *jitter*, *drift* ou randômico não são considerados nas medições dos sensores, tampouco na saída dos atuadores, isso para limitar a quantidade de variáveis sob análise e facilitar a identificação da fonte dos desvios simulados.

Tendo em vista esta formulação, visa-se averiguar o quanto cada modelo concebido altera a dinâmica orbital de uma trajetória interplanetária. Assim como, com a obtenção destes resultados, espera-se verificar qualitativamente se suas dificuldades de implementação e esforço computacional envolvidos fazem valer a pena suas elaborações, implementações e execuções.

1.3 Objetivos

Este trabalho se propõe a investigar a relação entre a dinâmica de atitude e a dinâmica orbital de um veículo espacial dotado de uma vela solar plana quadrada. Pode-se definir um objetivo geral como motivador do trabalho, assim como listar uma série de objetivos específicos necessários a serem atingidos para sua conclusão.

1.3.1 Objetivo Geral

Analisar a influência das características dos 27 modelos não-ideais propostos para a dinâmica de atitude de um veículo espacial dotado de vela solar quadrada e o quanto estes modelos alteram a dinâmica orbital da sua trajetória interplanetária.

1.3.2 Objetivos Específicos

- Desenvolver uma heurística para a busca de trajetórias de rendezvous com planetas com uso de uma vela solar;
- Determinar três dimensionamentos de velas diferentes a serem simuladas;
- Apresentar, para cada uma das velas determinadas, uma trajetória de rendezvous com Marte como resultado da busca utilizando a heurística desenvolvida;
- Conciliar o simulador de trajetória desenvolvido na linguagem Fortran (MEIRELES, 2016) e o *Spacecraft Attitude Simulator* (SAS) desenvolvido em Simulink (ROCCO et al., 2011), para que operem em conjunto;

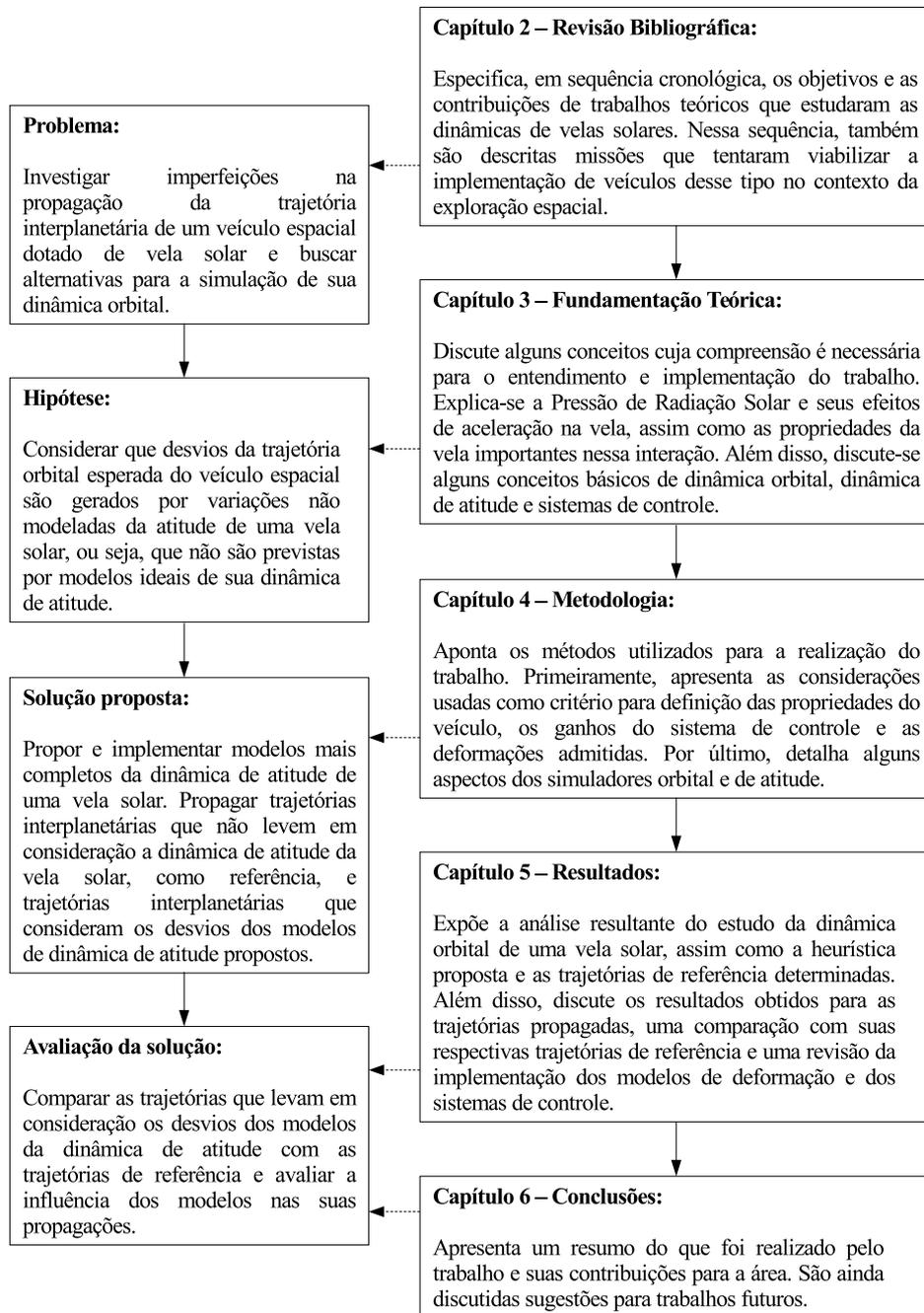
- Definir os ganhos de três sistemas de controle para cada uma das velas consideradas;
- Propor três abordagens para a deformação da superfície refletora de uma vela solar;
- Propagar a trajetória de atitude e, posteriormente, orbital, para os modelos da dinâmica de atitude elaborados, cada um deles constituído por diferentes ganhos dos sistemas de controle e abordagens de deformações propostas;
- Comparar e analisar a diferença entre todas as trajetórias propagadas.

1.4 Estrutura da Dissertação

Esta dissertação teve seu texto organizado em seis capítulos. A Figura 1.4 apresenta, de forma gráfica, a organização dos capítulos subsequentes a este capítulo de introdução.

Na Figura 1.4, a coluna à esquerda apresenta a pesquisa de acordo com uma visão clássica das 4 etapas da metodologia científica: observação, hipótese, experimentação e análise. A observação leva à identificação de um problema. Cria-se então uma hipótese para a explicação deste problema, respeitando os pressupostos assumidos. A terceira etapa é constituída pela experimentação da hipótese elaborada, sendo necessário apresentar a solução proposta para o problema identificado e testá-la. Por fim, é necessária uma etapa de análise para avaliação da solução e sua validade. A coluna à esquerda é então associada à coluna da direita que, por sua vez, apresenta a forma como a pesquisa é estruturada textualmente em capítulos.

Figura 1.4 - Diagrama da organização dos capítulos desta pesquisa



Fonte: Produção do autor.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Este capítulo apresenta, de forma cronológica, um breve resumo do desenvolvimento de tecnologias e conceitos aplicáveis na implementação de velas solares em missões espaciais. São discutidas desde concepções primárias nos primórdios da exploração espacial, até os incipientes estudos ao longo do século XX e o aumento progressivo das pesquisas e missões a partir da década de 1990.

De acordo com [McInnes \(2004\)](#), apesar das tecnologias de velas solares como métodos de propulsão de veículos espaciais estarem vivendo, atualmente, o início de uma promissora era de desenvolvimento e aplicações, seu conceito já existe há mais de um século, havendo a realização de alguns estudos na área durante esse período. O autor foi capaz de identificar menções dos escritores franceses de ficção científica Faure e Graffigny, em 1889, que escreveram sobre uma espaçonave impulsionada por espelhos na obra "*Les Aventures extraordinaires d'un savant russe*". Dentre as primeiras menções identificadas pelo autor no campo científico, destacam-se aquelas realizadas pelo cientista soviético, considerado o pai da astronáutica, Konstantin Tsiolkovsky junto com o cientista letão Fridrickh Tsander, na qual escreveram, ao longo da década de 1920, sobre o emprego de grandes espelhos finos para uso da pressão de radiação solar como meio de propulsão para viagens interplanetárias. Tsander chegou a discutir em 1924 meios práticos para uso de velas solares. Porém, como a tecnologia dos materiais necessária para construção de tais veículos não se apresentava à altura de seus requisitos, esta área de pesquisa permaneceu praticamente inexplorada até o final do século XX. O autor ainda destaca alguns estudos nesse século como, por exemplo, a discussão das vantagens de velas solares por Garwin em 1958, o breve investimento da NASA, durante a década de 1970, em uma missão posteriormente cancelada para rendezvous com o cometa Halley, ou a formação de grupos como a World Space Foundation (WSF) na Califórnia em 1979 e a Union pour la Promotion de la Propulsion Photonique (U3P) em Toulouse em 1981, voltados para a pesquisa de velas solares por meio de financiamento privado.

Em concordância com o atual interesse pelo desenvolvimento de velas solares, diversos estudos teóricos têm sido conduzidos durante as últimas décadas. [Forward \(1990\)](#) propôs uma nova configuração denominada velas solares compostas (SPT - *Solar Photon Thrusters*), visando a solução do problema de redução de área iluminada que velas solares planas apresentam ao se inclinarem em relação à luz solar incidente. O uso de uma superfície refletora côncava para concentrar a luz em uma segunda superfície refletora de menor tamanho, sendo esta a usada para o dire-

cionamento da luz solar, superaria, a princípio, este problema. Ainda no mesmo ano, [Angrilli e Bortolami \(1990\)](#) discutiram os aspectos mais importantes para a utilização de velas solares em um fly-by lunar, com subsequente inserção do veículo em uma órbita heliocêntrica interplanetária.

Em fevereiro de 1993, o projeto Znamya da Agência Espacial Federal Russa promoveu a abertura de espelhos refletores com diâmetro de 20 metros em órbita terrestre, simulando a configuração heliogyro de velas solares em ambiente espacial. Apesar de seu propósito ter sido a iluminação de cidades russas durante os meses de inverno, os refletores foram capazes de demonstrar o uso de tecnologias de velas solares aplicadas em órbita ([VULPETTI et al., 2015](#)).

[McInnes \(1999\)](#) demonstrou que o uso de velas solares de alto desempenho, termo usado para descrever velas com alta razão entre a força exercida pela pressão de radiação solar e a força gravitacional exercida pelo Sol na vela, possibilita a realização de missões com o uso de famílias de órbitas não-keplerianas para as quais qualquer outro meio de propulsão seria impossível. [McInnes \(2003a\)](#) discutiu a aplicabilidade do uso de velas solares em diversos tipos de missões, chegando à conclusão de que há um nicho especial para uso dessa tecnologia em missões com demanda de grande consumo de combustível e/ou longa duração. Foi [McInnes \(2003b\)](#) quem também revisou a mecânica orbital desses veículos, ilustrando algumas das órbitas singulares possibilitadas pelo emprego dessa tecnologia.

Em 2004, a Japanese Aerospace Exploration Agency (JAXA) testou com sucesso o desdobramento de duas velas solares em um voo suborbital de um foguete de sondagem ([VULPETTI et al., 2015](#)). [Flint \(2004\)](#) explorou em maiores detalhes as propostas de Forward de 1990 para velas solares compostas, com ênfase no detalhamento das vantagens técnicas de desempenho e revisou como elas permitiriam a construção de velas solares com menores áreas superficiais porém maiores cargas úteis em comparação às velas solares planas. [Murphy et al. \(2004\)](#) realizaram uma sequência de testes em um modelo de vela quadrada com 10 metros de lado com o intuito de validar o modelo analítico de sua montagem funcional de componentes, resistência, rigidez, formato e comportamento dinâmico. Ainda neste ano, [Wie \(2004a\)](#) e [\(2004b\)](#) equacionou e realizou simulações da dinâmica de atitude de velas solares controladas por diversas configurações de sistemas de controle. Alguns dos sistemas propostos por ele utilizam rodas de reação, centro de massa móvel ou pequenas velas em suas extremidades.

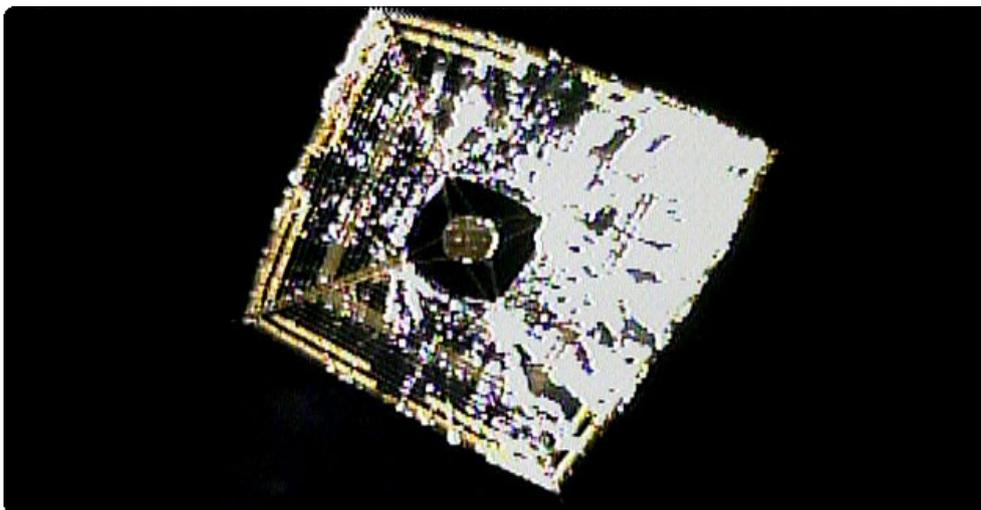
Em 2005, a Sociedade Planetária, uma organização não governamental sem fins lu-

crativos, tentou realizar o que seria o primeiro experimento astrodinâmico com velas solares com seu veículo Cosmos 1. Porém, o foguete responsável por transportá-lo explodiu durante o lançamento, provocando um retardo no avanço de suas pesquisas (FRIEDMAN, 2015). No mesmo ano, engenheiros afiliados ao Marshall Space Flight Center da NASA implementaram testes de desdobramento de velas solares em câmaras de vácuo terrestres (VULPETTI et al., 2015). Nassiri et al. (2005) estudaram a dinâmica orbital da trajetória ótima de uma vela solar ideal. Consideraram o problema de controle ótimo dos ângulos de atitude da vela de maneira a executar uma transferência coplanar em tempo mínimo de uma órbita circular inicial para uma órbita circular final.

Wie (2007) apresentou uma formulação matemática além de uma solução prática para o problema da modelagem do empuxo vetorial de uma vela solar. Para tal, propôs a arquitetura de um sistema de controle do empuxo vetorial/controlado orbital baseado em quatérnios devido à simplicidade de seu algoritmo computacional para a determinação dos quatérnios de atitude desejados para o veículo. Guerman et al. (2008a) desenvolveram um modelo da dinâmica de atitude para uma vela solar composta. Analisaram que caso a superfície coletora tenha propriedades óticas ideais, a pressão de radiação incidente na vela desestabilizaria o veículo. Propuseram, ainda, que a rotação da superfície coletora auxiliaria na manutenção da estabilidade da espaçonave (GUERMAN et al., 2008b). Pereira (2009), em um trabalho desenvolvido no Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), propôs modelos de força e torque atuantes nas configurações de velas compostas, considerando reflexões não-ideais, para verificar as condições de estabilidade de seus controles de atitude. Realizou ainda simulações de transferências interplanetárias para comparar o desempenho de velas solares compostas simples em relação a velas solares planas quadradas.

Em 2010, a JAXA realizou a primeira missão que demonstrou, com sucesso, o emprego da tecnologia de velas solares no espaço interplanetário. A missão teve como alguns de seus objetivos principais a abertura e controle de uma membrana de vela solar, a medição da aceleração devido à pressão de radiação solar e a validação de um sistema de controle de atitude baseado em filmes de cristais líquidos de reflectância variável chamados Dispositivos de Controle de Reflectância (RCD - *Reflectance Control Device*). O veículo IKAROS (Interplanetary Kite-craft Accelerated by Radiation Of the Sun), apresentado na Figura 2.1, completou uma transferência Terra-Vênus em aproximadamente 6 meses (TSUDA et al., 2011a). A fase estendida da missão durou até 23 de abril de 2015, quando ocorreu o último contato com a nave.

Figura 2.1 - Foto do veículo IKAROS tirada por sua câmera



Fonte: JAPAN AEROSPACE EXPLORATION AGENCY - JAXA (2010).

Ainda em 2010, a NASA realizou o lançamento de seu nanossatélite NanoSail-D, um CubeSat 3U que realizou o desdobramento de uma vela solar plana quadrada em uma órbita terrestre baixa (LEO - *Low Earth Orbit*). A missão demonstrou a possibilidade do uso de velas para realizar o decaimento orbital de satélites desativados ou lixo espacial (JOHNSON et al., 2011).

Um ano após o sucesso da missão IKAROS, Tsuda et al. (2011b) propuseram um novo método para estimar o formato da vela baseado no novo modelo de atitude GSSM (*Generalized Spinning Sail Model*), criado graças aos dados de atitude fornecidos pela missão. Zhang et al. (2011) realizaram simulações da dinâmica de atitude de uma vela flexível, utilizando um modelo de elementos finitos. Assim foi capaz de analisar as consequências dos modos de vibração da vela sob a ação do sistema de controle.

Lopes (2013), em um trabalho desenvolvido no INPE, propôs uma abordagem multi-objetivo para a otimização da trajetória de uma vela solar, tendo em vista a minimização do número de manobras e do tempo da transferência. Para tanto, utilizou uma versão multi-objetivo do algoritmo de Otimização Extrema Generalizada com codificação real (M-GEO_{real} - *Multi-objective Generalized Extreme Optimization*), elaborado a partir do algoritmo clássico de Otimização Extrema Generalizada (GEO - *Generalized Extreme Optimization*), desenvolvido por Sousa et al. (2003), também no INPE.

Vulpetti (2013) provou matematicamente que existem cinco maneiras de se manobrar uma vela solar. São elas i) deslocamento relativo entre o baricentro e o centro de pressão; ii) pares de velas segmentadas; iii) pequenas velas nas extremidades das hastes; iv) pequenos propulsores químicos e v) mudança da reflectância da vela. Dois anos mais tarde, Borggräfe et al. (2014) avaliaram os torques de controle gerados pela utilização de revestimentos eletrocromicos como sistema de controle da atitude de uma vela solar.

Em 2013, a European Space Agency (ESA) desenvolveu uma estrutura para acelerar a reentrada de satélites de até 700 kg em LEO. Chamada de Gossamer Deorbit Sail, é uma vela solar quadrada que faz uso da pressão de radiação solar e arrasto atmosférico para o decaimento orbital de satélites em até 25 anos (FERNANDEZ et al., 2014). A Gossamer Deorbit Sail pode ser vista em um estado parcial de abertura na Figura 2.2.

Figura 2.2 - Foto do teste de abertura da Gossamer Deorbit Sail

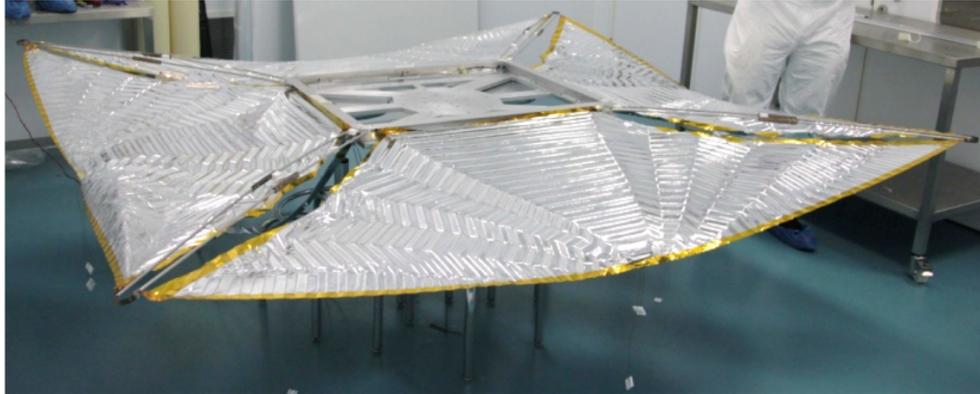


Fonte: Fernandez et al. (2014, p. 210).

A partir de 2014, tendo em vista a iniciativa CleanSat da ESA, a Universidade de Cranfield implementou em duas missões espaciais da Agência Espacial Britânica (UKSA - United Kingdom Space Agency) um sistema de decaimento orbital de satélites também baseado no uso da pressão de radiação solar e arrasto atmosférico. Chamado de Sistema de Aumento de Arrasto (DAS - *Drag-Augmentation System*), foram implementadas a vela solar Icarus-1 no satélite TechDemoSat-1 (*Te-*

chnology Demonstration Satellite-1), lançado em 2014, e a vela solar Icarus-3 no satélite Carbonite-1, lançado em 2015. A Icarus-1, que pode ser vista na Figura 2.3, e a Icarus-3 são velas solares quadradas que serão abertas nas fases finais das missões e serão responsáveis em retirar estes satélites de suas órbitas e provocar suas reentradas em até 25 anos (PALLA et al., 2017).

Figura 2.3 - Foto da Icarus-1 estendida na câmara de testes



Fonte: Palla et al. (2017, p. 2).

Em 2015, em uma nova tentativa, a Sociedade Planetária realizou, com sucesso, o teste de desdobramento em LEO de sua vela solar LightSail 1 (BETTS et al., 2017a). Ainda no mesmo ano, um projeto colaborativo liderado pelo Centro Espacial de Surrey lançou a espaçonave DeorbitSail (STOHLMAN; LAPPAS, 2013) para testar o emprego de uma vela solar para o decaimento orbital de um CubeSat 3U. Apesar da fase inicial da missão ter sido um sucesso, houve falha na abertura da vela solar, impedindo que a etapa final da missão fosse concluída (MASSIMIANI, 2019).

Dois anos mais tarde de sua primeira tentativa, o Centro Espacial de Surrey realizou, em 2017, a primeira abertura bem sucedida de uma vela solar europeia com sua missão InflateSail (VIQUERAT et al., 2015). Dessa vez, foi possível demonstrar a contribuição de uma vela solar para retirar de órbita um CubeSat 3U (KRAMER, 2019). No mesmo ano, o sistema de decaimento orbital de satélites ARTICA desenvolvido pela Space Mind, foi lançado como parte da missão URSA MAIOR, um CubeSat 3U desenvolvido pela Universidade de Roma, para validação do uso dessa tecnologia (SPACE MIND, 2019). Um projeto similar chamado PW-Sat2, que por sua vez possuía uma carga útil composta por um CubeSat 2U e foi desenvolvido

pela Universidade de Tecnologia da Varsóvia, foi lançado no fim de 2018 e atualmente se encontra em sua fase final da missão de decaimento orbital gerado pela vela solar (WARSAW UNIVERSITY OF TECHNOLOGY, 2019).

A Sociedade Planetária já possui programada, para o primeiro semestre de 2019, a missão LightSail 2 para testar a viabilidade do emprego de tecnologias de velas solares para a propulsão de CubeSats (BETTS et al., 2017b). O controle de atitude dessa missão se baseia na emissão de um feixe de LASER sobre um lado da superfície refletora de maneira a desbalancear o módulo das forças de pressão de radiação sobre a vela solar e gerar um torque sobre a espaçonave. O grupo também está trabalhando, em colaboração com a NASA, na missão NEA Scout, que prevê o lançamento, em 2020, de um CubeSat de 6 unidades propelido por uma vela solar quadrada para reconhecimento da superfície do asteroide 1991VG (MCNUTT et al., 2014).

Por fim, fugindo da cronologia do progresso de tecnologias de velas solares, deve-se dar destaque para dois trabalhos da área de controle de atitude de satélites artificiais realizados no INPE. Isso pois ambos foram desenvolvidos no SAS e tiveram suas contribuições englobadas por este trabalho. Primeiramente, Nardin (2015) investigou a dinâmica de atitude de uma espaçonave perturbada por torques gerados pelo movimento de um braço robótico acoplado a ela na fase de atracação. Posteriormente, Mota (2018) modelou a dinâmica de atitude de satélites perturbada pela abertura de seus painéis solares. Ambos deram iniciativa à realização de cálculos de atualização da matriz de inércia da espaçonave simulada no SAS, o que permitiu a implementação dos modelos de atitude que admitiam deformações da superfície refletora da vela solar neste trabalho.

3 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Para o estudo do desempenho de velas solares em transferências orbitais, bem como a implementação de sistemas de controle e deformações da superfície refletora na dinâmica de atitude, alguns conceitos básicos devem ser considerados. Esses conceitos possuem uma natureza multidisciplinar e são apresentados em diversos tópicos deste capítulo.

3.1 Velas Solares

Como discutido no Capítulo 1, velas solares apresentam alternativas para contornar limitações de autonomia de missões espaciais. Sua construção, no entanto, apresenta novos desafios tecnológicos. Como suas estruturas devem possuir grandes dimensões, contudo leves, elas possuem alta flexibilidade, o que dificulta o controle de sua atitude. Com essas dificuldades em mente, missões já têm sido programadas e tecnologias testadas para superar os obstáculos desse tipo de propulsão, a qual se mostra muito promissora e ganha cada vez mais visibilidade no cenário da exploração espacial.

Sob o aspecto técnico, a vela solar está a todo momento sob a ação de forças provocadas pela pressão de radiação solar. São essas forças as responsáveis por propelir o veículo e realizar as manobras de sua dinâmica orbital. Apresenta-se nesta seção o equacionamento da natureza quântica dessas forças, além de como as propriedades ópticas da vela afetam esta troca de quantidade de movimento linear entre os fótons emitidos pelo Sol e a mesma, de forma a acelerá-la.

3.1.1 Princípio físico da pressão de radiação

McInnes (2004) apresenta o equacionamento do princípio físico da pressão de radiação tanto pela natureza quântica da luz quanto por sua natureza eletromagnética. Como é de se esperar, ambas as abordagens chegam ao mesmo resultado. Esta seção expõe o equacionamento da primeira abordagem.

Do ponto de vista da Física quântica, a pressão de radiação pode ser explicada como tendo sua causa na quantidade de movimento linear dos fótons. Essa pressão é causada pela transferência da quantidade de movimento linear dos fótons para a superfície que o mesmo incide. Mais especificamente, a pressão de radiação solar é a pressão que a radiação eletromagnética proveniente do Sol exerce sobre a superfície do veículo espacial.

Inicialmente, considera-se a Lei de Plank, dada pela Equação 3.1, que define a energia E carregada por um fóton de frequência ν :

$$E = h\nu \quad , \quad (3.1)$$

em que $h = 6,62607004 \times 10^{-34}$ m²kg/s é a constante de Plank.

A equivalência de massa-energia da relatividade especial determina a energia de um corpo em movimento como:

$$E^2 = m_0^2 c^4 + p^2 c^2 \quad , \quad (3.2)$$

em que m_0 é a massa de repouso do corpo, p é a quantidade de movimento linear do corpo e $c = 2,9979 \times 10^8$ m/s é a velocidade da luz no vácuo.

Como o fóton é um corpo de massa zero, a Equação 3.2 pode ser reescrita de tal forma a apresentar a energia de um fóton como:

$$E = pc \quad . \quad (3.3)$$

Portanto, a quantidade de movimento linear carregado por um fóton é determinada por uma combinação das Equações 3.1 e 3.3:

$$p = \frac{h\nu}{c} \quad . \quad (3.4)$$

Para determinar a pressão exercida sobre um corpo, deve-se considerar a quantidade de movimento linear carregado por um fluxo de fótons. O fluxo de energia W a uma distância r do Sol pode ser determinado pela Equação 3.5.

$$W = W_E \left(\frac{R_E}{r} \right)^2 \quad , \quad (3.5)$$

em que $W_E = 1368$ W/m² é o fluxo de energia emitido pelo Sol medido a 1 UA (Unidade Astronômica), definido pela Equação 3.6 e $R_E = 149\,597\,870$ km = 1 UA é a distância média entre a Terra e o Sol.

$$W_E = \frac{L_S}{4\pi R_E^2} \quad , \quad (3.6)$$

em que $L_S = 3,846 \times 10^{26}$ W é a luminosidade do Sol.

A energia ΔE carregada através de uma área A normal à radiação incidente ao longo de um tempo Δt é dada por:

$$\Delta E = WA\Delta t \quad . \quad (3.7)$$

A pressão P exercida sobre a superfície é então definida como a quantidade de movimento linear por unidade de tempo, por unidade de área, de tal maneira que:

$$P = \frac{1}{A} \frac{\Delta p}{\Delta t} \quad . \quad (3.8)$$

Portanto, considerando as Equações 3.3 e 3.7, pode-se determinar a pressão de radiação exercida pela quantidade de movimento linear dos fótons como:

$$P = \frac{W}{c} \quad . \quad (3.9)$$

3.1.2 Propriedades da vela solar

O equacionamento desta seção baseia-se no material apresentado por [Vulpetti et al. \(2015\)](#). Primeiramente, deve-se introduzir o conceito do vetor *lightness* (\mathbf{L}) como a aceleração impulsiva normalizada em relação à aceleração gravitacional local do Sol. O vetor é definido no referencial orbital da espaçonave (SOF - *Spacecraft Oriented Frame*) e descrito na Equação 3.10. O SOF, por sua vez, é centrado no baricentro da espaçonave e ilustrado na Figura 3.1.

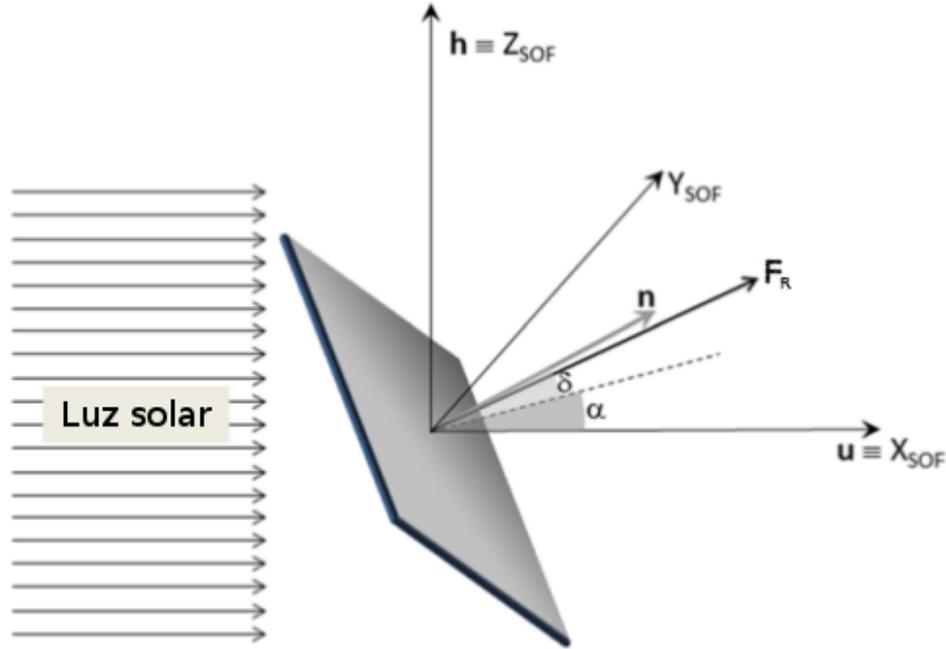
$$\mathbf{L} = \left(\frac{1}{2} \frac{\sigma_c}{\sigma} \right) n_x [(2r_{spec}n_x + \chi_f r_{diff} + \kappa a_f) \hat{\mathbf{n}} + (a_f + r_{diff}) \hat{\mathbf{u}}] \quad , \quad (3.10)$$

em que σ_c é o carregamento crítico da vela, definido na Equação 3.11, σ é o carregamento da vela, definido na Equação 3.12, n_x é a componente do versor $\hat{\mathbf{n}}$ no eixo \mathbf{X}^{SOF} , r_{spec} é a reflectância especular do lado frontal da vela, r_{diff} é a reflectância difusa do lado frontal da vela, χ_f é o coeficiente de emissão/difusão do lado frontal da vela, κ é o fator adimensional de impulso provocado por emissão de radiação, definido na Equação 3.13, a_f é a absorvância total do lado frontal da vela, $\hat{\mathbf{n}}$ é o versor do sentido normal à superfície posterior da vela e $\hat{\mathbf{u}}$ é o versor do sentido da luz incidente na vela.

Na Figura 3.1 se destacam o ângulo α , ângulo entre os versores $\hat{\mathbf{n}}$ e $\hat{\mathbf{u}}$ definido no plano $\mathbf{X}^{\text{SOF}}\mathbf{Y}^{\text{SOF}}$, e o ângulo δ , ângulo entre os versores $\hat{\mathbf{n}}$ e $\hat{\mathbf{u}}$ definido no plano

$\hat{n}Z^{\text{SOF}}$. F_R é o vetor que representa a direção da força resultante atuando sobre a vela por consequência da pressão de radiação solar.

Figura 3.1 - Esquema da orientação da vela no Referencial Orbital da Espaçonave (SOF)



Fonte: Adaptada de Vulpetti et al. (2015, p. 209).

O carregamento crítico da vela, constante introduzida por Vulpetti et al. (2015), por sua vez é determinado pela Equação 3.11.

$$\sigma_c \equiv 2 \frac{W_E}{cg_{1UA}} \quad , \quad (3.11)$$

em que $g_{1UA} = 5,930 \times 10^{-3} \text{ m/s}^2$ é a aceleração gravitacional do Sol a distância de 1 UA.

O carregamento na vela solar é calculado por:

$$\sigma \equiv \frac{m}{A} \quad , \quad (3.12)$$

em que m é a massa da espaçonave e A é a área da superfície refletora da vela.

Por sua vez, o fator adimensional de impulso provocado por emissão de radiação (κ)

é definido pela Equação 3.13.

$$\kappa \equiv \frac{\chi_f \epsilon_f(T) - \chi_b \epsilon_b(T)}{\epsilon_f(T) + \epsilon_b(T)} \quad , \quad (3.13)$$

em que T é a temperatura da vela, χ_f é o coeficiente de emissão/difusão do lado frontal da vela, ϵ_f é a emitância do lado frontal da vela, em função de T , χ_b é o coeficiente de emissão/difusão do lado posterior da vela e ϵ_b é a emitância do lado posterior da vela, em função de T .

Por uma matriz de transformação Ξ é possível determinar o vetor *lightness* no referencial inercial heliocêntrico (HIF - *Heliocentric Inertial Frame*):

$$\Xi = [\hat{\mathbf{r}} \quad \hat{\mathbf{h}} \times \hat{\mathbf{r}} \quad \hat{\mathbf{h}}] \quad , \quad (3.14)$$

em que $\hat{\mathbf{r}} = [\mathbf{r}_{\mathbf{X}^{\text{HIF}}} \quad \mathbf{r}_{\mathbf{Y}^{\text{HIF}}} \quad \mathbf{r}_{\mathbf{Z}^{\text{HIF}}}]^T$ é o versor do sentido radial para fora e $\hat{\mathbf{h}} = [\mathbf{h}_{\mathbf{X}^{\text{HIF}}} \quad \mathbf{h}_{\mathbf{Y}^{\text{HIF}}} \quad \mathbf{h}_{\mathbf{Z}^{\text{HIF}}}]^T$ é o versor do sentido do momento angular orbital da espaçonave.

Por fim, por meio das Equações 3.10 e 3.14 é possível determinar a aceleração no referencial heliocêntrico a qual a vela está submetida:

$$\mathbf{A}^{\text{HIF}} = \Xi g \mathbf{L} \quad , \quad (3.15)$$

em que g é a aceleração gravitacional solar local, função da distância entre a espaçonave e o Sol.

3.2 Dinâmica orbital e de atitude

As simulações da trajetória de espaçonaves ao longo de uma transferência interplanetária seguem o equacionamento e termos típicos da área de dinâmica orbital. Alguns destes conceitos e equações são apresentados nesta seção.

Além disso, no caso de velas solares, como a radiação incide continuamente sobre a superfície refletora, a espaçonave está sempre submetida a um empuxo ao longo de sua trajetória. Por esse motivo, há um acoplamento entre a mecânica orbital e a dinâmica de atitude. Portanto, a atitude da vela solar é sempre considerada nas simulações orbitais, aplicando-se conceitos como os apresentados na Seção 3.1.2, e outros apresentados nesta seção para as simulações da dinâmica de atitude.

3.2.1 Interações gravitacionais

No conceito do planejamento de missões espaciais, o problema de N corpos que interagem entre si apenas por meio de suas atrações gravitacionais é importante. Neste trabalho, as simulações de transferências orbitais são realizadas em um programa que integra as equações de movimento de 4 corpos que interagem gravitacionalmente entre si, além de considerar a força de pressão de radiação solar que atua sobre a espaçonave.

Aplicando a Lei da Gravitação Universal de Newton, a força gravitacional resultante \mathbf{F}_G sobre um corpo de massa m_i sujeito a atração gravitacional de outros N-1 corpos é dada por (CURTIS, 2005):

$$\mathbf{F}_G = Gm_i \sum_{j=1}^N \frac{m_j}{r_{ij}^3} \mathbf{r}_{ij} \quad , \quad (3.16)$$

em que $G = 6,67 \times 10^{-11} \text{ m}^3/\text{s}^2\text{kg}$ é a constante gravitacional universal, m_j é a massa do j-ésimo corpo e \mathbf{r}_{ij} é o vetor da distância do corpo i ao outro corpo j.

Além disso, um caso particular do problema de N corpos é o problema de 2 corpos. Tomando a Equação 3.16, a força sobre um corpo de massa m_1 resultante da interação gravitacional entre outro corpo de massa m_2 , ambos com distribuição esférica de massa e separados por uma distância r em um sistema de coordenadas inercial, é dada por (CURTIS, 2005):

$$\mathbf{F}_{12} = G \frac{m_1 m_2}{r^3} \mathbf{r}_{12} \quad , \quad (3.17)$$

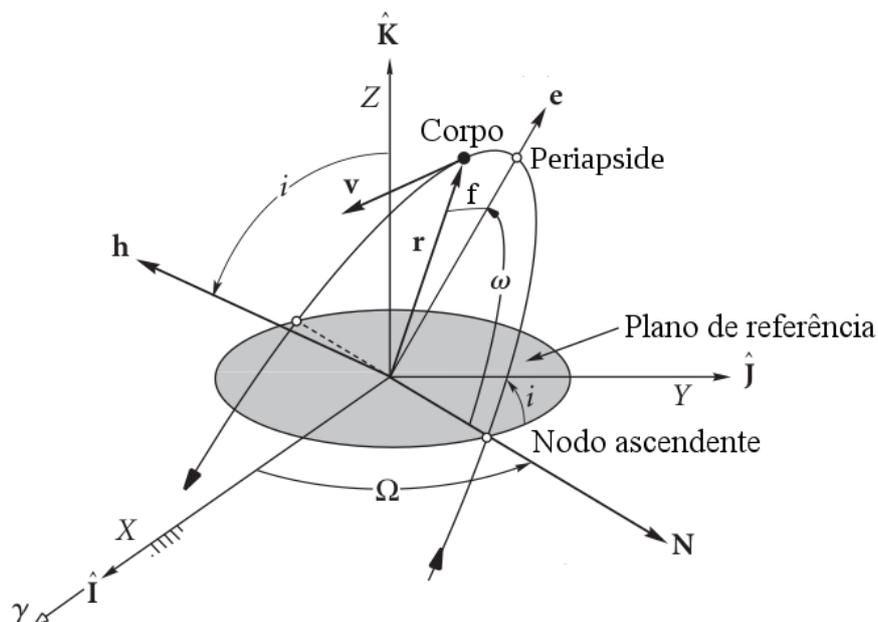
em que \mathbf{F}_{12} é o vetor da força sobre o corpo 1 exercida pelo corpo 2 e \mathbf{r}_{12} é o vetor da distância do corpo 1 para o corpo 2.

A integração da Equação 3.17 e, por uso da Equação de Binet, obtem-se a seguinte solução para a determinação da distância de um corpo em relação a um corpo central, como ilustrado pela Figura 3.2:

$$r = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos f} \quad , \quad (3.18)$$

em que a é o semieixo maior da órbita, e é a excentricidade da órbita e f é a anomalia verdadeira.

Figura 3.2 - Elementos orbitais



Fonte: Adaptada de Curtis (2005, p. 158).

O problema de 2 corpos, portanto, indica a existência de órbitas descritas por curvas cônicas. São as chamadas órbitas keplerianas. Essas podem ser definidas por 6 elementos orbitais, como ilustrados pela Figura 3.2. Três já foram definidos na Equação 3.18, restando a definição dos três restantes. Na Figura 3.2, i é a inclinação da órbita em relação ao plano de referência, Ω é a ascensão reta do nodo ascendente e ω é o argumento do periapside. Esses três são os ângulos de Euler que caracterizam a orientação da órbita em relação ao sistema de coordenadas de referência.

É importante introduzir ainda o conceito de energia orbital específica, que se mantém constante em um problema de 2 corpos. A energia orbital específica de um corpo atraído por um corpo central de massa M é dada por:

$$\epsilon = -\frac{GM}{2a} \quad . \quad (3.19)$$

No que diz respeito às curvas cônicas, um corpo em trajetória circular ou elíptica apresenta $\epsilon < 0$, em trajetória parabólica $\epsilon = 0$ e em trajetória hiperbólica $\epsilon > 0$. Ou seja, trajetórias circulares e elípticas são órbitas estáveis, enquanto trajetórias parabólicas e hiperbólicas são trajetórias de escape da influência gravitacional do corpo central de um sistema de 2 corpos.

3.2.2 Propulsão contínua

Como já discutido, é necessária uma análise mais detalhada da dinâmica de trajetórias geradas por veículos de propulsão contínua para o melhor entendimento do comportamento de um veículo propelido por uma vela solar. Tomando o estudo apresentado por Keaton (1986), foi possível desenvolver uma heurística de busca de trajetórias de rendezvous para a espaçonave.

Com esse objetivo em mente, foi importante tomar as taxas de variação ao longo do tempo do momento angular específico, indicada pela Equação 3.20, e da energia orbital específica, indicada pela Equação 3.21, de uma espaçonave sob efeito de propulsão contínua:

$$\dot{\mathbf{h}} = \mathbf{r} \times \mathbf{a}_{\mathbf{R}} \quad , \quad (3.20)$$

$$\dot{\epsilon} = \dot{\mathbf{r}} \cdot \mathbf{a}_{\mathbf{R}} \quad , \quad (3.21)$$

em que \mathbf{r} é o vetor posição da espaçonave, $\dot{\mathbf{r}}$ é o vetor velocidade da espaçonave e $\mathbf{a}_{\mathbf{R}}$ é o vetor da aceleração resultante do sistema de propulsão da espaçonave.

É interessante ainda indicar as equações do momento angular específico, pela Equação 3.22, e da energia orbital específica, pela Equação 3.23, em função da posição e velocidade da espaçonave:

$$\mathbf{h} = \mathbf{r} \times \dot{\mathbf{r}} \quad , \quad (3.22)$$

$$\epsilon = \frac{\dot{r}^2}{2} - \frac{\mu}{r} \quad , \quad (3.23)$$

em que $\mu = GM$ é o parâmetro gravitacional padrão do sistema orbital e M é a massa do corpo central do sistema orbital.

3.2.3 Dinâmica de atitude

Para a implementação dos modelos da dinâmica de atitude concebidos para o trabalho, é necessário o entendimento do equacionamento dessa parte do problema. Wertz (1978) aborda o equacionamento da dinâmica de atitude de uma espaçonave.

Esta seção apresenta equacionamentos com grandezas definidas em diferentes sistemas de coordenadas, ora definidas em um sistema de coordenadas inercial i , ora definidas em um sistema de coordenadas fixo no corpo b . Por questão de simplicidade, quando o símbolo de uma grandeza não possui indicação do sistema usado, ela é definida no sistema b . Caso contrário, ela é definida, como indicado pelo sobrescrito, no sistema i .

Primeiramente, apresenta-se a quantidade de movimento angular $\mathbf{H} = [H_x \ H_y \ H_z]^T$ de um corpo em função de seu tensor de inércia \mathbf{I} , definido na Equação 3.35, e sua velocidade angular $\boldsymbol{\omega} = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$, todos definidos no sistema b :

$$\mathbf{H} = \mathbf{I}\boldsymbol{\omega} \quad . \quad (3.24)$$

Em complemento, apresenta-se a derivada da quantidade de movimento angular de um corpo, definida no sistema i , como sendo:

$$\dot{\mathbf{H}}^i = \boldsymbol{\tau}^i \quad , \quad (3.25)$$

em que $\boldsymbol{\tau}^i = [\tau_{X^i} \ \tau_{Y^i} \ \tau_{Z^i}]^T$ é o torque externo resultante aplicado sobre o corpo, definido no sistema i .

Por fim, [Wertz \(1978\)](#) ainda define a derivada da quantidade de movimento angular, com todas as grandezas definidas no sistema b , pela Equação 3.26. Isso foi possível tomando as Equações 3.24 e 3.25 e levando em consideração a transformação de coordenadas e movimento relativo entre os sistemas i e b .

$$\dot{\mathbf{H}} = \boldsymbol{\tau} - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H} \quad , \quad (3.26)$$

em que $\boldsymbol{\tau} = [\tau_x \ \tau_y \ \tau_z]^T$ é o torque externo resultante aplicado sobre o corpo, definido no sistema b .

Desta forma, a partir de uma subsequente manipulação algébrica da Equação 3.26, é possível definir o torque resultante sobre um corpo, definido no sistema b , como:

$$\boldsymbol{\tau} = \mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{I}\boldsymbol{\omega} \quad . \quad (3.27)$$

Deve-se observar que, a partir da Equação 3.24, determina-se $\dot{\mathbf{H}}$ também como:

$$\dot{\mathbf{H}} = \dot{\mathbf{I}}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} \quad , \quad (3.28)$$

em que $\dot{\mathbf{I}}$ é a taxa de mudança do tensor de inércia do corpo e $\dot{\boldsymbol{\omega}}$ é a taxa de mudança da velocidade angular do corpo, ambas definidas no sistema b . No entanto, o trabalho se baseia em simulações de eventos discretos. Em cada iteração o tensor de inércia \mathbf{I} é admitido como sendo constante e recalculado de forma independente a sua taxa de variação, e sim considerando o novo posicionamento e a nova orientação das seções da espaçonave em relação ao seu sistema b . De tal forma que o equacionamento pode

admitir $\dot{\mathbf{I}}$ como sendo nulo.

A Equação 3.27 leva ao seguinte sistema de equações de movimento, cujas grandezas devem ser todas definidas em um sistema fixo no corpo:

$$\begin{aligned}\tau_x &= (I_{xx}\dot{\omega}_x - I_{xy}\dot{\omega}_y - I_{xz}\dot{\omega}_z) \\ &\quad + (-I_{zx}\omega_x - I_{zy}\omega_y + I_{zz}\omega_x)\omega_y \quad , \\ &\quad + (I_{yx}\omega_x - I_{yy}\omega_y + I_{yz}\omega_z)\omega_z\end{aligned}\quad (3.29a)$$

$$\begin{aligned}\tau_y &= (-I_{yx}\dot{\omega}_x + I_{yy}\dot{\omega}_y - I_{yz}\dot{\omega}_z) \\ &\quad + (I_{zx}\omega_x + I_{zy}\omega_y - I_{zz}\omega_x)\omega_x \quad , \\ &\quad + (I_{xx}\omega_x - I_{xy}\omega_y - I_{xz}\omega_z)\omega_z\end{aligned}\quad (3.29b)$$

$$\begin{aligned}\tau_z &= (-I_{zx}\dot{\omega}_x - I_{zy}\dot{\omega}_y + I_{zz}\dot{\omega}_z) \\ &\quad + (-I_{yx}\omega_x + I_{yy}\omega_y - I_{yz}\omega_x)\omega_x \quad . \\ &\quad + (-I_{xx}\omega_x + I_{xy}\omega_y + I_{xz}\omega_z)\omega_y\end{aligned}\quad (3.29c)$$

Percebe-se que, para o caso de um corpo rígido, com o tensor de inércia definido no sistema de seus eixos principais e, portanto, produtos de inércia nulos, como também discutido por [Wie \(2008\)](#), as equações de movimento são dadas por:

$$\tau_x = I_{xx}\dot{\omega}_x - (I_{yy} - I_{zz})\omega_y\omega_z \quad , \quad (3.30a)$$

$$\tau_y = I_{yy}\dot{\omega}_y - (I_{zz} - I_{xx})\omega_z\omega_x \quad , \quad (3.30b)$$

$$\tau_z = I_{zz}\dot{\omega}_z - (I_{xx} - I_{yy})\omega_x\omega_y \quad . \quad (3.30c)$$

As matrizes de rotação por um ângulo θ de um sistema de referência em torno de seus eixos x , y e z são indicadas pelas Equações 3.31, 3.32 e 3.33, respectivamente ([WERTZ, 1978](#)):

$$\mathbf{R}_1(\theta) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\theta) & \text{sen}(\theta) \\ 0 & -\text{sen}(\theta) & \cos(\theta) \end{bmatrix}, \quad (3.31)$$

$$\mathbf{R}_2(\theta) = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\text{sen}(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \text{sen}(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix}, \quad (3.32)$$

$$\mathbf{R}_3(\theta) = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & \text{sen}(\theta) & 0 \\ -\text{sen}(\theta) & \cos(\theta) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (3.33)$$

Seguindo uma cinemática em termo dos ângulos de Euler, para uma sequência de rotações 3-2-1 ($\mathbf{R}_1(\theta_1)\mathbf{R}_2(\theta_2)\mathbf{R}_3(\theta_3)$), obtem-se a expressão com as taxas de variação dos ângulos de Euler indicada pela Equação 3.34.

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\text{sen}(\theta_2) \\ 0 & \cos(\theta_1) & \text{sen}(\theta_1)\cos(\theta_2) \\ 0 & -\text{sen}(\theta_1) & \cos(\theta_1)\cos(\theta_2) \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} \dot{\theta}_1 \\ \dot{\theta}_2 \\ \dot{\theta}_3 \end{bmatrix}, \quad (3.34)$$

em que $\boldsymbol{\omega} = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ é o vetor da velocidade angular do corpo definido no sistema referencial fixo a ele.

3.3 Desafios Tecnológicos

A influência da atitude da vela solar na propagação de sua trajetória oferece alguns desafios para a simulação orbital. O contínuo empuxo gerado pela pressão de radiação solar faz com que as duas dinâmicas sejam problemas acoplados. O comportamento das propriedades ópticas do material que compõe a superfície refletora influenciam no vetor de sua aceleração resultante. Além disso, suas grandes dimensões e leveza impõem dificuldades para seu controle de atitude. Deve-se ter uma atenção aos seus atuadores e se eles garantem a controlabilidade da espaçonave. Outra dificuldade é provocada pela alta flexibilidade de sua estrutura, que ocasiona deformações da superfície refletora, o que também afeta a direção da aceleração propulsiva resultante.

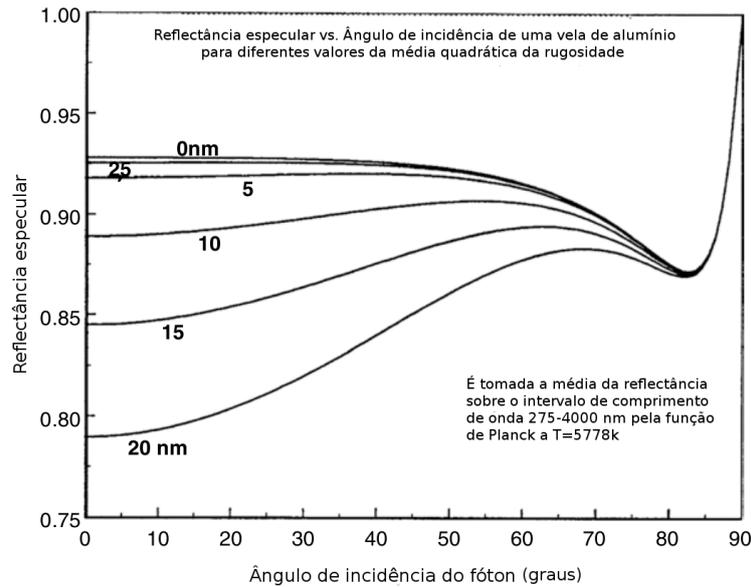
3.3.1 Reflexão não-ideal

Como indicado pela Seção 3.1.2, a força gerada pela pressão de radiação solar depende do valor de alguns coeficientes ópticos da superfície refletora da vela solar. O valor que alguns desses coeficientes assumem sob determinadas condições são discutidas nesta seção.

De acordo com [Vulpetti et al. \(2015\)](#), o coeficiente óptico de reflectância é função

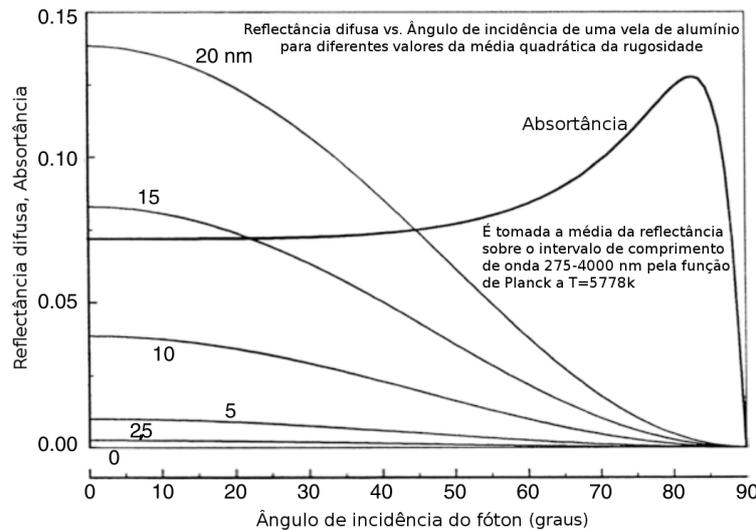
do comprimento da onda incidente e sua polarização, da rugosidade da superfície refletora e do ângulo de incidência da onda. Este último também influencia no valor do coeficiente de absortância. Seus valores, para uma superfície de alumínio com espessura de aproximadamente 100 nm é indicada pelas Figuras 3.3 e 3.4.

Figura 3.3 - Reflectância especular de um filme de alumínio como função do ângulo de incidência da luz e rugosidade da superfície



Fonte: Adaptada de Vulpetti et al. (2015, p. 214).

Figura 3.4 - Reflectância difusa de um filme de alumínio como função do ângulo de incidência da luz e rugosidade da superfície. Absortância como função do ângulo de incidência.



Fonte: Adaptada de Vulpetti et al. (2015, p. 214).

3.3.2 Flexibilidade da estrutura

Neste trabalho, é necessário utilizar teorias da deformação de corpos num espaço tridimensional para a implementação de algumas das abordagens de deformações da superfície refletora da vela solar a serem consideradas nos modelos da dinâmica de atitude do veículo.

3.3.2.1 Tensor de inércia

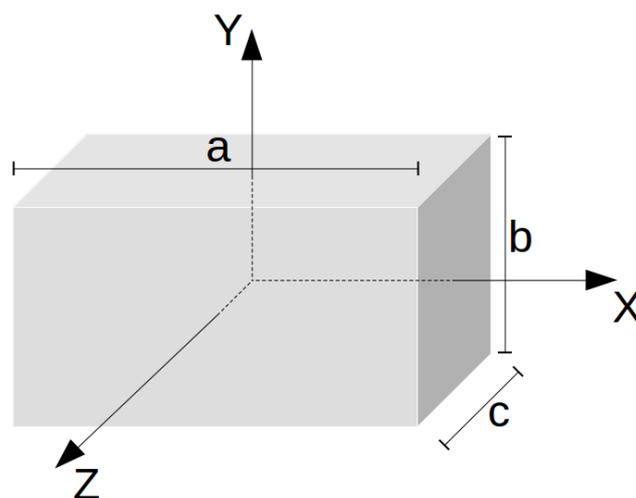
O conteúdo desta seção é apresentado por [Peraire e Widnall \(2008\)](#). Como discutido na Seção 3.2.3, a definição da quantidade de movimento angular de um corpo rígido em três dimensões introduz o conceito do tensor de inércia:

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix}, \quad (3.35)$$

em que I_{xx} , I_{yy} e I_{zz} são os momentos de inércia principais e I_{xy} , I_{yx} , I_{xz} , I_{zx} , I_{yz} e I_{zy} são os produtos de inércia.

Toma-se como exemplo o corpo de um paralelepípedo de massa M e dimensões a , b e c ao longo dos eixos X , Y e Z , respectivamente, de um sistema com origem no centróide do corpo. Esse esquema é ilustrado pela Figura 3.5.

Figura 3.5 - Paralelepípedo



Fonte: Produção do autor.

O tensor de inércia do paralelepípedo em relação ao sistema de coordenadas da Figura 3.5 é indicado por:

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} (b^2 + c^2)\frac{M}{12} & 0 & 0 \\ 0 & (a^2 + c^2)\frac{M}{12} & 0 \\ 0 & 0 & (a^2 + b^2)\frac{M}{12} \end{bmatrix}. \quad (3.36)$$

Para definir o tensor de inércia de um corpo em um sistema de referência cuja origem não esteja no centróide do corpo, é preciso transladá-lo. Considerando que o centróide do corpo esteja a uma distância $\mathbf{d} = [d_X \ d_Y \ d_Z]$ da origem do sistema de referência, define-se uma matriz antissimétrica \mathbf{D} indicada por:

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} 0 & -d_Z & d_Y \\ d_Z & 0 & -d_X \\ -d_Y & d_X & 0 \end{bmatrix}. \quad (3.37)$$

Desta forma, pelo Teorema dos Eixos Paralelos, o novo tensor de inércia do corpo \mathbf{I}_O , em relação à origem do sistema de referência, é calculado por:

$$\mathbf{I}_O = \mathbf{I}_C - M\mathbf{D}^2, \quad (3.38)$$

em que \mathbf{I}_C é o tensor de inércia do corpo em relação ao seu centróide, M é a massa total do corpo, \mathbf{D} é a matriz assimétrica construída a partir do vetor \mathbf{d} da distância do centróide do corpo à origem do sistema.

Por sua vez, para definir o tensor de inércia \mathbf{I}_R de um corpo em um sistema de referência rotacionado em relação ao original, é preciso, primeiramente, definir uma matriz de rotação \mathbf{R} entre os dois sistemas. Desta forma, a rotação do tensor de inércia \mathbf{I}_C do corpo no novo sistema é calculado como indicado pela Equação 3.39:

$$\mathbf{I}_R = \mathbf{R}\mathbf{I}_C\mathbf{R}^T. \quad (3.39)$$

3.3.2.2 Método dos elementos finitos

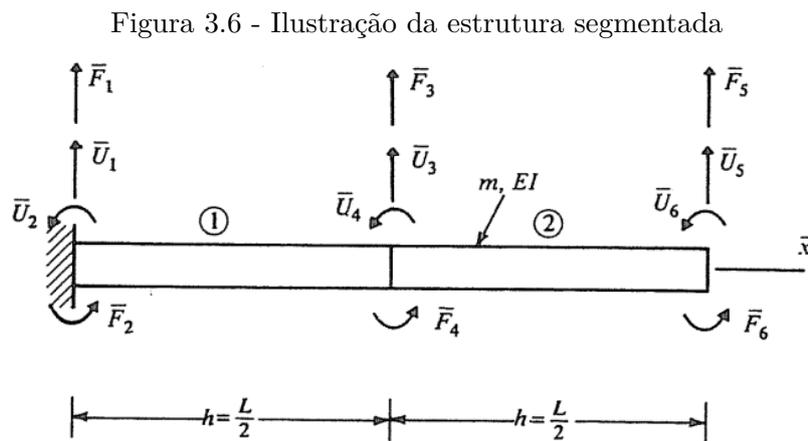
Para o cálculo das deformações da superfície refletora da vela solar, sujeita às forças do sistema de controle de atitude do veículo, foi utilizado o método dos elementos finitos para deformações em uma dimensão apresentado por Meirovitch (1986).

A equação de movimento de Lagrange para a estrutura deformada, na forma matricial, é apresentada pela Equação 3.40.

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{u}} + \mathbf{K}\mathbf{u} = \mathbf{f} \quad , \quad (3.40)$$

em que \mathbf{M} é a matriz de inércia da estrutura, \mathbf{K} é a matriz de rigidez da estrutura, \mathbf{f} é o vetor de forças externas sobre a estrutura e \mathbf{u} é o vetor de estado da estrutura.

A Figura 3.6 ilustra os elementos e forças atuantes sobre os nodos de uma estrutura segmentada. Na ilustração apresentada, existem 2 elementos e, conseqüentemente, 3 nodos. Como se pode verificar, no caso do vetor de estado \mathbf{u} , os índices ímpares indicam o deslocamento linear, enquanto os índices pares indicam os deslocamentos angulares de seus respectivos nodos. Para o vetor força \mathbf{f} , os índices ímpares indicam forças de natureza linear e índices pares indicam torques atuando sobre seus respectivos nodos.



Fonte: Meirovitch (1986, p. 323).

A matriz de rigidez de cada elemento do corpo é derivada a partir da expressão que relaciona o deslocamento de um nodo com a força atuando sobre o mesmo e é definida por:

$$\mathbf{K}_i = \frac{EI}{h^3} \begin{bmatrix} 12 & 6 & -12 & 6 \\ 6 & 4 & -6 & 2 \\ -12 & -6 & 12 & -6 \\ 6 & 2 & -6 & 4 \end{bmatrix}, \quad (3.41)$$

em que E é o módulo de Young do material e I é o momento de inércia da seção de área lateral do elemento.

De tal forma que a matriz de rigidez de toda a estrutura é definida pela Equação 3.42. Para isso, é preciso construir uma matriz de rigidez estendida \mathbf{K}_e para cada matriz de rigidez de elemento \mathbf{K}_i , as quais têm uma quantidade de zeros acrescentadas a elas até que atinjam a dimensão $(N \times N)$:

$$\mathbf{K} = \sum_{e=1}^N \mathbf{K}_e \quad . \quad (3.42)$$

A matriz de inércia de cada elemento do corpo é derivada de forma análoga à matriz de rigidez e é definida por:

$$\mathbf{M}_i = \frac{mh}{420} \begin{bmatrix} 156 & 22 & 54 & -13 \\ 22 & 4 & 13 & -3 \\ 54 & 13 & 156 & -22 \\ -13 & -3 & -22 & 4 \end{bmatrix}, \quad (3.43)$$

em que m é a massa do elemento e h é o comprimento do elemento.

De tal forma que a matriz de inércia de toda a estrutura é definida pela Equação 3.44. Da mesma forma como é feita com a matriz de rigidez, é preciso construir uma matriz de inércia estendida \mathbf{M}_e para cada matriz de inércia de elemento \mathbf{M}_i , as quais têm uma quantidade de zeros acrescentadas a elas até que atinjam a dimensão $(N \times N)$:

$$\mathbf{M} = \sum_{e=1}^N \mathbf{M}_e \quad , \quad (3.44)$$

em que N é o número de elementos de toda a estrutura.

Analogamente, o vetor de forças externas sobre a estrutura é calculado levando em conta uma somatória de vetores estendidos de força \mathbf{f}_e , construídos a partir das forças atuantes em cada nodo da estrutura, como indicado por:

$$\mathbf{f} = \sum_{e=1}^N \mathbf{f}_e \quad . \quad (3.45)$$

O vetor de estado \mathbf{u} também é construído da mesma forma, a partir de uma somatória das matrizes estendidas de estado dos elementos da estrutura \mathbf{u}_e , como indicado

por:

$$\mathbf{u} = \sum_{e=1}^N \mathbf{u}_e \quad . \quad (3.46)$$

Deve-se lembrar que cada par de elementos $[u_i \quad u_{i+1}]$ do vetor de estado possui um nodo correspondente, sendo o primeiro u_i relativo ao deslocamento linear do nodo e o segundo u_{i+1} relativo ao deslocamento angular do nodo.

Para solucionar uma equação diferencial matricial, como a Equação 3.40, deve-se rearranjá-la na forma da Equação 3.47, de acordo com Chen (2017):

$$\dot{\mathbf{u}} = \mathbf{A}\mathbf{u} + \mathbf{b} \quad , \quad (3.47)$$

em que \mathbf{A} é a matriz de coeficientes do sistema e \mathbf{b} é o vetor de parâmetros de entrada do sistema.

Desta forma, a solução da Equação 3.40 se apresenta na forma da Equação 3.48.

$$\mathbf{u}(t) = -\mathbf{A}^{-1}\mathbf{b} + e^{(\mathbf{A}t)}[\mathbf{u}(0) + \mathbf{A}^{-1}\mathbf{b}] \quad , \quad (3.48)$$

em que $\mathbf{u}(t)$ é o vetor de estado do sistema no instante t , de dimensão $(1 \times N)$, \mathbf{A} é a matriz de coeficientes definida pela Equação 3.49 e \mathbf{b} é o vetor de parâmetros definido pela Equação 3.50.

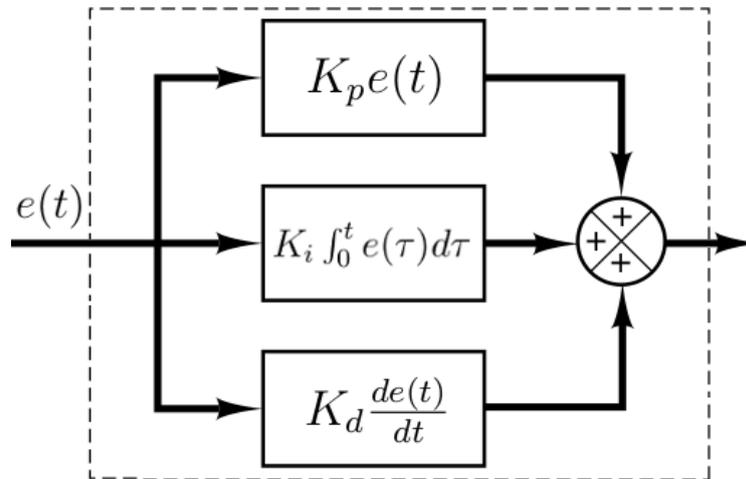
$$\mathbf{A} = \left[\begin{array}{c|c} \bar{\mathbf{0}} & \bar{\mathbf{I}} \\ \hline -\mathbf{M}^{-1}\mathbf{K} & \bar{\mathbf{0}} \end{array} \right], \quad (3.49)$$

em que $\bar{\mathbf{0}}$ é uma matriz de zeros de dimensão $(N \times N)$ e $\bar{\mathbf{I}}$ é uma matriz identidade de dimensão $(N \times N)$.

$$\mathbf{b} = \left[\begin{array}{c} \bar{\mathbf{0}} \\ \hline -\mathbf{M}^{-1}\mathbf{f} \end{array} \right]. \quad (3.50)$$

A solução obtida pela Equação 3.48 é atualizada a cada iteração do simulador de atitude, de forma a determinar os valores da deformação da superfície refletora da vela solar a cada instante da simulação.

Figura 3.8 - Diagrama de blocos de um controlador PID clássico



Fonte: Adaptada de Ogata (2010, p. 590).

A Figura 3.8 exemplifica também o modo de funcionamento de um controlador PID clássico. O erro do sinal $e(t)$ (diferença entre sinal de referência e sinal medido pelos sensores) tem seu valor operado de três formas distintas:

- Multiplicado por uma constante K_p (Ganho Proporcional);
- Sua integral ao longo do tempo multiplicada por uma constante K_i (Ganho Integral);
- Sua derivada ao longo do tempo multiplicada por uma constante K_d (Ganho Derivativo).

Esses três novos valores são então somados e servem como o sinal de entrada $u_{en}(t)$ dos atuadores do sistema, como indicado pela Equação 3.51:

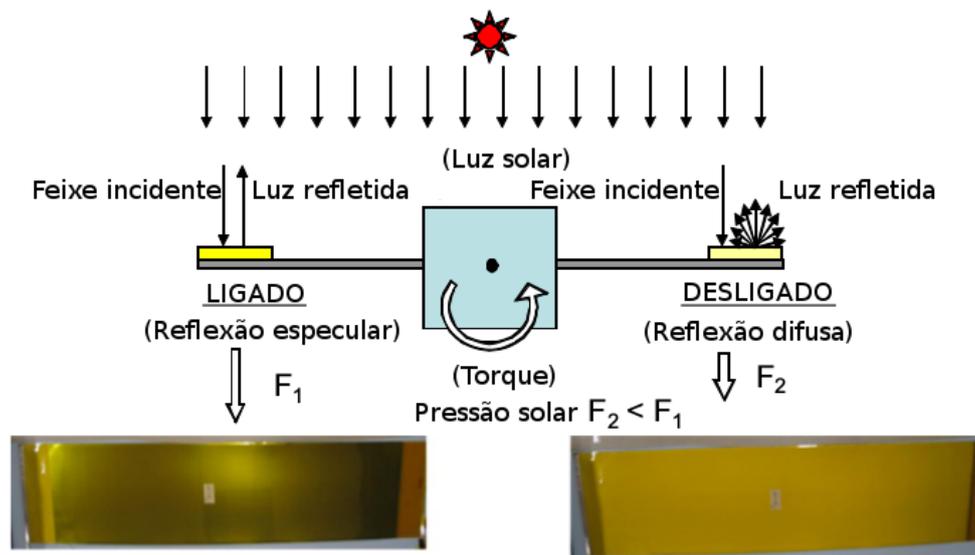
$$u_{en}(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad . \quad (3.51)$$

Deve-se, portanto, realizar um ajuste dos valores dos ganhos do controlador PID para que os atuadores sejam capazes de ajustar o sistema ao sinal desejado (sinal de referência). Para este trabalho, como não há o objetivo de desenvolver um controle otimizado e sim avaliar diferentes desempenhos de modelos da dinâmica de atitude de velas solares, usou-se um ajuste manual para determinar os valores dos ganhos dos sistemas simulados.

3.3.3.2 Atuador

É dedicada uma atenção especial para a discussão de tecnologias capazes de realizar o controle de atitude de uma vela solar. Dentro do contexto da variação dos coeficientes ópticos de reflexão, existem filmes de cristais líquidos cujos coeficientes de reflectância especular e reflectância difusa se alteram caso haja a passagem de corrente elétrica no material. Estes filmes são usados na construção do Dispositivo de Controle de Reflectância (RCD - *Reflectance Control Device*) que, por sua vez, pode ser utilizado no controle de atitude de uma espaçonave por ser capaz de gerar torques sobre a mesma, como ilustrado pela Figura 3.9.

Figura 3.9 - Esquema de funcionamento dos RCDs



Fonte: Adaptada de Tsuda et al. (2011a, p. 839).

A Figura 3.10 apresenta a maneira como os RCDs foram dispostos na espaçonave IKARUS. Os 18 segmentos retangulares alaranjados na parte de baixo da figura indicam 18 dos 72 RCDs utilizados na missão. É importante notar como eles foram dispostos nas extremidades da vela solar, mais afastados do centro de massa do veículo, de tal forma a proporcionar o maior torque de controle possível. Os segmentos retangulares pretos, mais centralizados na figura, são alguns dos painéis solares empregados na missão.

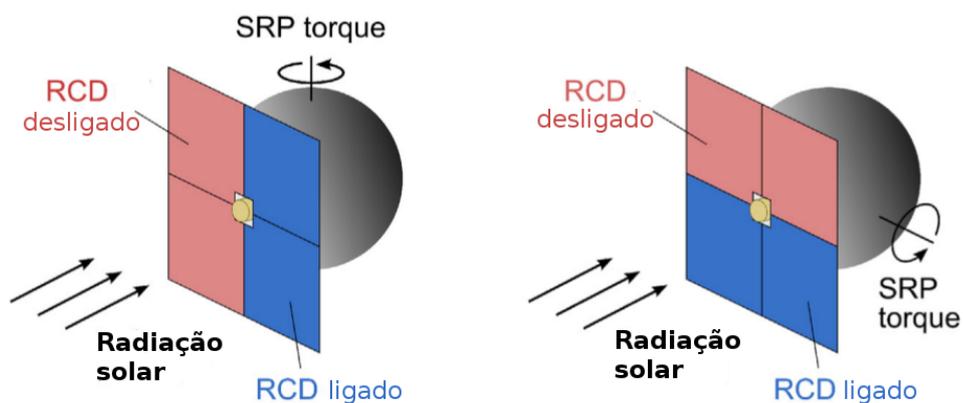
Figura 3.10 - Foto de um quarto da superfície refletora da espaçonave IKARUS



Fonte: Tsuda et al. (2011a, p. 836).

Os RCDs, no entanto, apresentam uma limitação: não são capazes de gerar torques na direção normal da superfície refletora. A força resultante gerada pelos RCDs é sempre normal à superfície da vela solar. Isso pois o ângulo de reflexão da parcela de reflexão especular é igual ao ângulo de incidência da luz, sendo elas e a normal da superfície coplanares. O torque gerado por eles se baseia na diferença do módulo da força gerado por cada um, relacionado a maneira como estão dispostos, como ilustrado pela Figura 3.11. No entanto, como essas forças são sempre normais à superfície da vela solar, então suas diferenças de módulos só geram torques que pertencem ao plano da vela solar.

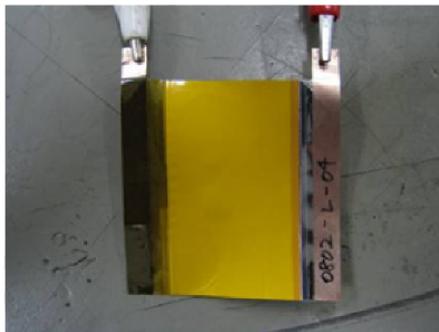
Figura 3.11 - Ilustração de torques gerados pelo RCD convencional



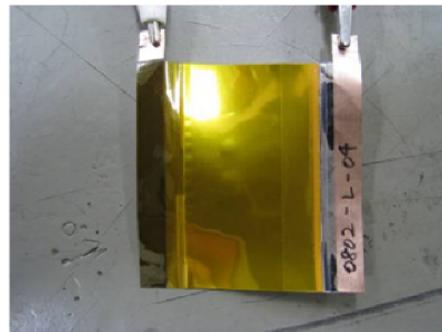
Fonte: Adaptada de Kikuchi e Kawaguchi (2018, p. 4).

Para contornar este problema, é necessário um dispositivo cuja força resultante possua componentes no plano da superfície da vela solar. Ou seja, dispositivos cujo ângulo de reflexão da parcela de reflexão especular seja diferente do ângulo de incidência da luz. Desta forma, Kikuchi e Kawaguchi (2018) apresentaram o Dispositivo de Controle de Reflectância Avançado. Este dispositivo é capaz de refletir de forma oblíqua e especular uma luz incidente na direção normal, o que possibilita a geração de torques na direção normal a superfície refletora da vela solar. O contraste dos estados de funcionamento dos RCDs convencional e avançado são apresentados pelas Figuras 3.12 e 3.13, respectivamente.

Figura 3.12 - Estados de funcionamento do RCD convencional



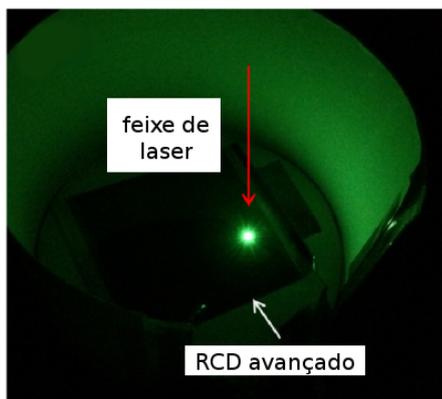
a) Desligado



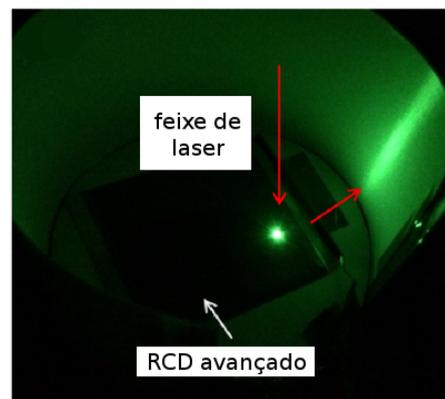
b) Ligado

Fonte: Adaptada de Kikuchi e Kawaguchi (2018, p. 3).

Figura 3.13 - Estados de funcionamento do RCD Avançado



a) Desligado



b) Ligado

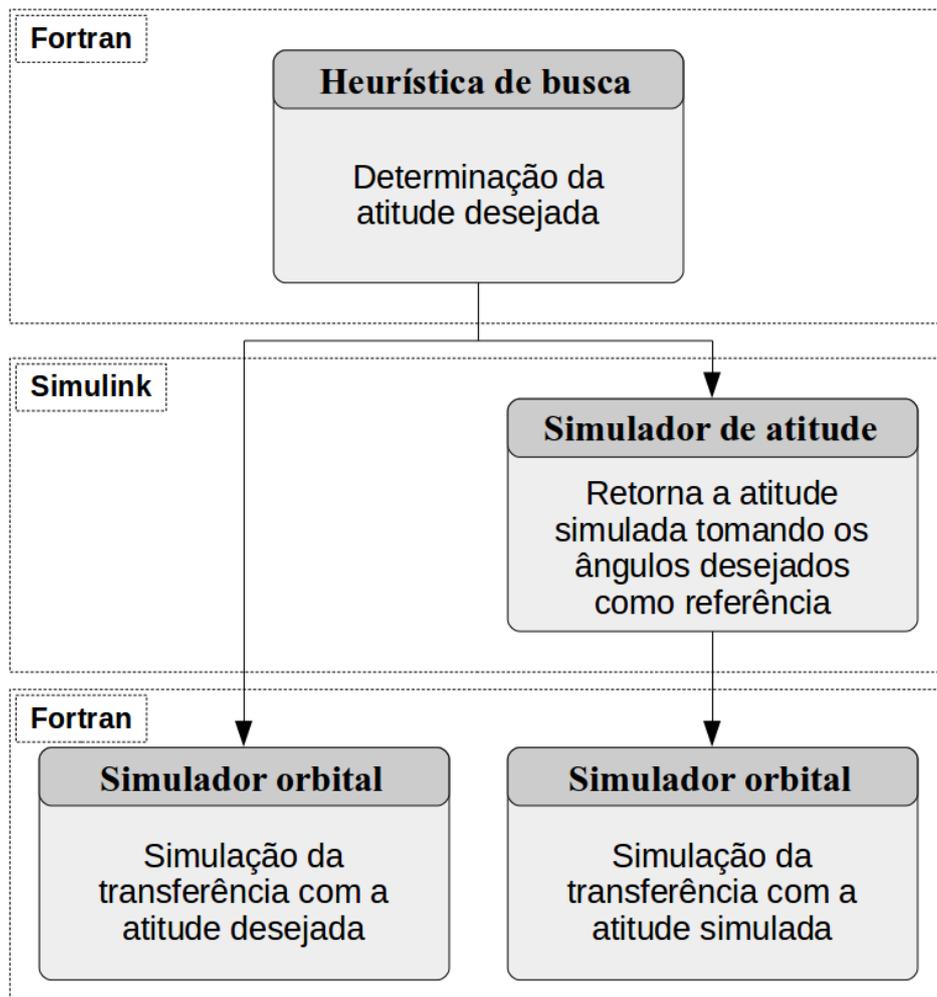
Fonte: Adaptada de Kikuchi e Kawaguchi (2018, p. 3).

É importante ressaltar que o uso de RCDs convencionais para controle de atitude de velas solares já foi testado e validado pela missão IKAROS, da JAXA (TSUDA et al., 2011a). São dispositivos que foram capazes de alterar a atitude da espaçonave em uma taxa de mudança de até $1^\circ/\text{dia}$. Em contraste, o uso de RCDs avançados foi testado em ambiente controlado de laboratórios (KIKUCHI; KAWAGUCHI, 2018).

4 METODOLOGIA

O objetivo deste capítulo é descrever os meios e métodos utilizados para atingir os objetivos definidos no Capítulo 1, sendo que, de forma geral, pode-se traçar um diagrama da estratégia de simulação empregada neste trabalho e das interações entre as várias etapas existentes, como indicado na Figura 4.1.

Figura 4.1 - Diagrama geral da estratégia utilizada



Fonte: Produção do autor.

Inicialmente, são determinadas 3 trajetórias de atitude, 1 para cada vela solar de desempenho diferente, a partir da heurística de busca apresentada na Seção 5.1.2. Para cada uma dessas 3 trajetórias, suas respectivas sequências de ângulos de atitude, de-

finidos na Seção 4.2.2, são tomadas como referência para os simuladores. Cada uma dessas sequências resulta de uma busca que usa 1 vela solar, cada, com dimensões e desempenhos diferentes, cujo processo de escolha é explicado na Seção 4.1.1.

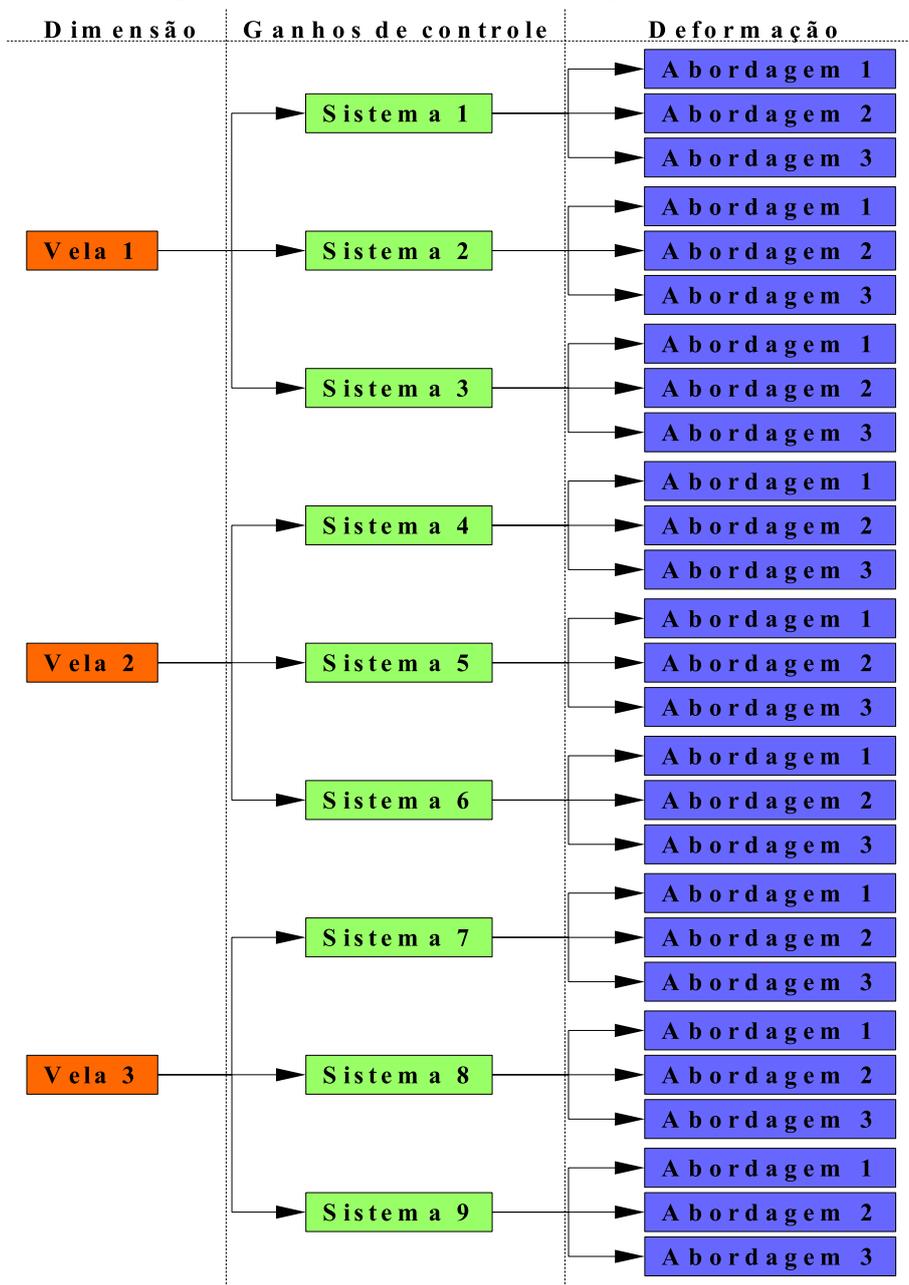
Seguindo o fluxo da Figura 4.1 pela esquerda, utiliza-se as 3 sequências de ângulos de atitude de referência obtidas para gerar 3 trajetórias orbitais de referência pelo simulador orbital. Percebe-se que esse fluxo de simulações não considera modelos elaborados da dinâmica de atitude da vela solar: quaisquer mudanças dos valores dos ângulos de atitude de referência são assumidas instantaneamente ao longo da simulação da trajetória, assim como não há nenhuma variação da atitude simulada para a atitude desejada. Ou seja, não são modelados atrasos ou erros transientes do sistema de controle, assim como não são consideradas deformações da superfície refletora. Como definido na Seção 1, neste trabalho, essas condições são tratadas como o Modelo Ideal da dinâmica de atitude da espaçonave. Assim como as simulações de trajetória que respeitam as condições do Modelo Ideal geram as trajetórias de referência, que servem como base comparativa dos resultados encontrados.

O fluxo de simulações à direita da Figura 4.1 ilustra a consideração dos diferentes modelos de atitude da vela solar que antecede as simulações orbitais. São concebidos 27 diferentes modelos, 9 para cada vela solar proposta, a serem considerados no *Spacecraft Attitude Simulator*. A Figura 4.2 apresenta um diagrama de como eles foram concebidos. Deve-se notar que, como esses modelos adotam considerações diferentes daquelas admitidas nos Modelos Ideais, eles são considerados como Modelos Não-Ideais da dinâmica de atitude de velas solares. Desta forma, com base nas sequências de ângulos de atitude de referência determinadas pela heurística de busca, são realizadas simulações da dinâmica de atitude para calcular as sequências de ângulos de atitude obtidas por cada modelo. Cada uma dessas 27 novas sequências são então fornecidas ao simulador orbital para gerar 27 trajetórias interplanetárias modificadas.

Em maiores detalhes, o diagrama da Figura 4.2 indica que a elaboração dos 27 modelos não-ideais da dinâmica de atitude da vela solar seguiram os seguintes passos:

- Definição de 3 dimensões de velas solares;
- Escolha de 3 sistemas de controle com ganhos diferentes para cada uma das velas solares (9 ao todo);
- Aplicação de cada uma das 3 abordagens de considerações para a deformação da superfície refletora da vela solar para todas as 9 condições assumidas (27 casos ao todo).

Figura 4.2 - Diagrama dos 27 Modelos Não-Ideais para a dinâmica de atitude



Fonte: Produção do autor.

4.1 Considerações iniciais

É necessário selecionar os valores para os coeficientes ópticos, parâmetros e configuração de construção das três velas consideradas nas simulações realizadas. Além disso, deve-se determinar os ganhos proporcionais, derivativos e integrais dos controladores PIDs clássicos considerados no simulador de atitude. E, por fim, é necessário apresentar os três modelos de deformações considerados para o comportamento do formato da superfície refletora da vela.

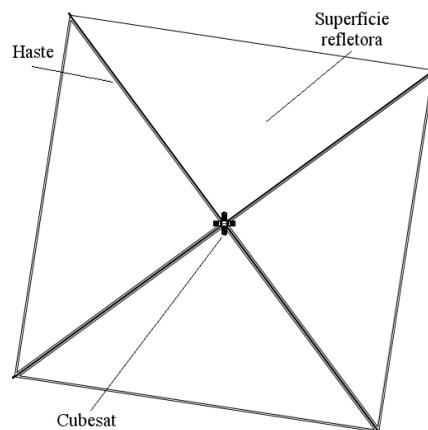
4.1.1 Parâmetros das velas

Para todos os casos abordados, considera-se uma vela solar plana quadrada, estabilizada por rotação sob seu eixo central (normal à superfície refletora da vela), com sistema de controle de atitude baseado na modulação dos coeficientes de reflectância de filmes de cristais líquidos dos RCDs. Essas características são inspiradas na missão IKAROS, da JAXA (TSUDA et al., 2011a).

Toma-se a missão LightSail-2, da Planetary Society (BETTS et al., 2017b), para definir os elementos que compõem o veículo espacial. A Figura 4.3 apresenta uma visão superior do desenho esquemático da espaçonave LightSail-2 de forma a representar a maneira como os elementos escolhidos se distribuem no veículo:

- Carga útil: CubeSat 3U;
- Hastes: liga não-magnética de cobalto-crômio-níquel-molibdênio Elgiloy[®];
- Superfície refletora: película de poliéster Mylar[®].

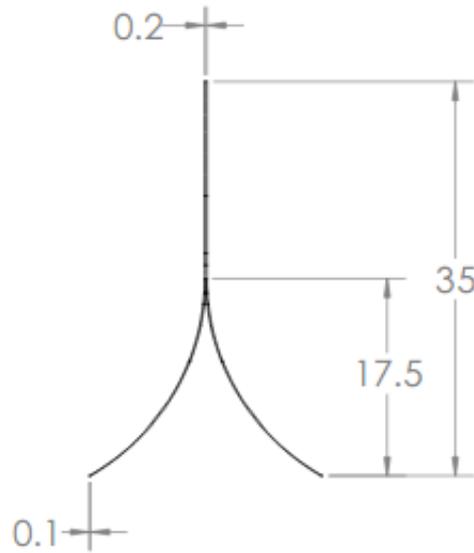
Figura 4.3 - Vista superior esquemática da espaçonave LightSail-2



Fonte: Adaptada de THE PLANETARY SOCIETY (2016).

A liga Elgiloy[®] apresenta uma densidade $\rho = 8,30 \text{ g/cm}^3$ e módulo de Young $E = 190 \text{ GPa}$, como apresentado por sua fabricante (ELGILOY SPECIALTY METALS, 2018). Toma-se ainda como referência o formato da haste da missão LightSail-2, como indicado por sua vista lateral na Figura 4.4, apresentado em seu desenho esquemático, disponibilizado pela Planetary Society. A vela solar possui 4 hastes, todas com uma das extremidades fixadas no CubeSat e que, por sua vez, servem de base de fixação para a superfície refletora.

Figura 4.4 - Vista lateral esquemática da haste da espaçonave LightSail-2 (unidade em *mm*)

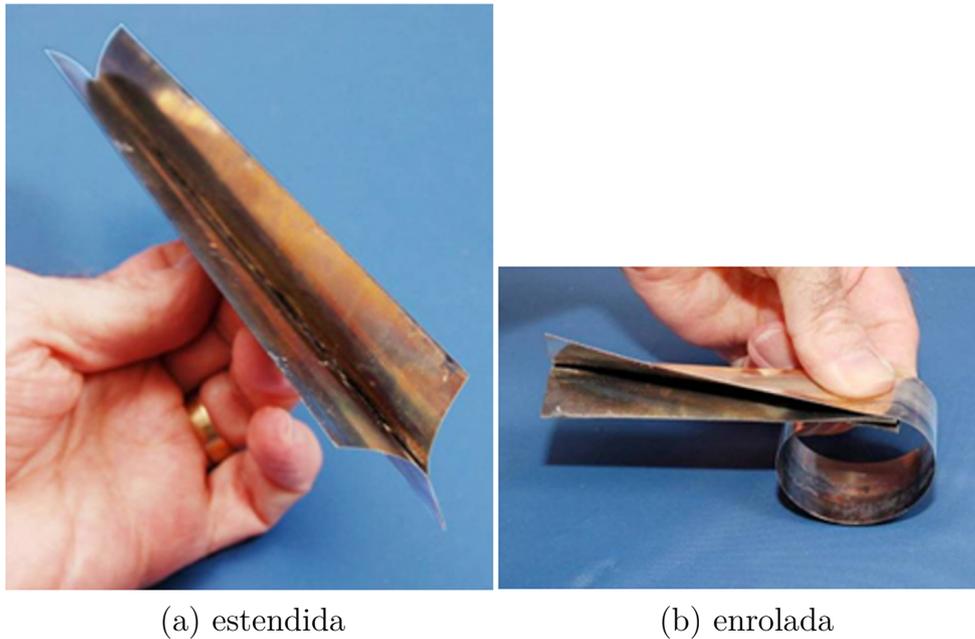


Fonte: THE PLANETARY SOCIETY (2016).

A missão NanoSail-D, a primeira a instalar uma vela solar em um CubeSat, aplicou o mesmo projeto de haste que será usado na missão LightSail-2. Foram disponibilizadas imagens de uma seção da haste estendida e enrolada, indicadas pelas Figuras 4.5(a) e 4.5(b), respectivamente. Destaca-se a Figura 4.5(b), que indica como a haste é enrolada dentro do CubeSat, até que ocorra o desdobramento da vela solar.

A película Mylar[®] apresenta uma densidade $\rho = 1,38 \text{ g/cm}^3$ e módulo de Young $E = 3,79 \text{ GPa}$, como apresentado por McInnes (2004). Novamente, pela missão LightSail-2, adotou-se uma espessura de $4,5 \text{ }\mu\text{m}$ para a película. Além disso, elas são dispostas em 4 segmentos trapezoidais, cada um fixo a um par de hastes.

Figura 4.5 - Fotos de uma seção de haste usada na missão NanoSail-D



(a) estendida

(b) enrolada

Fonte: Johnson et al. (2011).

4.1.1.1 Coeficientes ópticos

McInnes (2004) apresenta alguns valores de coeficientes ópticos de velas solares fornecidos pelo Jet Propulsion Laboratory (JPL) da NASA, indicados pela Tabela 4.1.

Tabela 4.1 - Coeficientes ópticos de velas segundo o JPL

	r	r_{spec}/r	ϵ_f	ϵ_b	χ_f	χ_b
Ideal	1	1	0	0	2/3	2/3
Quadrada	0,88	0,94	0,05	0,55	0,79	0,55
Heliogyro	0,88	0,94	0,05	0,55	0,79	0,55

Fonte: McInnes (2004, p. 50).

Os valores da segunda linha correspondem a uma vela solar plana quadrada, configuração analisada nas simulações deste trabalho. A primeira coluna corresponde ao coeficiente de reflectância, sendo a segunda coluna a fração de reflexão especular. No entanto, considerou-se esses valores, assim como o da absorvância, como funções do ângulo de incidência da luz sobre a vela para uma superfície de alumínio de rugosidade média de 20 nm, usando os valores de maior rugosidade (pior caso)

das Figuras 3.3 e 3.4. Os valores de interesse apresentados nestas figuras foram convertidos em tabelas por uso de ferramenta gráfica e os valores das tabelas, por sua vez, foram interpolados ao longo das simulações para determinar os valores dos coeficientes em cada iteração.

A terceira e quarta colunas correspondem ao valor da emitância frontal e posterior da vela, enquanto a quinta e sexta colunas correspondem ao coeficiente de emissão/difusão frontal e posterior da vela, respectivamente. Portanto, para a Equação 3.13, estabeleceu-se $\chi_f = 0,79$, $\epsilon_f = 0,05$, $\chi_b = 0,55$ e $\epsilon_b = 0,55$, resultando em um fator adimensional de impulso provocado por emissão de radiação $\kappa = -0,438$.

Ainda sobre a Tabela 4.1, é importante não confundir o conceito de vela com reflexão ideal da primeira linha, tratado pela NASA, nesse contexto, como uma superfície de reflexão puramente especular, com o conceito de modelo ideal de vela deste trabalho, que foca no comportamento da atitude do corpo e não das suas propriedades ópticas.

4.1.1.2 Dimensões das velas solares

McInnes (2004) realizou uma breve comparação entre a eficiência de veículos propelidos por velas solares e outros tipos de propulsão. Apesar de velas solares se deslocarem sem consumo de combustível, McInnes tomou a equação do foguete de Tsiolkovsky, apresentada pela Equação 4.1, levando em consideração que a massa da vela solar seria uma massa descartável ao final da missão, ou seja, se equivaleria à massa do combustível consumido. Caso contrário, o impulso específico teórico de uma vela solar seria infinito.

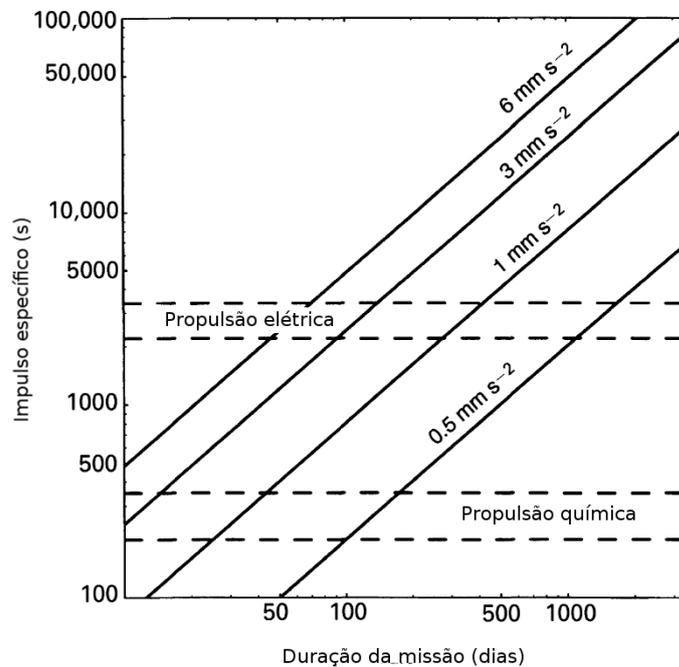
$$m_2 = m_1 \exp\left(-\frac{\Delta v}{g_{st} I_{sp}}\right), \quad (4.1)$$

em que m_1 é a massa da carga útil do veículo mais a massa da vela solar, m_2 é a massa da carga útil do veículo, Δv é o ganho efetivo de velocidade proporcionado pela aceleração característica da vela ao longo da duração da missão, $g_{st} = 9,81 \text{ m/s}^2$ é a aceleração gravitacional padrão ao nível do mar e I_{sp} é o impulso específico do sistema de propulsão.

Dada a maneira como o cálculo do impulso específico da vela solar foi concebido, quanto maior o tempo de uma missão, maior é o incremento de velocidade gerado pelas forças de pressão de radiação para uma mesma razão de massa consumida (massa da vela solar). Ou seja, o impulso específico deste meio de propulsão aumenta a medida que o tempo de missão é maior.

Desta forma, o autor obteve o resultado apresentado pela Figura 4.6. A partir dessa análise, surge o valor desejável de velas com acelerações específicas iguais a $1 \text{ mm}/s^2$ que, em missões com algumas dezenas de dias, já são capazes de se equiparar ao impulso gerado por sistemas de propulsão química. Nota-se que a aceleração característica de uma vela solar é a aceleração que a mesma é capaz de oferecer, devido às forças de pressão de radiação solar atuando em sua superfície refletora, a uma distância de 1 UA do Sol. Essa variável é um parâmetro de construção que depende da dimensão e materiais que compõe o veículo espacial, ou seja, possui valor constante para uma mesma vela solar.

Figura 4.6 - Comparação de velas solares com outros sistemas de propulsão



As linhas contínuas representam os valores de impulso específico de velas solares com diferentes valores de aceleração característica.

Fonte: Adaptada de [McInnes \(2004, p. 19\)](#).

Levando em conta essa análise e ainda tomando a missão LighSail-2 como referência, estipula-se um comprimento de 4 m para cada uma das 4 hastes da primeira vela a ser simulada e uma espaçonave de massa total igual a 5 kg . Por consequência, define-se sua área de superfície refletora $A = 32 \text{ m}^2$ e seu carregamento $\sigma = 156,25 \text{ g}/\text{m}^2$. Em sequência, dobra-se o valor do comprimento da haste para 8 m , levando a uma área $A = 128 \text{ m}^2$ e um carregamento $\sigma = 39,0625 \text{ g}/\text{m}^2$. Por fim, dobra-se novamente o

valor do comprimento da haste para 16 m, provocando uma área $A = 512 \text{ m}^2$ e um carregamento $\sigma = 9,7656 \text{ g/m}^2$. Calculou-se que velas solares com os mesmos coeficientes ópticos considerados neste trabalho e carregamento $\sigma = 9,12 \text{ g/m}^2$ possuem aceleração característica de 1 mm/s^2 , o que indica que o valor de comprimento de 16 m já é um valor próximo do valor desejado para futuras missões com uso de velas solares.

Em resumo, as dimensões consideradas são apresentadas na Tabela 4.2.

Tabela 4.2 - Dimensões das velas consideradas

	Haste: L [m]	Área: A [m ²]	Carregamento: σ [g/m ²]
Vela 1	4	32	156,25
Vela 2	8	128	39,0625
Vela 3	16	512	9,7656

Fonte: Produção do autor.

Desta forma, todos os coeficientes e parâmetros da vela foram definidos de maneira a permitir a determinação da aceleração no referencial inercial heliocêntrico em cada iteração, em todas as simulações realizadas.

4.1.2 Ganhos dos controladores

Cada uma das velas consideradas apresenta diferentes tensores de inércia, como apresentados pela Tabela 4.3, sendo que todos são definidos no *Spacecraft Spinning Frame* (SSF), apresentado na Figura 4.11. Os valores dos produtos de inércia I_{xy} , I_{yx} , I_{xz} , I_{zx} , I_{yz} e I_{zy} não são indicados na Tabela 4.3 pois são todos nulos. Isso pois os eixos do SSF são os eixos principais de inércia do veículo.

Tabela 4.3 - Momentos de inércia principais das velas consideradas

	I_{xx} [kg · m ²]	I_{yy} [kg · m ²]	I_{zz} [kg · m ²]
Vela 1	6,47	3,30	3,30
Vela 2	60,25	30,20	30,20
Vela 3	618,60	309,37	309,37

Fonte: Produção do autor.

Como descrito no início deste capítulo, é necessária uma combinação de 9 sistemas de controle, com 3 conjuntos de ganhos diferentes para cada vela. Cada conjunto de 3 sistemas de controle, por sua vez, é escolhido tomando como base suas respostas ao degrau.

A partir deste ponto, adota-se uma nomenclatura alternativa para os sistemas de controle indicados pela Figura 4.2. Os Sistemas 1, 4 e 7 são o Sistema 1 das Velas 1, 2 e 3, respectivamente. Em adição, os Sistemas 2, 5, e 8 são o Sistema 2 das Velas 1, 2 e 3, respectivamente. E, finalmente, os Sistemas 3, 6 e 9 são o Sistema 3 das Velas 1, 2 e 3, respectivamente. Ou seja, cada sistema possui uma numeração de 1 a 3 associada a uma Vela.

O sistema de controle implementado nas simulações é um PID clássico. Para a determinação de seus ganhos, foram realizadas diversas simulações nas quais cada vela solar foi posicionada inicialmente com sua normal paralela aos raios incidentes do Sol, ou seja, ângulo de atitude $\alpha = 0^\circ$, como definido na Figura 3.1. No entanto, com o valor de referência para o ângulo de atitude $\alpha = 1^\circ$, ou seja, foi realizada uma simulação com uma entrada correspondente à função degrau unitário. Por meio de uma sintonização manual, buscou-se valores dos ganhos que ofereceram o menor tempo de acomodação, com tolerância admitida de 2%, para essas simulações. Esses foram os valores usados para os Sistemas 1 de todas as velas.

Com o intuito de aumentar o erro transiente da resposta ao degrau do sistema de controle para poder comparar seus efeitos nos desvios da trajetória, dividiu-se pela metade os valores dos ganhos proporcionais e derivativos dos Sistemas 1 de todas as velas para se determinar os ganhos dos Sistemas 2 de cada uma delas. Esse procedimento foi realizado mais uma vez, sobre os valores dos ganhos dos Sistemas 2, para a determinação dos ganhos dos Sistemas 3. Os valores das características desses sistemas, após a definição de seus ganhos, são apresentados na Tabela 4.4.

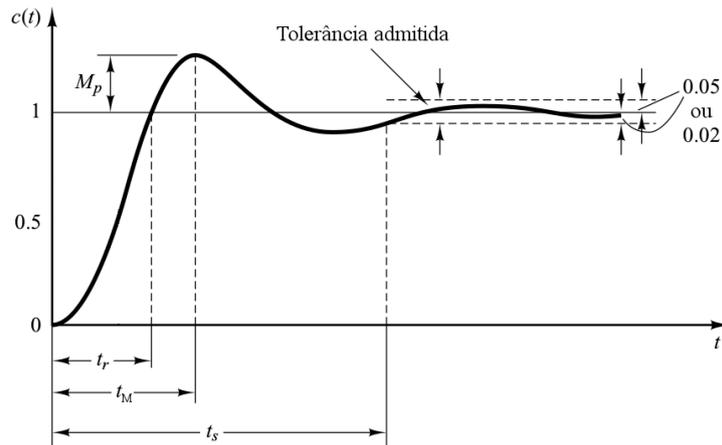
Na Tabela 4.4, t_r corresponde ao tempo de subida do sinal, de 0% a 100% do sinal de referência. M_P corresponde a sobrelevação do sinal, assim como t_M ao instante de sua ocorrência, ou seja, o tempo de pico. Por fim, t_s corresponde ao tempo de acomodação, instante a partir do qual o sinal não assume mais nenhum valor que difere em 2% do valor do sinal de referência. Essas grandezas são ilustradas pela Figura 4.7.

Tabela 4.4 - Características dinâmicas da resposta ao degrau dos sistemas considerados

	t_r [dias]	M_P [%]	t_M [dias]	t_s [dias]
Sistema 1	4,75	1,31	5,75	4,25
Sistema 2	4,25	15,09	6,25	13,25
Sistema 3	5,25	30,76	8,25	27,25
Sistema 4	5,25	0,39	6,25	4,50
Sistema 5	4,25	13,11	6,00	9,25
Sistema 6	5,00	28,79	8,00	25,50
Sistema 7	5,00	0,60	6,00	4,25
Sistema 8	4,25	13,65	6,00	9,50
Sistema 9	5,00	29,31	8,00	26,00

Fonte: Produção do autor.

Figura 4.7 - Parâmetros de desempenho de uma resposta ao degrau



Fonte: Adaptada de Ogata (2010, p. 170).

Posteriormente, é realizado o cálculo do erro médio da resposta ao degrau de cada um dos sistemas de controle adotados:

$$err_{deg} = \frac{\sum (|\alpha_{resp}(t) - \alpha_{ref}(t)| \Delta t)}{t_{total}} \quad , \quad (4.2)$$

em que $\alpha_{resp}(t)$ é o valor da resposta do sistema ao sinal de referência, em função do tempo, $\alpha_{ref}(t) = 1^\circ$ é o valor da referência, em função do tempo, Δt é o intervalo de integração e t_{total} é o tempo total da simulação.

É importante notar que, para os objetivos deste trabalho, não é necessário haver nenhuma correlação de comportamento entre os sistemas de controle para diferentes velas. Ou seja, por exemplo, o Sistema 1 da Vela 1 não precisa apresentar valores de características dinâmicas de resposta ao degrau iguais nem similares ao Sistema 1 das Velas 2 e 3. Isso se deve ao fato de cada uma das 3 velas idealizadas apresentarem 3 trajetórias de referência diferentes, com tempos de duração e sequência de atitudes diferentes. Desta forma, uma comparação quantitativa entre essas simulações não estaria seguindo uma mesma métrica. É por esse motivo que a definição dos ganhos dos sistemas segue uma sintonização manual, com pouco rigor para a similaridade dos valores de suas características dinâmicas de resposta ao degrau.

4.1.3 Abordagens de deformação da superfície refletora

São adotadas 3 abordagens para calcular as deformações sofridas pela superfície refletora da vela. As forças consideradas responsáveis pelas deformações são geradas exclusivamente pelos atuadores do sistema de controle, ou seja, os RCDs distribuídos nas extremidades da vela.

- Abordagem 1: Corpo rígido;
- Abordagem 2: Hastes flexíveis;
- Abordagem 3: Hastes e seções da vela flexíveis.

Na Abordagem 1 a superfície refletora não apresenta nenhum tipo de deformação e se comporta como um quadrado inalterado, sempre disposto em seu plano original.

Figura 4.8 - Esquema de deformação da Abordagem 2

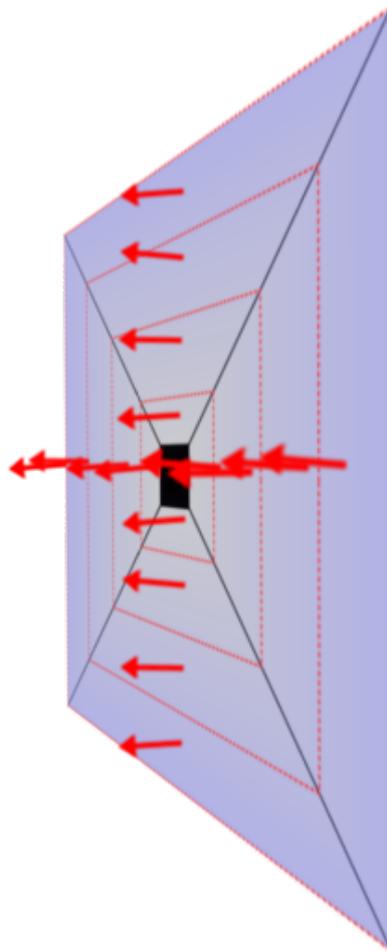


Fonte: Produção do autor.

A Abordagem 2 admite deformações tridimensionais da superfície refletora. Essa deformação tem como referência exclusiva a vibração das hastes de suporte da vela,

provocada pelas forças do sistema de controle de atitude, como indicado pela Figura 4.8. Esta abordagem considera que as forças provenientes dos atuadores distribuídos ao longo das extremidades da vela solar atuam como forças pontuais sobre as extremidades livres das 4 hastes. As outras extremidades das hastes são consideradas como se estivessem engastadas no corpo central, o CubeSat, do veículo.

Figura 4.9 - Esquema de discretização da superfície refletora da vela solar



Cada 1/4 de vela apresenta 4 seções de vela de maneira ilustrativa, para mais fácil visualização, o que não corresponde ao número de seções usadas no trabalho.

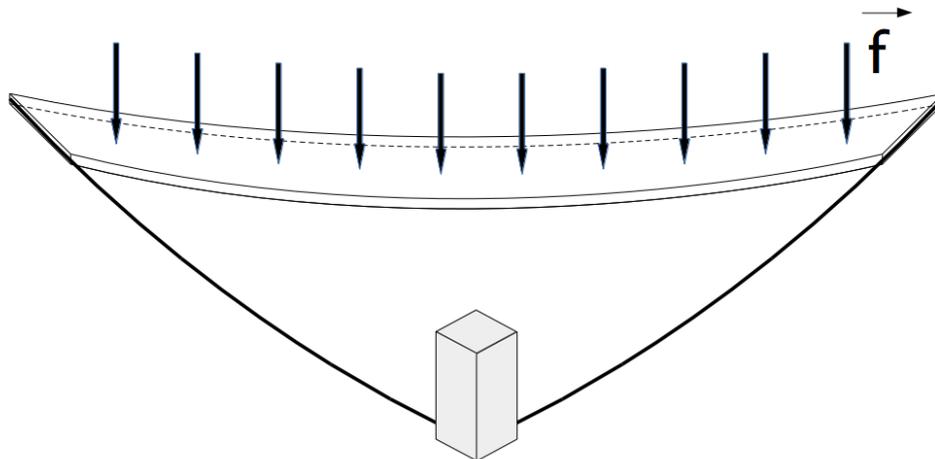
Fonte: Produção do autor.

Cada haste é fragmentada em 5 segmentos para que suas deformações sejam determinadas usando o método de elementos finitos descrito na Seção 3.3.2.2. Desta forma, como cada par de hastes sustenta um segmento trapezoidal da superfície refletora, cada par de segmentos de hastes sustenta um segmento destes trapezoides, como

indicado pela Figura 4.9, totalizando 20 seções da superfície refletora. Como todas essas seções estão fixadas e sustentadas pelas hastes, então suas orientações variam de acordo com a vibração das mesmas. O deslocamento de um segmento de haste em relação aos outros muda a orientação da seção de vela sustentada por ele. Por esse motivo, cada uma das 20 seções analisadas por esta abordagem apresenta sua própria atitude, como indicado pelas setas (que representam as normais das seções da superfície refletora da vela) da Figura 4.9. Conseqüentemente, a atitude da vela solar é uma resultante da atitude de cada uma das seções simuladas. Neste caso, a vela solar como um todo se apresenta como um corpo deformável, no entanto, suas seções se comportam, cada uma, como um corpo rígido.

A Abordagem 3, além de considerar as deformações das hastes, como a Abordagem 2, considera que as forças provenientes dos RCDs estão de fato distribuídas ao longo das seções mais externas da vela, como indicado pela Figura 4.10, que ilustra as deformações em 1/4 da vela. Todas as seções de superfície refletora consideradas na Abordagem 2 são ainda segmentadas em 2 subseções, para o cálculo de suas deformações por uso do método de elementos finitos. Para o caso das seções mais externas de cada 1/4 da vela, cada uma é considerada como apoiada nas hastes, em suas duas extremidades, com uma força contínua distribuída longitudinalmente ao longo de toda a sua extensão, tendo como referência a distribuição uniforme dos RCDs nestas seções mais externas.

Figura 4.10 - Esquema de deformação da Abordagem 3



Fonte: Produção do autor.

A Abordagem 3 apresenta ao todo, portanto, 40 subseções da superfície refletora da vela. Cada uma com uma atitude diferente, dependente das deformações das hastes que as sustentam e de uma interpolação da deformação das subseções mais externas de cada 1/4 da vela.

4.2 Simulações das trajetórias orbitais e de atitude

Esta seção apresenta as estratégias adotadas nos simuladores de atitude e orbital e uma breve discussão de seus módulos e condições iniciais adotadas.

4.2.1 Dinâmica orbital

Tomando as Equações 3.20 e 3.21, e ainda considerando a posição, a velocidade e a aceleração externa definidos no referencial orientado na espaçonave $[\hat{\mathbf{r}} \ \hat{\boldsymbol{\theta}} \ \hat{\mathbf{z}}]$ como $[r\hat{\mathbf{r}} \ \theta\hat{\boldsymbol{\theta}} \ z\hat{\mathbf{z}}]$, $[\dot{r}\hat{\mathbf{r}} \ \dot{\theta}\hat{\boldsymbol{\theta}} \ \dot{z}\hat{\mathbf{z}}]$ e $[a_r\hat{\mathbf{r}} \ a_\theta\hat{\boldsymbol{\theta}} \ a_z\hat{\mathbf{z}}]$, respectivamente, por manipulação algébrica chegou-se a:

$$\dot{\mathbf{h}} = ra_\theta\hat{\mathbf{z}} - ra_z\hat{\boldsymbol{\theta}} \quad , \quad (4.3)$$

$$\dot{e} = \dot{r}a_r + \frac{h}{r}a_\theta \quad , \quad (4.4)$$

em que o referencial adotado $[\hat{\mathbf{r}} \ \hat{\boldsymbol{\theta}} \ \hat{\mathbf{z}}]$ é análogo ao sistema SOF apresentado na Figura 3.1. O versor $\hat{\mathbf{r}}$ corresponde a direção radial, equivalente ao \mathbf{X}_{SOF} , o versor $\hat{\boldsymbol{\theta}}$ corresponde a direção circunferencial, equivalente ao \mathbf{Y}_{SOF} e o versor $\hat{\mathbf{z}}$ corresponde a direção perpendicular ao plano de órbita, equivalente ao \mathbf{Z}_{SOF} .

A partir das Equações 3.22 e 3.23, em conjunto com as Equações 4.3 e 4.4, obteve-se as taxas de variação temporal do semieixo maior e excentricidade:

$$\dot{a} = \frac{2}{\mu}\dot{E}a^2 \quad , \quad (4.5)$$

$$\dot{e} = \left[\dot{a}(1 - e^2) - \frac{2\dot{h}h}{\mu} \right] \frac{1}{2ae} \quad . \quad (4.6)$$

É importante ressaltar que velas solares que possuem sistemas de controle de atitude baseados na modulação da reflectância de materiais eletrocromicos (como os RCDs) sempre devem ter componentes de aceleração radiais não-nulas em suas trajetórias. Isso ocorre porque esses dispositivos são dispostos na superfície refletora da vela, o que torna necessária a incidência de luz sobre essa superfície a todo momento, para que os dispositivos possam ser acionados e a atitude da espaçonave controlada. Por esse motivo, no caso de propulsão contínua por velas solares, é necessário analisar

a influência da componente radial positiva da aceleração na mudança de trajetória da espaçonave.

Tendo em vista as Equações 4.3, 4.4, 4.5 e 4.6, foi realizado um estudo dos efeitos de propulsão contínua sobre a trajetória de uma espaçonave. O estudo parte da geração de gráficos após a realização de uma varredura da posição de uma espaçonave em uma mesma órbita elíptica. A posição é varrida de tal forma que a anomalia verdadeira da órbita varie de 0° a 360° , com um intervalo de 1° entre cada posição. Além disso, define-se um vetor de aceleração propulsiva da espaçonave com módulo igual a 1 mm/s^2 , ora com direção circunferencial ($[0\hat{r} \quad 1\hat{\theta} \quad 0\hat{z}] \text{ mm/s}^2$), ora com direção radial ($[1\hat{r} \quad 0\hat{\theta} \quad 0\hat{z}] \text{ mm/s}^2$).

Desta forma, os vetores de posição, velocidade e aceleração externa da espaçonave são definidos em cada passo da varredura, sendo possível o cálculo das grandezas $\dot{\mathbf{h}}$, $\dot{\epsilon}$, \dot{a} e \dot{e} para todos os valores de anomalia verdadeira da órbita analisada. As conclusões deste estudo são apresentadas na Seção 5.1.1.

Tomando como base o estudo realizado, propôs-se definir etapas de uma heurística de busca, apresentadas na Seção 5.1.2, para agilizar a busca por uma trajetória de rendezvous bem-sucedida, saindo da Terra e indo de encontro a Marte. São considerados bem-sucedidos todos os casos de trajetórias que a espaçonave passa dentro da esfera de influência de Marte com uma diferença de velocidade menor que $2,694 \text{ km/s}$. Esse valor é igual ao segundo incremento de velocidade em uma transferência de Hohmann entre a Terra e Marte.

As transferências consideram sempre que a espaçonave parte de uma órbita circular em torno da Terra com semieixo maior igual a $930\,000 \text{ km}$, limite teórico da esfera de influência gravitacional da Terra (BATE et al., 1971), e anomalia verdadeira igual a 0° no instante inicial da simulação. A Terra, por sua vez, possui uma órbita circular em torno do Sol com semieixo maior igual a $149\,597\,870 \text{ km}$ e anomalia verdadeira igual a 0° no instante inicial da simulação. Finalmente, o planeta Marte também possui uma órbita circular em torno do Sol, no entanto, com semieixo maior igual a $229\,939\,000 \text{ km}$. Sua posição no instante inicial da simulação é um dos parâmetros de busca.

Como resultado da busca, para cada uma das três velas consideradas toma-se uma trajetória de referência, todas elas apresentadas na Seção 5.1.3, para realizar as simulações comparativas entre as 27 diferentes condições para a dinâmica de atitude da vela solar.

As simulações orbitais realizadas trabalham com o problema de 4 corpos. Ou seja, leva-se em conta a interação gravitacional mútua entre os 4 corpos simulados e suas influências na trajetória da espaçonave. São estes os corpos considerados: Sol (Corpo 1), Terra (Corpo 2), Marte (Corpo 3) e espaçonave (Corpo 4). O simulador orbital admite ainda como parâmetro de entrada a sequência de ângulos de atitude α e δ , em função do tempo de transferência, definidos na Figura 3.1. É a partir desses valores que se calcula o valor da aceleração proveniente da pressão de radiação solar, como apresentado pela Seção 3.1.2.

Tomando as Equações 3.16 e 3.15, pode-se, por exemplo, determinar a força atuante sobre a espaçonave, calculada em cada uma das iterações do simulador orbital, e usada para a integração de sua trajetória:

$$\mathbf{F}_4 = Gm_4 \left(\frac{m_1}{r_{41}^3} \mathbf{r}_{41} + \frac{m_2}{r_{42}^3} \mathbf{r}_{42} + \frac{m_3}{r_{43}^3} \mathbf{r}_{43} \right) + \mathbf{A}^{\text{HIF}} \quad . \quad (4.7)$$

O equacionamento indicado pela Equação 4.7, com seus devidos rearranjos, é também usado para calcular as forças atuantes e integrar a trajetória de todos os outros corpos considerados no simulador orbital.

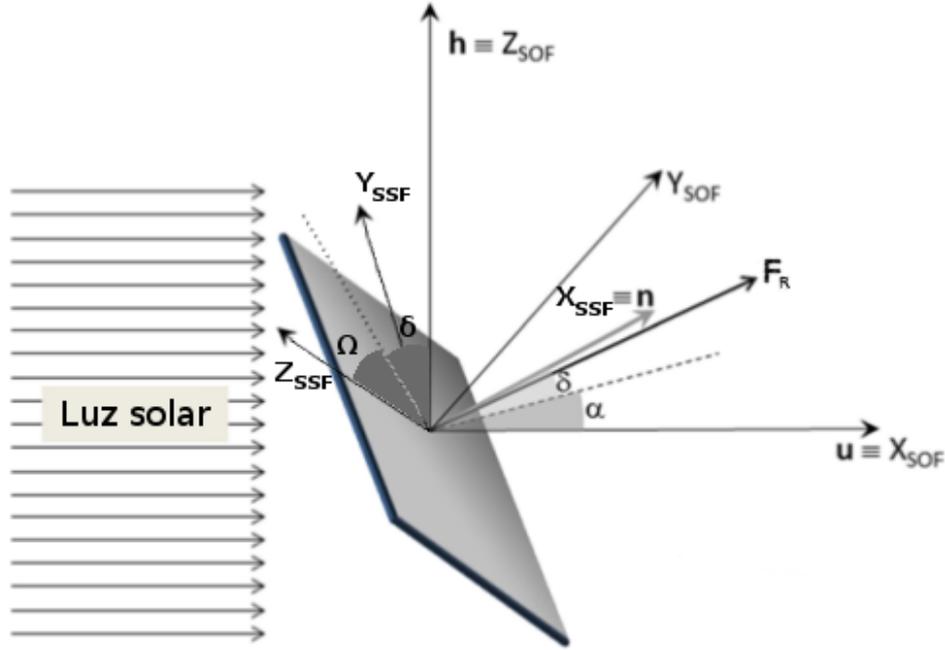
4.2.2 Dinâmica de atitude

Como primeira etapa do estudo da dinâmica de atitude, editou-se os parâmetros de entrada e saída do *Spacecraft Attitude Simulator* (SAS) (ROCCO et al., 2011). Ele foi modificado de tal maneira a admitir como entrada os ângulos de atitude α , δ e Ω (como indicados na Figura 4.11), determinados pela heurística de busca para as 3 sequências de atitudes de referência, e retornar como saída os ângulos α , δ e Ω obtidos pelos 27 casos de simulações de atitude.

Deve-se lembrar que os ângulos α e δ são os parâmetros de entrada admitidos pelo simulador orbital. O ângulo Ω não afeta a direção normal da superfície refletora da vela, não afetando, portanto, o cálculo da aceleração proveniente da pressão de radiação solar e, por consequência, a trajetória interplanetária da mesma. Por esse motivo, o ângulo Ω não serve como parâmetro necessário para o simulador orbital.

Define-se, portanto, um novo sistema de referência, o *Spacecraft Spinning Frame* (SSF), fixo na espaçonave e que gira junto com a mesma, em oposição ao *Spacecraft Oriented Frame* (SOF), que é fixo na espaçonave, mas não gira com a mesma. A transformação entre o SOF e SSF deve obedecer a uma rotação de Euler 3-2-1, pois, desta forma, a primeira rotação corresponde ao ângulo α (rotação sobre Z^{SOF}), a

Figura 4.11 - Esquema de orientação da vela no SOF e no SSF



Fonte: Adaptada de Vulpetti et al. (2015, p. 209).

segunda rotação corresponde ao ângulo δ (rotação sobre $R_Z(\alpha)Y^{SOF}$) e a terceira rotação corresponde ao ângulo Ω (rotação sobre X^{SSF}). Os ângulos α , δ e Ω são indicados na Figura 4.11.

A Jacobiana para a transformação do SOF para o SSF é apresentada pela Equação 4.8. Nota-se que sua singularidade ocorre no caso de $\delta = 90^\circ$, o que representa uma atitude matematicamente e fisicamente indesejada. Um $\delta = 90^\circ$ significaria uma vela sem nenhuma incidência de raios solares sobre sua superfície refletora e, conseqüentemente, sobre os RCDs. Isso significaria uma impossibilidade de atuar sobre sua atitude. Portanto, a condição de $\delta = 90^\circ$ é evitada e nunca é alcançada em nenhum momento da simulação.

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \delta \\ 0 & \cos \Omega & \sin \Omega \cos \delta \\ 0 & -\sin \Omega & \cos \Omega \cos \delta \end{bmatrix}. \quad (4.8)$$

Desta forma, para cada iteração do simulador de atitude, os novos ângulos são calculados pela Equação 4.9, seguindo o método de Euler para a integração de

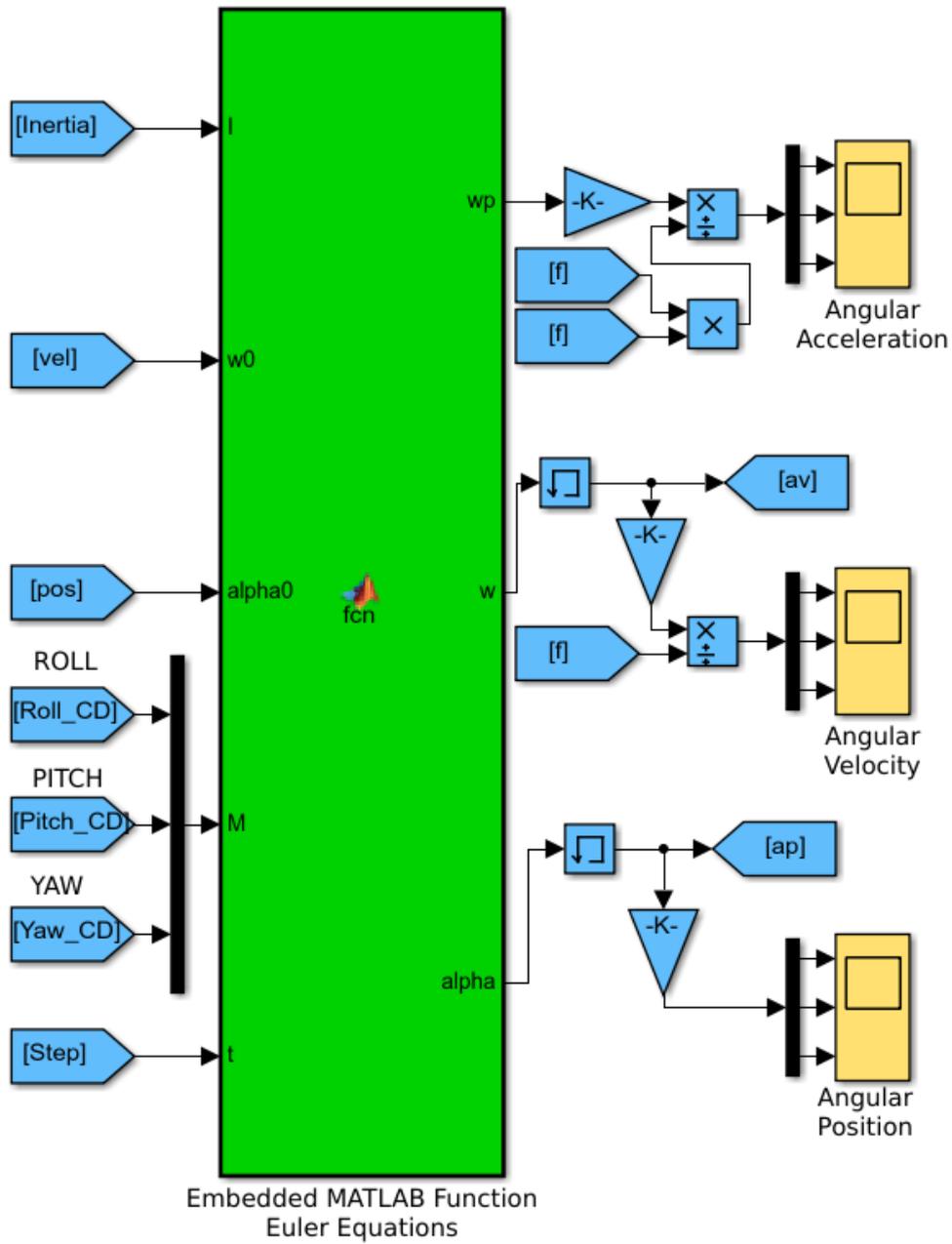
equações diferenciais ordinárias de primeira ordem (CARNAHAN et al., 1990). Estes ângulos são os parâmetros de saída do simulador de atitude que, por sua vez, servem de entrada para as simulações das 27 transferências interplanetárias modificadas pelos modelos não-ideais da dinâmica de atitude executadas pelo simulador orbital:

$$\begin{bmatrix} \Omega_i \\ \delta_i \\ \alpha_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Omega_{i-1} \\ \delta_{i-1} \\ \alpha_{i-1} \end{bmatrix} + \mathbf{J}^{-1} \boldsymbol{\omega} \Delta t + 0,5 \mathbf{J}^{-1} \dot{\boldsymbol{\omega}} \Delta t^2 \quad , \quad (4.9)$$

em que $\boldsymbol{\omega}$ é o vetor velocidade angular da vela definido no SSF, $\dot{\boldsymbol{\omega}}$ é o vetor da taxa de variação da velocidade angular definido no SSF e Δt é o intervalo da iteração.

Este equacionamento é implementado no bloco apresentado na Figura 4.12. O bloco admite como entrada, a cada passo de iteração da simulação, o tensor de inércia da espaçonave (determinado pela soma dos tensores de inércia do CubeSat, das hastes e da superfície refletora), o vetor de velocidade angular da espaçonave e o vetor de torque aplicado pelo sistema de controle, todos definidos no SSF. Além desses, os ângulos de Euler α , δ e Ω atuais e o intervalo de integração. O bloco retorna como saída os incrementos de velocidade angular provocados pelo sistema de controle e o vetor de velocidade angular atualizado, definidos no SSF, além dos ângulos de Euler da espaçonave α , δ e Ω atualizados.

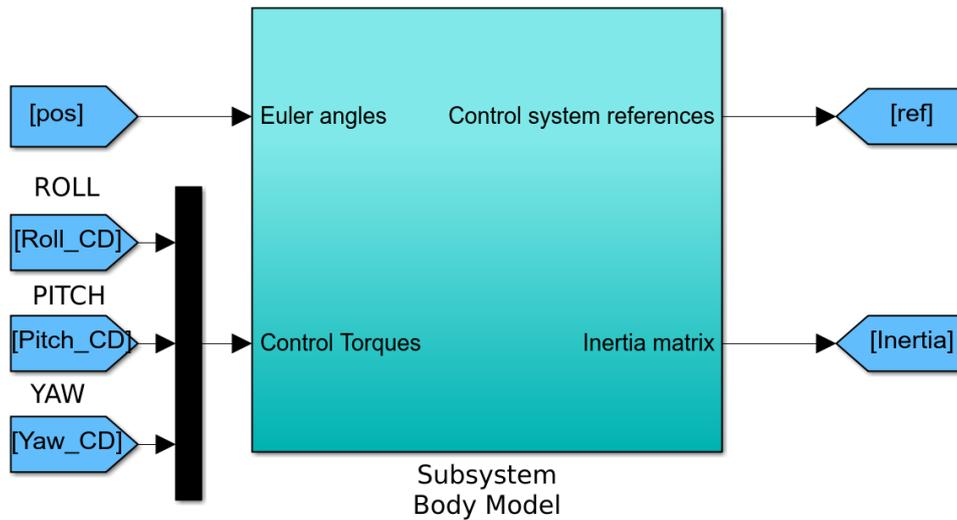
Figura 4.12 - Bloco da dinâmica do SAS



Fonte: Produção do autor.

As contribuições restantes do trabalho, no desenvolvimento do SAS, se concentram no bloco de subsistema indicado na Figura 4.13. Este bloco possui como parâmetros de entrada os ângulos de Euler α , δ e Ω , assim como os torques aplicados pelo sistema de controle definidas no SSF. O bloco retorna os valores de referência para o sistema de controle de atitude da espaçonave e a matriz de inércia atualizada da mesma, considerando as deformações calculadas.

Figura 4.13 - Bloco do Subsistema do modelo do corpo da vela solar



Fonte: Produção do autor.

É necessário, ainda, definir os valores de referência usados pelo sistema de controle, que está fixo ao SSF. Para isso, foi definido um vetor $\hat{s}_0^{SOF} = [-1 \ 0 \ 0]^T$ no SOF, apontando para o Sol no instante inicial da simulação. A este vetor, são aplicadas as rotações de Euler em cada iteração, como indicado pela Equação 4.10, para definir o vetor \hat{s} no SSF:

$$\hat{s}^{SSF} = R_x(\Omega) R_y(\delta) R_z(\alpha) \hat{s}_0^{SOF} \quad . \quad (4.10)$$

Definiu-se então os ângulos de referência, no SSF, para o sistema de controle, como indicado:

$$\theta_x = \omega_x t \quad , \quad (4.11a)$$

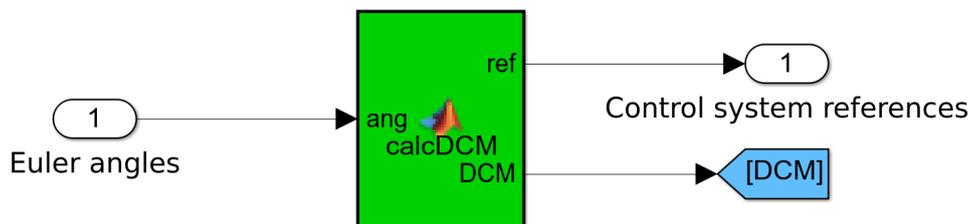
$$\theta_y = \tan^{-1}(s_z^{SSF} / s_x^{SSF}) \quad , \quad (4.11b)$$

$$\theta_z = \tan^{-1}(s_y^{SSF} / s_x^{SSF}) \quad , \quad (4.11c)$$

em que θ_x é o ângulo de rolamento da espaçonave em torno de X^{SSF} , igual a Ω , θ_y é o ângulo entre X^{SSF} e a projeção de \hat{s}^{SSF} no plano $X^{SSF}Z^{SSF}$ e θ_z é o ângulo entre X^{SSF} e a projeção de \hat{s}^{SSF} no plano $X^{SSF}Y^{SSF}$.

Nota-se que desvios no valor simulado de θ_x e seu valor de referência devem ser corrigidos por torques no eixo X^{SSF} . A mesma relação é verdadeira para erros de apontamento de θ_y e θ_z , sendo corrigidos por torques nos eixos Y^{SSF} e Z^{SSF} , respectivamente. Por isso, os erros destes ângulos são usados como as entradas do sistema de controle do simulador de atitude e calculados no bloco apresentado pela Figura 4.14.

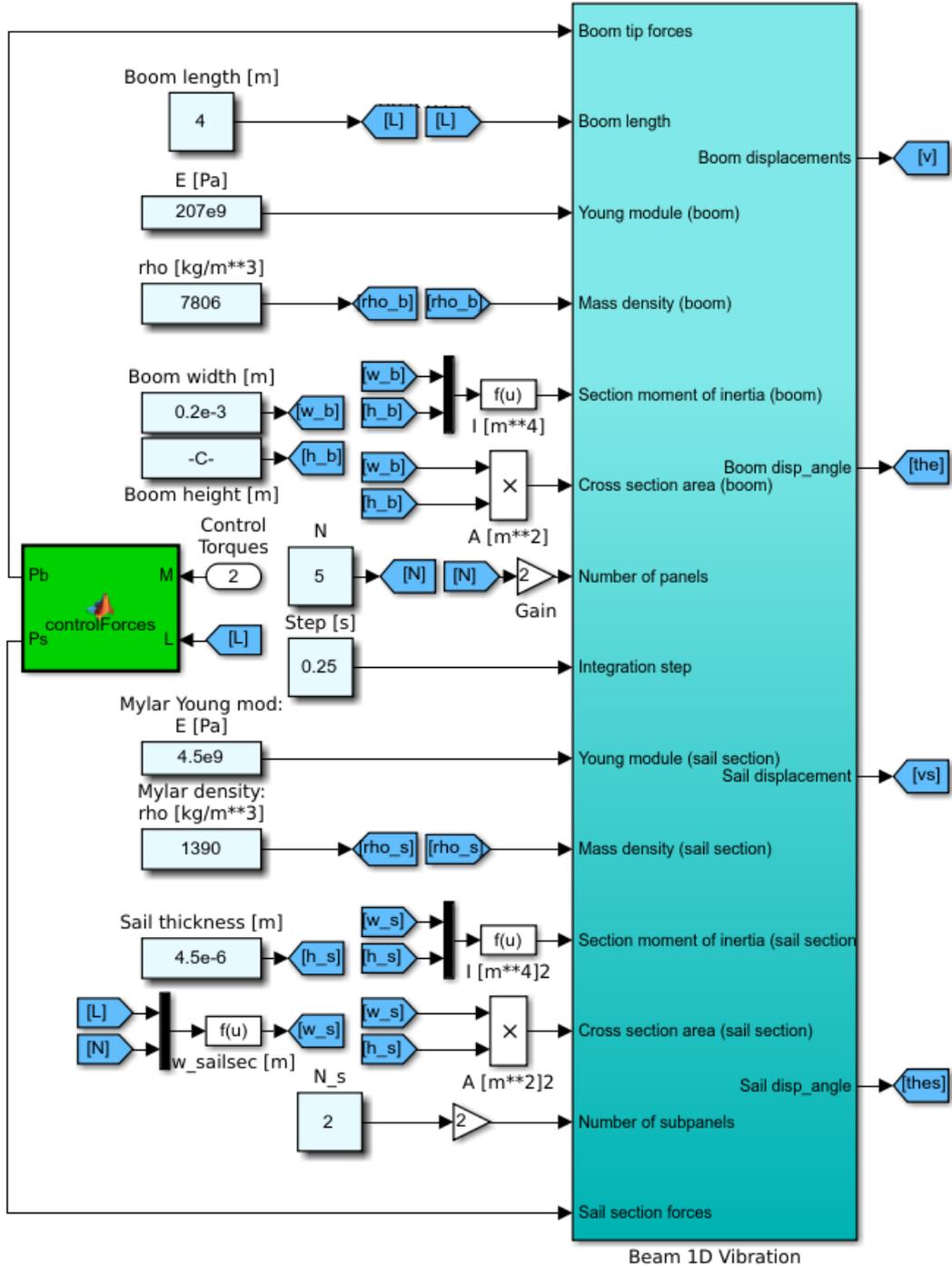
Figura 4.14 - Bloco do cálculo dos ângulos de referência do sistema de controle



Fonte: Produção do autor.

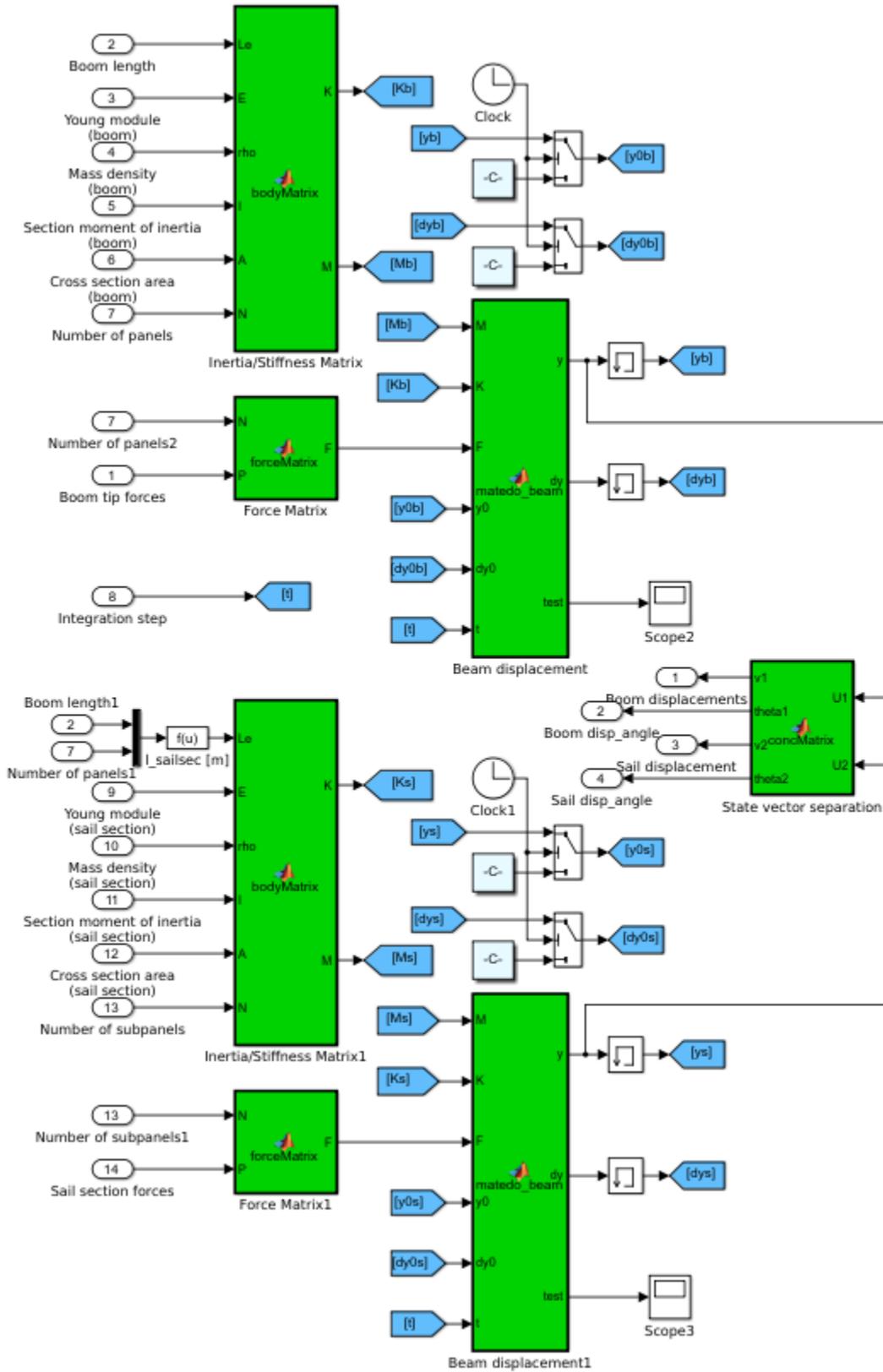
Pode-se, ainda, apresentar o bloco do subsistema que calcula a vibração e deformação das hastes e seções de vela na Figura 4.15. O bloco à esquerda transforma os torques do sistema de controle em forças lineares aplicadas em cada 1/4 da vela, tendo como base a dimensão da mesma. À direita, o bloco do subsistema de vibração implementa o método de elementos finitos. Este bloco admite como entrada as dimensões dos corpos analisados, assim como seus módulos de Young, densidade de massa, área e momento de inércia de suas seções laterais, número de discretização dos corpos, intervalo de integração e forças aplicadas. O subnível deste bloco é apresentado na Figura 4.16.

Figura 4.15 - Blocos do Subsistema de vibração das hastes



Fonte: Produção do autor.

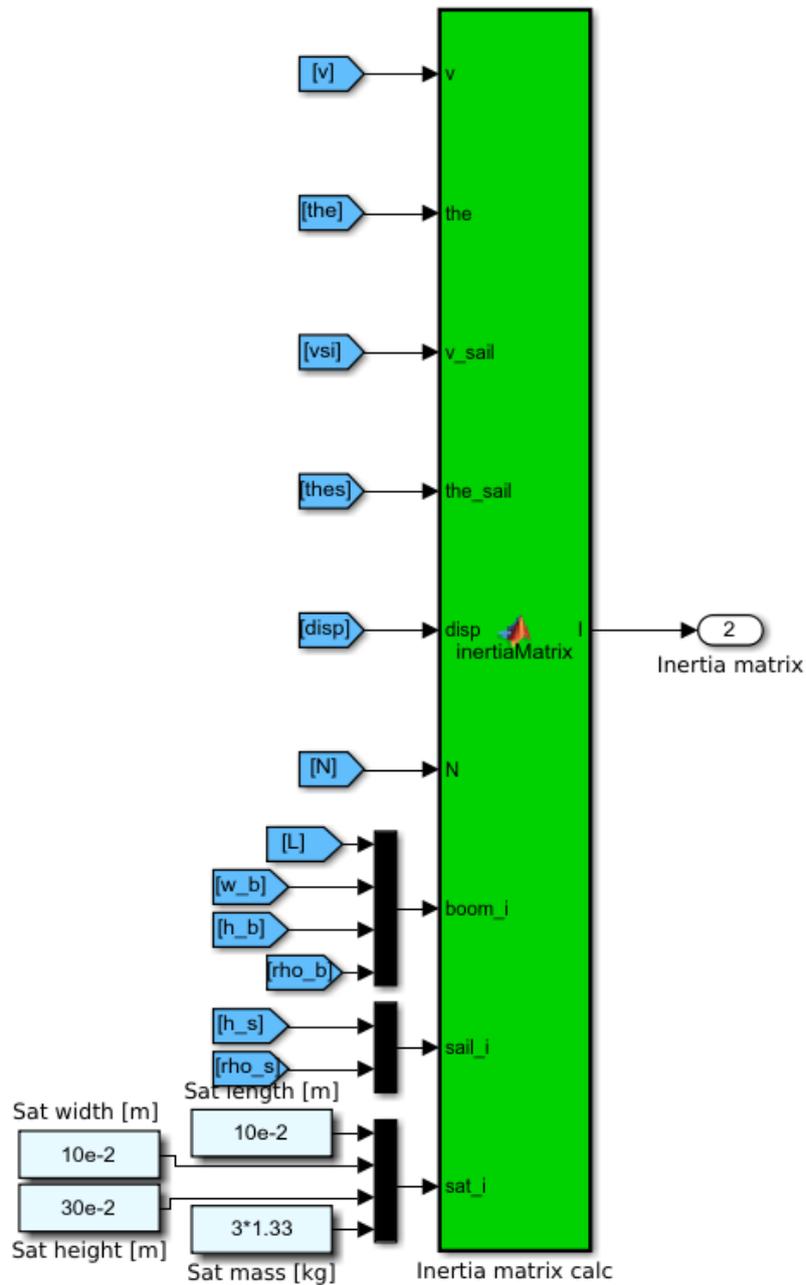
Figura 4.16 - Blocos do método de elementos finitos



Fonte: Produção do autor.

Na Figura 4.16 é possível observar com detalhes a implementação do método de elementos finitos apresentado na Seção 3.3.2.2. À esquerda se apresentam os blocos que determinam as matrizes de inércia, rigidez e força para formulação da Equação 3.40. Ao centro, são implementadas a Equação 3.48 para cálculo da deformação em cada passo. Finalmente, à direita, é realizada uma manipulação matricial para separação dos vetores de estado em vetores de deformação linear e deformação angular de cada corpo.

Figura 4.17 - Bloco da atualização do tensor de inércia da espaçonave

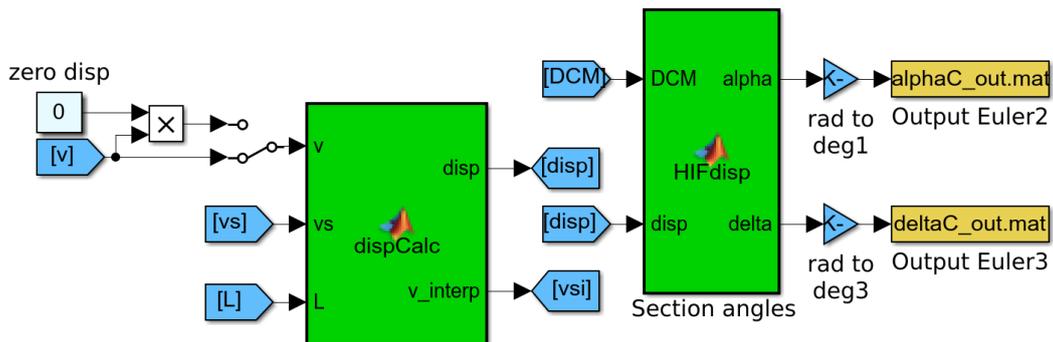


Fonte: Produção do autor.

A Figura 4.17 indica o bloco que calcula o tensor de inércia da espaçonave, considerando as deformações das hastes e seções da vela e a teoria apresentada na Seção 3.3.2.1. Ele admite como entrada as dimensões de cada segmento da espaçonave, assim como a massa ou densidade de cada uma e os valores das deformações lineares e angulares de suas seções.

Por fim, a Figura 4.18 apresenta os blocos responsáveis pelo cálculo dos ângulos de atitude α e δ de cada seção da vela deformada. Deve-se lembrar que o ângulo Ω não é um parâmetro de entrada do simulador orbital e, portanto, não precisa ser manipulado como variável de saída do simulador de atitude. São realizados procedimentos geométricos para determinar, no SSF, os vetores normais a cada seção da vela e, a partir de suas componentes, realizar uma transformação para os ângulos de atitude desejados. Percebe-se, à direita, que os valores são salvos em arquivos locais de formato MAT que, ao fim da simulação, são convertidos em arquivos de formato TXT para uso no simulador orbital, em Fortran.

Figura 4.18 - Blocos do cálculo dos ângulos das seções da vela solar



Fonte: Produção do autor.

4.3 Procedimento de análise dos resultados

Primeiramente, são apresentadas as conclusões da análise de aceleração de uma espaçonave e seus efeitos sobre a trajetória a partir de uma órbita elíptica na Seção 5.1.1. Em seguida, são apresentadas as estratégias de implementação da heurística de busca de trajetórias de *rendezvous* com Marte na Seção 5.1.2, traçadas a partir das conclusões do estudo anterior. Por fim, as sequências de ângulos de atitude, encontradas com uso da heurística de busca desenvolvida, são utilizadas para gerar as trajetórias de referência. Além disso, algumas de suas propriedades são apresentadas na Seção 5.1.3.

A segunda parte da análise se baseia na comparação das trajetórias geradas a partir dos 27 modelos de dinâmica de atitude propostos por este trabalho. Inicialmente, o estudo compara algumas propriedades escalares finais das trajetórias modificadas em relação às mesmas propriedades das trajetórias de referência.

A primeira comparação busca examinar a influência exclusiva dos sistemas de controle implementados nos desvios das trajetórias. Isso é possível tomando-se os modelos que utilizam a Abordagem 1, que considera a vela solar como um corpo rígido, ou seja, não admite deformações. Desta forma, os desvios são, necessariamente, gerados a partir dos erros introduzidos pelo sistema de controle. Tomam-se os valores finais da energia orbital específica da espaçonave em relação a Marte ϵ_{34} como base comparativa da influência de cada Sistema j da Vela i no desvio da trajetória:

$$\Delta\epsilon_{34V_iS_j} = \frac{\epsilon_{34V_iS_jA1} - \epsilon_{34V_i_REF}}{\epsilon_{34V_i_REF}}, \quad (4.12)$$

em que $i \in [1, 2, 3]$ indica a Vela, $j \in [1, 2, 3]$ indica o Sistema e REF indica a trajetória de referência da Vela i .

Pode-se ainda determinar o percentual de mudança do valor de ϵ_{34} relativo, exclusivamente, às deformações da superfície refletora da vela. Como a Abordagem 1 não admite deformações, subtrai-se seu valor do valor de ϵ_{34} para as Abordagens 2 e 3. A seguir, divide-se essa quantia pela diferença do valor de ϵ_{34} das Abordagens 2 e 3 para o valor de ϵ_{34} da trajetória de referência da vela, como indicado pela Equação 4.13.

$$\Delta\epsilon_{34V_iS_jA_k} = \frac{\epsilon_{34V_iS_jA_k} - \epsilon_{34V_iS_jA1}}{\epsilon_{34V_iS_jA_k} - \epsilon_{34V_i_REF}}, \quad (4.13)$$

em que $i \in [1, 2, 3]$ indica a Vela, $j \in [1, 2, 3]$ indica o Sistema e $k \in [2, 3]$ indica a Abordagem.

Além disso, investiga-se o comportamento das atitudes de todas as seções de vela consideradas nas 27 simulações. Para todos os casos, é tomada uma média dos valores de α assumidos pelas seções de vela, em cada passo de iteração, para uma mesma simulação. Para cada instante, essa média é subtraída do valor α de referência no mesmo instante. A partir daí, é tomada uma média desse erro de valor assumido por cada seção da vela para determinar o erro médio dos valores de α em cada simulação:

$$err(\alpha_{ViSjAk}) = media(media(\alpha_{sec_ViSjAk})(t) - \alpha_{Vi_REF}(t)) \quad , \quad (4.14)$$

em que $media()$ é a função de cálculo da média do conjunto de valores analisado e $\alpha_{sec}(t)$ é o conjunto de valores α das seções da vela no instante t .

Em paralelo, é calculado o desvio-padrão dos valores de α assumidos pelas seções de vela, em cada passo de iteração, subtraídos dos valores de α referência nesses mesmos instantes. Em seguida, toma-se a média do desvio-padrão (σ_{dev}) dos valores de α das seções de vela ao longo de toda uma simulação:

$$\sigma_{dev}(\alpha_{ViSjAk}) = media(desv(\alpha_{sec_ViSjAk}(t) - \alpha_{Vi_REF}(t))) \quad , \quad (4.15)$$

em que $desv()$ é a função de cálculo do desvio-padrão do conjunto de valores analisado.

Os procedimentos das Equações 4.14 e 4.15 são feitos de maneira análoga para os valores de δ , nas Equações 4.16 e 4.17, respectivamente:

$$err(\delta_{ViSjAk}) = media(media(\delta_{sec_ViSjAk})(t) - \delta_{Vi_REF}(t)) \quad , \quad (4.16)$$

em que $\delta_{sec}(t)$ é o conjunto de valores δ das seções da vela no instante t .

$$\sigma_{dev}(\delta_{ViSjAk}) = media(desv(\delta_{sec_ViSjAk}(t) - \delta_{Vi_REF}(t))) \quad . \quad (4.17)$$

Como penúltima etapa da análise de resultados, é feito um estudo do desvio do valor da energia orbital específica da espaçonave em relação ao Sol ϵ_{14} em relação às trajetórias de referência. Os erros são calculados e apresentados em gráficos, em função do tempo, para as 27 trajetórias simuladas. Além disso, se torna necessário um exame mais detalhado da comparação entre as Abordagens 2 e 3, também em função do tempo, para as 27 simulações. O último passo da análise apresenta os

tempos de simulações registrados para todos os modelos e uma comparação entre esses valores.

Finalmente, a partir dos dados comparativos obtidos, pode-se avaliar a relevância de cada modelo da dinâmica de atitude proposto no movimento orbital da espaçonave. Considera-se a dificuldade de implementação de cada modelo, junto a quanto cada um influencia na trajetória da espaçonave, além do esforço computacional de suas respectivas simulações para avaliar o custo-benefício de suas utilizações.

5 RESULTADOS

Esta seção apresenta a discussão dos resultados encontrados na busca de trajetórias que propiciem rendezvous entre uma espaçonave propelida por uma vela solar que saia da Terra de encontro a Marte. Discorre também sobre os resultados das simulações orbitais que adotaram os diversos modelos da dinâmica de atitude propostos.

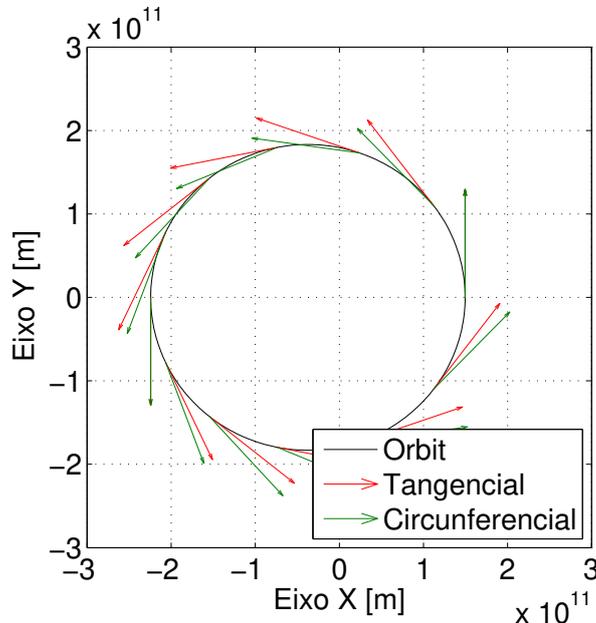
5.1 Trajetórias de referência

Para simular e poder comparar os efeitos dos diferentes modelos da dinâmica de atitude propostos neste trabalho é preciso ter trajetórias de referência como base comparativa. Esta seção apresenta a análise feita e a estratégia desenvolvida que levaram à obtenção dessas trajetórias.

5.1.1 Análise de aceleração

Em alusão a uma transferência de Hohmann (CURTIS, 2005) entre as órbitas circulares da Terra e Marte, o estudo descrito da Seção 4.2.1 é realizado pela varredura de uma órbita similar. A elipse estudada possui semieixo maior de 1,25 UA e excentricidade de 0,2, como ilustrada pela Figura 5.1. Essa elipse indica todos os pontos de aplicação de uma aceleração impulsiva e não a trajetória percorrida pela espaçonave.

Figura 5.1 - Elipse de semieixo maior $a = 1,25 \text{ UA}$ e excentricidade $e = 0,2$

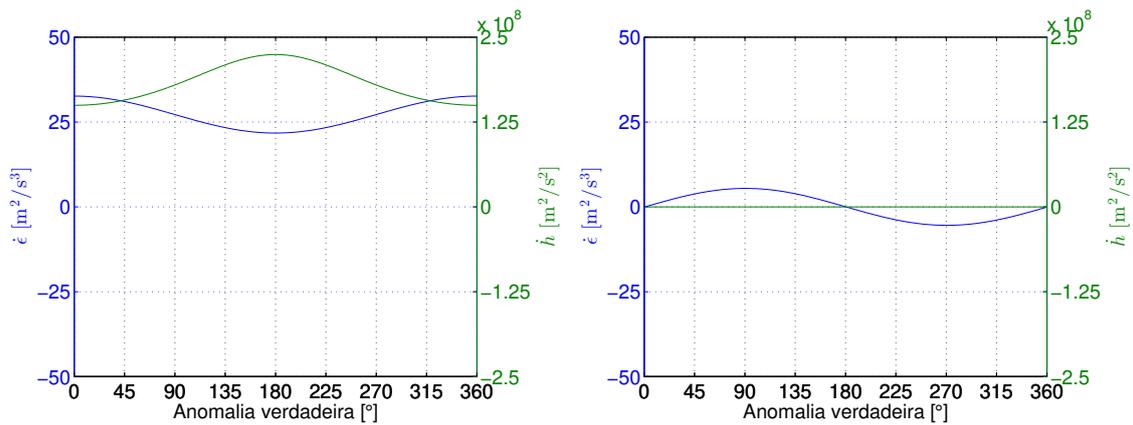


As setas vermelhas indicam a direção tangencial à órbita, enquanto as setas verdes indicam a direção circunferencial heliocêntrica, perpendicular a direção radial heliocêntrica, em cada ponto da trajetória.

Fonte: Produção do autor.

As varreduras de posição, realizadas com uso das Equações 4.3 e 4.4, verificam as taxas de variação da energia orbital específica e do momento angular específico da órbita da espaçonave, indicadas pelas Figuras 5.2(a) e 5.2(b), que consideram uma aceleração na direção circunferencial e na direção radial, respectivamente.

Figura 5.2 - Taxas de variação da energia orbital específica e do momento angular específico



(a) aceleração circunferencial

(b) aceleração radial

O eixo das ordenadas à esquerda de cada gráfico, em azul, indica a taxa de variação da energia orbital específica. O eixo das ordenadas à direita de cada gráfico, na cor verde, indica a taxa de variação do momento angular específico.

Fonte: Produção do autor.

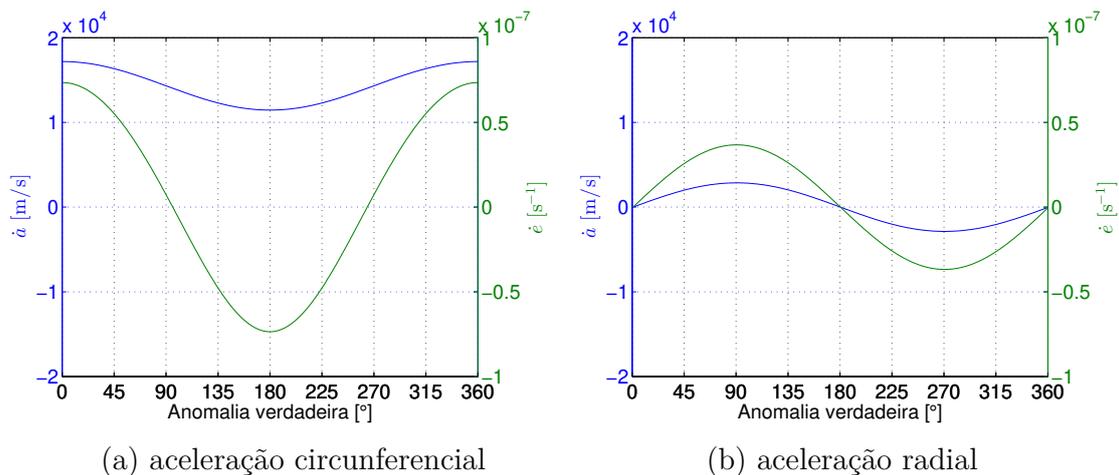
Pela Figura 5.2(b), percebe-se que a componente radial da aceleração é responsável pelo acréscimo de energia à espaçonave em intervalos de anomalia verdadeira entre 0° e 180°, assim como a retirada de energia em intervalos entre 180° e 360°. Além disso, ela não altera o momento angular específico da espaçonave. O que se comprova pela Equação 4.3, que mostra que o valor de $\dot{\mathbf{h}}$ não depende de a_r .

Pela Figura 5.2(a), nota-se que uma componente circunferencial da aceleração acrescenta mais energia em regiões de anomalia verdadeira próxima a 0°. Isso acontece por ser uma região que a espaçonave se encontra mais próxima do corpo central, ou seja, a distância r da espaçonave para o corpo central apresenta seu menor valor, como verificado pela Equação 4.4. Em contrapartida, uma maior taxa de variação do momento angular específico acontece em regiões de anomalia verdadeira próxima a 180°. Justamente pelo motivo contrário, de ser um local que a espaçonave se encon-

tra mais afastada do corpo central e a distância r apresenta seu maior valor, como indicado pela Equação 4.3. Observa-se, também, que o caráter periódico das curvas está relacionado ao mesmo comportamento por parte dos valores da distância r e taxa de mudança radial da distância \dot{r} . Em uma elipse, r apresenta um mínimo no periapside e passa a crescer até o apoapside, onde começa a decrescer até voltar ao periapside.

Por sua vez, as varreduras de posição, realizadas com uso das Equações 4.5 e 4.6, indicam as taxas de variação, no instante de aplicação da aceleração em cada ponto da órbita original, do semieixo maior e da excentricidade da órbita da espaçonave. Seus resultados são apresentados nas Figuras 5.3(a) e 5.3(b), que consideram uma aceleração na direção circunferencial e na direção radial, respectivamente.

Figura 5.3 - Taxas de variação do semieixo maior e da excentricidade



O eixo das ordenadas à esquerda, em azul, indica a taxa de variação do semieixo maior. O eixo das ordenadas à direita, na cor verde, indica a taxa de variação da excentricidade.

Fonte: Produção do autor.

Como uma análise da Figura 5.3, as variações do semieixo maior acompanham o comportamento da variação da energia orbital específica, como é de se esperar. Dentro desse contexto, o aumento do valor do semieixo maior da órbita osculadora da espaçonave é um comportamento desejado na parte inicial de trajetórias partindo da Terra que vão de encontro a Marte.

Quanto a variação da excentricidade, ela se deve a uma combinação das taxas de variação da energia orbital específica e do momento angular específico, como indicado

pela Equação 4.6. É possível notar que, para acelerações circunferenciais, com anomalias verdadeiras um pouco maiores que 90° e um pouco menores que 270° , existe uma recircularização da órbita, com taxas negativas de variação da excentricidade. O mesmo acontece para acelerações radiais no intervalo de anomalia verdadeira entre 180° e 360° . Esse é um comportamento desejado na parte final de trajetórias que buscam um rendezvous com Marte, que possui uma órbita circular no problema analisado.

5.1.2 Heurística de busca

Como consequência da análise da Seção 5.1.1 é possível estabelecer uma heurística de busca, já visando comportamentos ideais para a vela em cada etapa da trajetória. Idealiza-se, inicialmente, duas etapas subsequentes para minimizar o tempo de transferência:

- Maximizar a taxa de aumento do semieixo maior da órbita osculadora;
- Maximizar a taxa de redução da excentricidade da órbita osculadora.

O intuito da 1ª etapa é aumentar o semieixo maior da órbita osculadora o mais rápido possível. No entanto, este aumento está condicionado ao valor do afélio da órbita osculadora: assim que ele atingir os valores do semieixo maior da órbita de Marte, conclui-se a 1ª etapa. Esse critério de parada é assumido para evitar que a espaçonave ultrapasse a órbita de Marte e percorra distâncias desnecessárias além de seu destino. É importante lembrar que a aceleração de velas solares é função de sua distância para o Sol e diminui com o aumento da mesma.

A partir daí, o objetivo se torna diminuir a excentricidade da órbita osculadora o mais rápido possível, proporcionando assim um rendezvous com baixas velocidades relativas entre a espaçonave e Marte. Porém, percebe-se pela Figura 5.3 que a variação negativa da excentricidade está condicionada a posição da espaçonave em relação a sua órbita osculadora, ou seja, depende do valor da anomalia verdadeira da órbita osculadora. Como a vela solar apresenta direções limitadas de aceleração, tendo sempre uma componente de aceleração radial positiva, é preciso propor uma estratégia intermediária que minimize uma taxa de variação positiva da excentricidade da órbita osculadora caso o veículo se encontre em regiões de anomalia verdadeira da órbita osculadora com valores distantes de 180° .

Deve-se notar, ainda pela Figura 5.3(a), que componentes circunferenciais positivas da aceleração oferecem uma taxa de crescimento do semieixo maior para todos os valores de anomalia verdadeira da órbita osculadora, mesmo ao diminuírem a

excentricidade da órbita osculadora. Ou seja, a 1ª etapa não pode ter seu final determinado pela condição de que o afélio da órbita osculadora se iguale ao valor do semieixo maior da órbita de Marte, e sim, se iguale a uma fração N deste valor. Essa fração N se torna um dos parâmetros de busca da heurística desenvolvida.

Por fim, o comportamento desejado descrito anteriormente é obtido através de estratégias indicadas pela Tabela 5.1. São essas as funções objetivos e condicionais implementadas no código de busca da sequência de ângulos de atitude desejados.

Tabela 5.1 - Estratégias de uma trajetória de rendezvous Terra-Marte.

Estratégias	Função Objetivo	Condição
1ª	$max\{\dot{\epsilon}\}$	$r_{afélio} < N a_{Marte}$
2ª	$max\{\dot{h}/\dot{\epsilon}\}$	$f < 135^\circ$ ou $f > 225^\circ$
3ª	$max\{\dot{\epsilon}\}$	$135^\circ < f < 225^\circ$

Fonte: Produção do autor.

Verificando a Tabela 5.1, vale notar que a 2ª e a 3ª estratégias são empregadas para cumprir o mesmo objetivo desejado pela 2ª etapa, de recircularizar a trajetória. No entanto, como verificado empiricamente por algumas simulações deste trabalho, para velas de baixo desempenho que possuem acelerações características na ordem de $1 \mu m/s^2$ ou menores, o aumento do afélio da órbita osculadora durante a 1ª estratégia é tão lento que a órbita osculadora nunca atinge valores elevados de excentricidade, o que torna as estratégias subsequentes desnecessárias. Isso acontece pois, ao longo da trajetória, o veículo varre todo o intervalo de anomalia verdadeira da órbita osculadora $[0 \ 360]^\circ$ repetidas vezes. Ou seja, enquanto possui uma taxa de variação positiva do semieixo maior da órbita osculadora, alterna taxas positivas e negativas de variação da excentricidade da órbita osculadora, como verificado pelas Figuras 5.3(a) e 5.3(b).

Vale, ainda, ressaltar a importância da 2ª estratégia para o caso de velas solares. Idealmente, essa estratégia constituiria uma propulsão nula, para evitar que a trajetória da espaçonave navegasse para distâncias além do necessário, além de evitar um aumento da excentricidade da órbita osculadora. Como não é possível anular o impulso provocado pela vela, havendo sempre a presença de uma componente de aceleração radial positiva para garantir o funcionamento dos RCDs, como já discutido anteriormente, busca-se uma composição de forças que privilegie o aumento

do momento angular específico em relação ao aumento da energia orbital específica. Por uma análise cuidadosa das Equações 4.5 e 4.6, essa composição é obtida pela maximização da razão entre as componentes de força na direção circunferencial e na direção tangencial à trajetória. Essa composição de forças é desejada porque reduz, em conjunto, a taxa de variação do semieixo maior e da excentricidade da órbita osculadora, sendo que ainda mantem a incidência de raios solares sobre a superfície refletora da vela. Ou seja, esse comportamento se assemelha a um desligamento da vela solar que mantem seus RCDs operacionais.

Por fim, tendo como base o limite da taxa de mudança de atitude provocada pelos RCDs da missão IKAROS (TSUDA et al., 2011a), todas as manobras de mudança de atitude obedecem a uma taxa de variação limite de $\dot{\alpha} < 1^\circ/\text{dia}$ e $\dot{\delta} < 1^\circ/\text{dia}$. Deve-se ainda lembrar que a direção de aplicação de impulso que gera a maior taxa de crescimento da energia orbital específica é a direção tangencial a trajetória, assim como a direção de aplicação de impulso que gera a maior taxa de crescimento do momento angular específico é a direção circunferencial do sistema de coordenadas polares heliocêntrico (KEATON, 1986). Por esse motivo, as funções objetivo são elaboradas em função dessas grandezas, de maneira a maximizar ou minimizar o módulo das componentes da aceleração nessas direções.

5.1.3 Trajetórias propostas

Como resultado da heurística de busca proposta na Seção 5.1.2, obteve-se as trajetórias de rendezvous cujos dados são apresentados pela Tabela 5.2. Deve-se lembrar que essas trajetórias são obtidas adotando o modelo ideal, no qual não existem atrasos do sistema de controle nem deformações da superfície refletora.

Tabela 5.2 - Valores finais das trajetórias propostas

	Tempo [dias]	R₃₄ [km]	V₃₄ [km/s]	ε₃₄ [km²/s²]
Vela 1	4 699,00	81 259,4	1,1145	0,0966
Vela 2	1 522,50	96 833,1	1,1904	0,2684
Vela 3	409,50	36 847,0	1,6736	0,2438

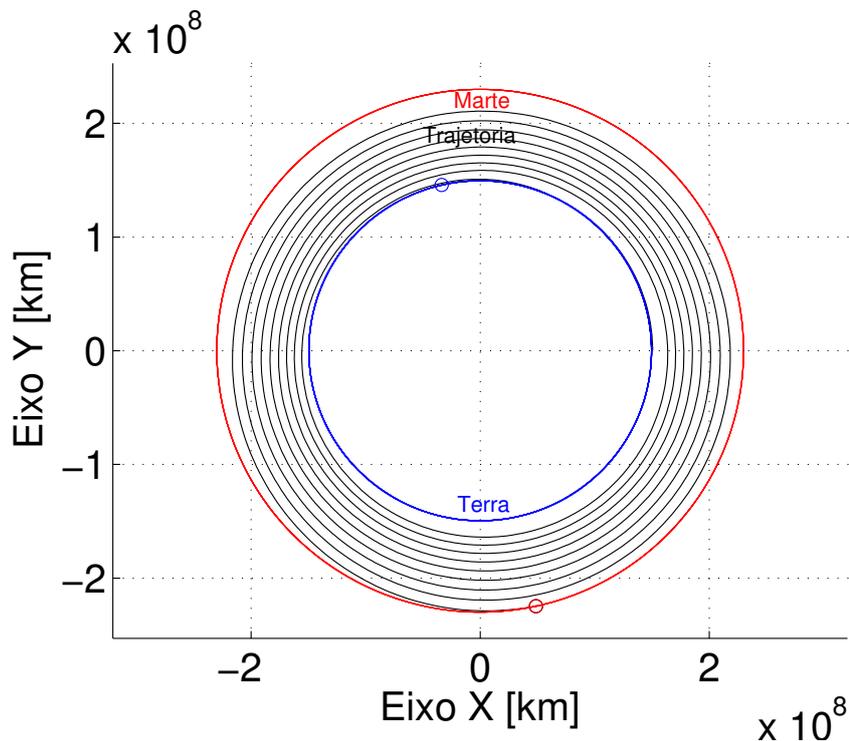
Fonte: Produção do autor.

A primeira coluna indica o tempo total da transferência. A segunda coluna a distância, no instante final da simulação, entre Marte e a espaçonave. A terceira coluna

indica a velocidade relativa, no instante final da simulação, entre Marte e a espaçonave. A quarta coluna indica a energia orbital específica, no instante final da simulação, da espaçonave em relação à Marte.

Cada uma das trajetórias é ilustrada pelas Figuras 5.4, 5.6 e 5.8. Os pequenos círculos azul, vermelho e preto indicam a posição final da Terra, de Marte e da espaçonave, respectivamente, assim como as linhas azul, vermelha e preta indicam a trajetória percorrida por esses mesmos corpos, respectivamente. Deve-se notar que os círculos vermelho e preto se superpõem nas figuras devido à grande proximidade das posições finais da espaçonave e de Marte. As configurações dos ângulos α e δ são apresentadas pelas Figuras 5.5, 5.7 e 5.9. Inicialmente, já é possível perceber que todos os valores de referência de δ são iguais a zero. Isso é o esperado e acontece pois se trata de um problema de órbitas inicial e final coplanares. Estas figuras também indicam qual estratégia da heurística de busca foi empregada para a obtenção dos resultados apresentados para os diferentes momentos da simulação.

Figura 5.4 - Trajetória de referência Terra - Marte (Vela 1)

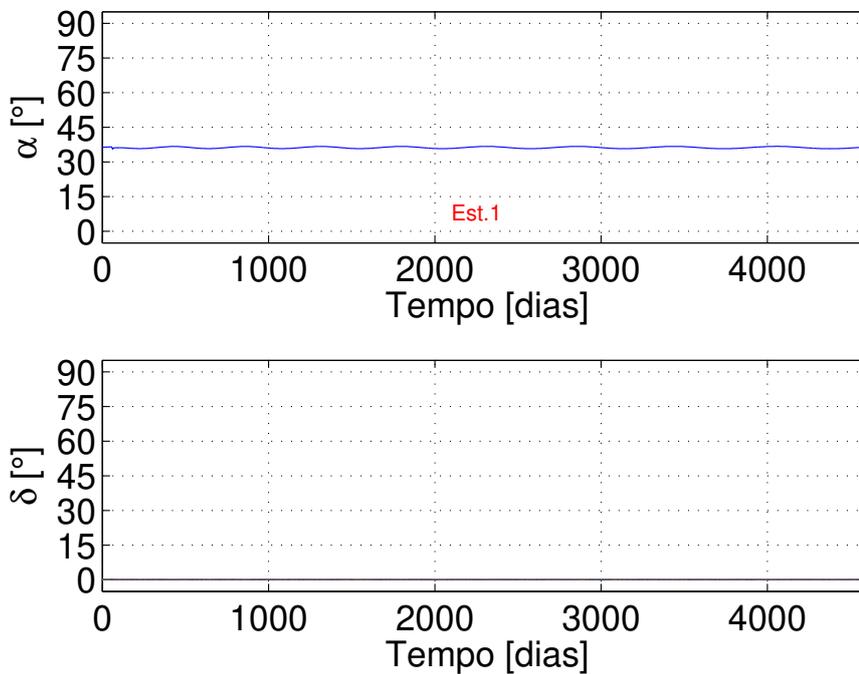


Fonte: Produção do autor.

A Figura 5.4 apresenta uma trajetória espiral com um crescimento suave de sua

energia orbital específica, que completa 8 revoluções inteiras em torno do Sol. Isso é esperado de uma vela com aceleração característica de $0,0546 \text{ mm/s}^2$. Como discutido anteriormente, a trajetória alterna momentos de taxa de variação da excentricidade positiva e negativa, o que mantém a órbita osculadora com valores baixos de excentricidade. Por consequência, como pode ser verificado pela Figura 5.5, a 2ª e a 3ª estratégias da busca não são utilizadas, o que mantém o valor de α sempre próximo de 35° .

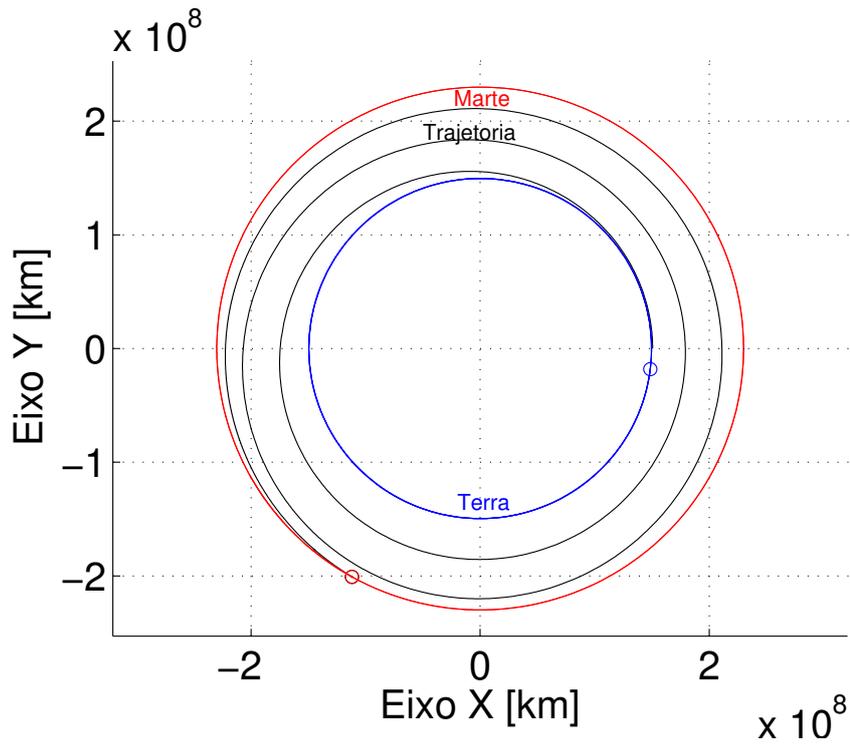
Figura 5.5 - Configuração dos ângulos α e δ de referência (Vela 1)



Fonte: Produção do autor.

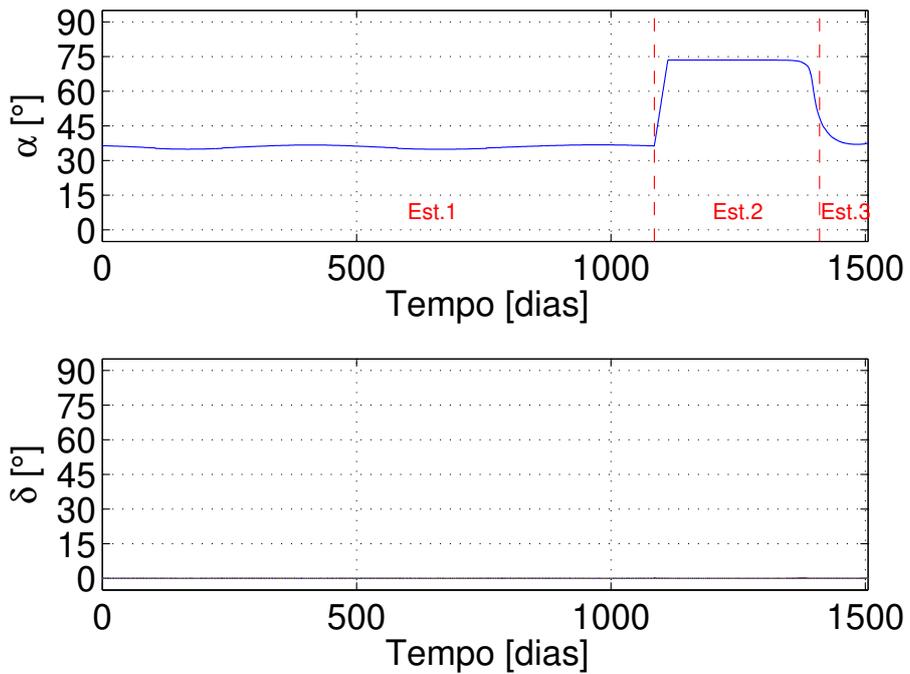
A Vela 2 possui uma aceleração característica 4 vezes maior que a Vela 1, igual a $0,2184 \text{ mm/s}^2$. Percebe-se a consequência disso na Figura 5.6, que ilustra uma trajetória espiral que completa 2 revoluções inteiras em torno do Sol até que o *rendezvous* aconteça. Por análise da Figura 5.7, percebe-se que mesmo permanecendo na configuração de valores de α para a 1ª estratégia de busca por quase 1100 dias, existe um aumento de excentricidade suficiente para que a busca adote as 2ª e 3ª estratégias, como visto pelo "dente" no valor de α a partir do 1100º dia, aproximadamente.

Figura 5.6 - Trajetória de referência Terra - Marte (Vela 2)



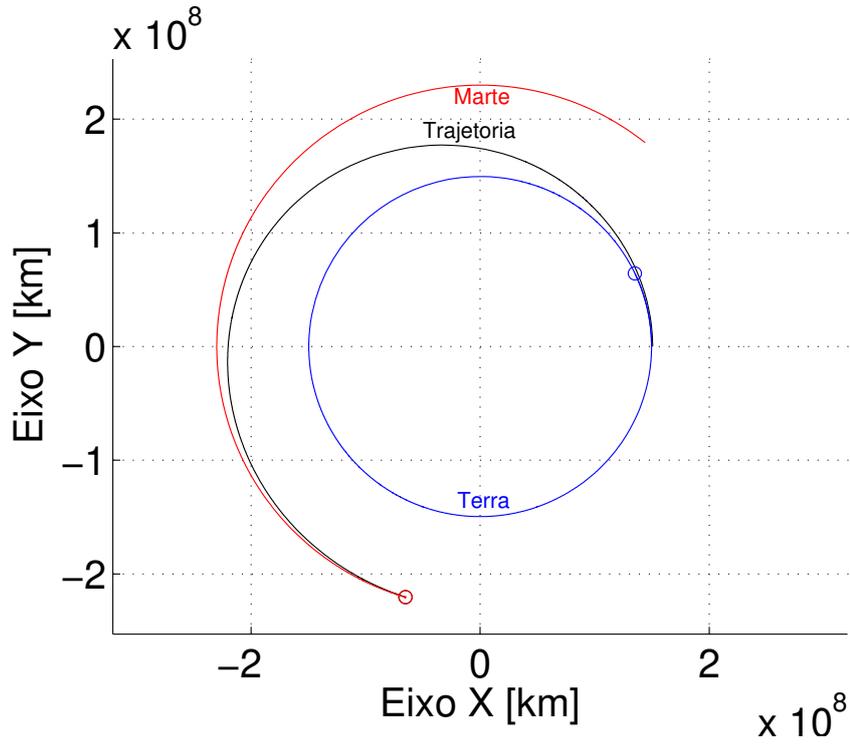
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.7 - Configuração dos ângulos α e δ de referência (Vela 2)



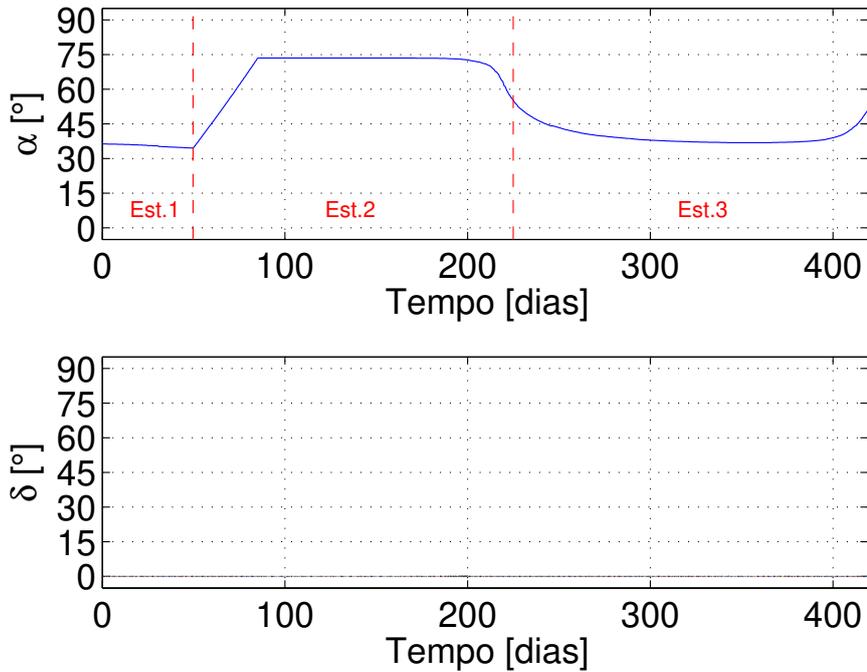
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.8 - Trajetória de referência Terra - Marte (Vela 3)



Fonte: Produção do autor.

Figura 5.9 - Configuração dos ângulos α e δ de referência (Vela 3)



Fonte: Produção do autor.

A Vela 3, por sua vez, também possui uma aceleração característica 4 vezes maior que a Vela 2, igual a $0,8737 \text{ mm/s}^2$. Desta forma, não é necessário nem uma revolução completa em torno do Sol para que a espaçonave alcance seu destino, como verificado na Figura 5.8. Percebe-se, ainda, na Figura 5.9, que logo no 50º dia da transferência, aproximadamente, a 1ª estratégia de busca é concluída e a maior parte da transferência é dedicada a suavização da trajetória para o *rendezvous* com Marte.

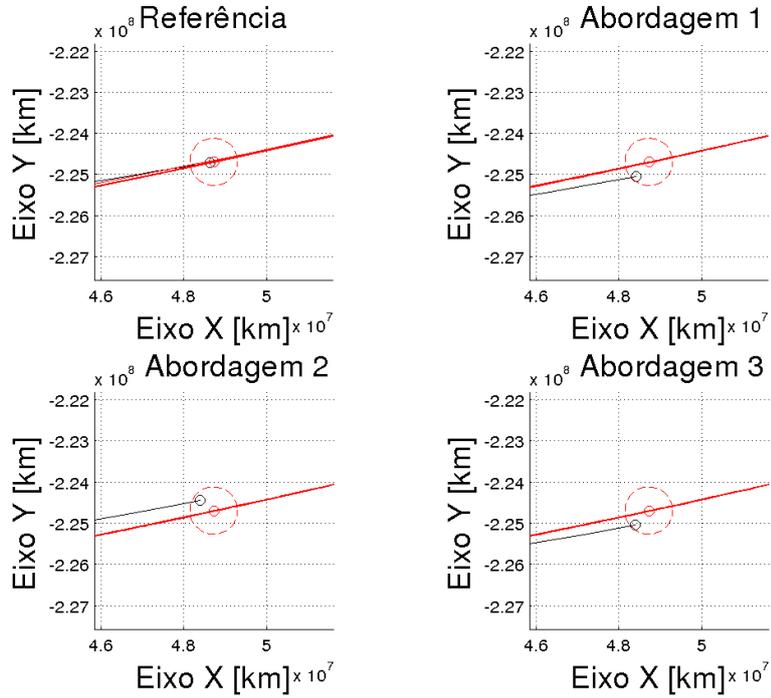
5.2 Análise dos efeitos dos modelos de atitude

Esta seção se dedica a analisar as diferenças nas trajetórias da espaçonave assumindo diferentes comportamentos da vela para os procedimentos de mudança de atitude.

As posições da espaçonave em relação a Marte no instante final das simulações são apresentadas nas Figuras 5.10 a 5.18. Cada figura exibe 4 posições finais de trajetória: à esquerda superior, a trajetória de referência da respectiva vela; à direita superior, a trajetória gerada pela Abordagem 1 da respectiva vela e sistema de controle; à esquerda inferior, a trajetória gerada pela Abordagem 2 da respectiva vela e sistema de controle; finalmente, à direita inferior, a trajetória gerada pela Abordagem 3 da respectiva vela e sistema de controle.

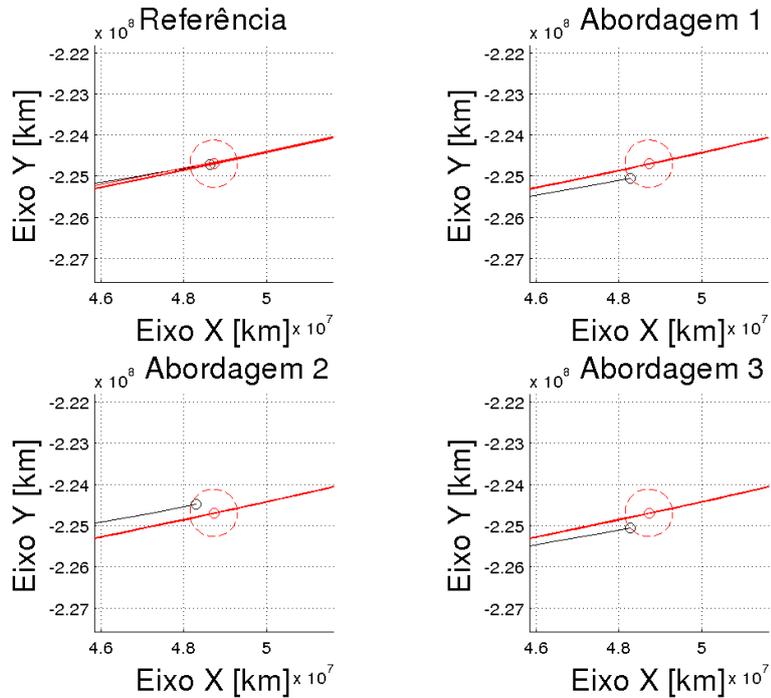
As Figuras 5.10, 5.11 e 5.12 se referem aos Sistemas 1, 2 e 3 da Vela 1, respectivamente. Por sua vez, as Figuras 5.13, 5.14 e 5.15 expõe as trajetórias dos Sistemas 1, 2 e 3 da Vela 2, respectivamente. Por fim, as Figuras 5.16, 5.17 e 5.18 correspondem aos Sistemas 1, 2 e 3 da Vela 3, respectivamente. Nestas figuras, o círculo vermelho indica a posição final de Marte, assim como o círculo preto indica a posição final da espaçonave. As linhas vermelha e preta indicam o caminho percorrido por Marte e pela espaçonave, respectivamente. O círculo vermelho tracejado em torno da posição final de Marte indica o limite de sua esfera de influência, considerada com um raio de 576 000 km.

Figura 5.10 - Zoom das trajetórias (Vela 1 - Sistema 1)



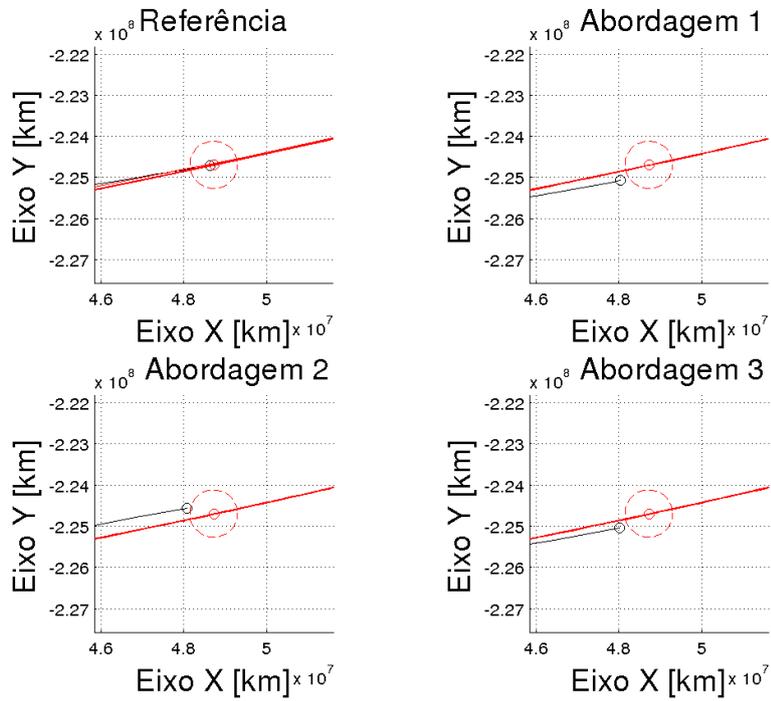
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.11 - Zoom das trajetórias (Vela 1 - Sistema 2)



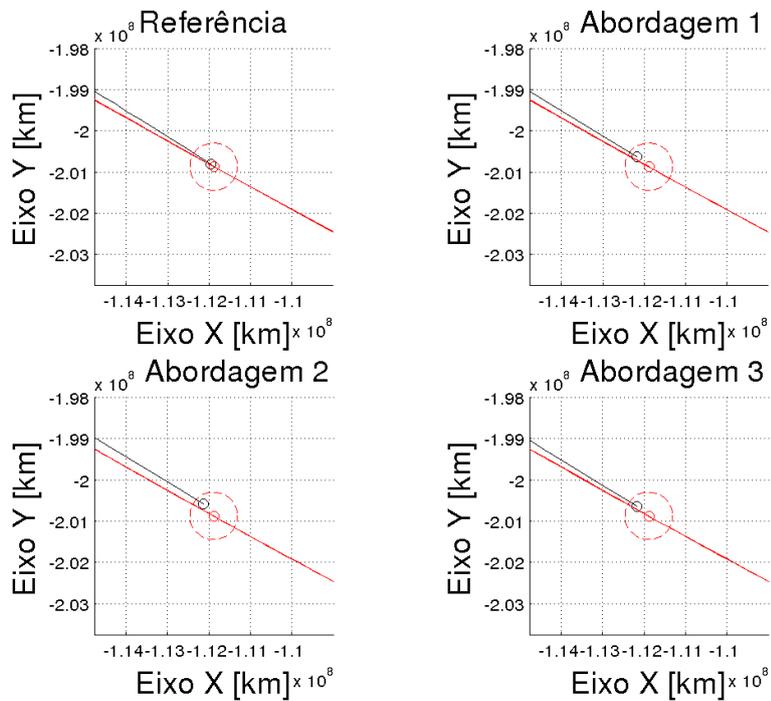
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.12 - Zoom das trajetórias (Vela 1 - Sistema 3)



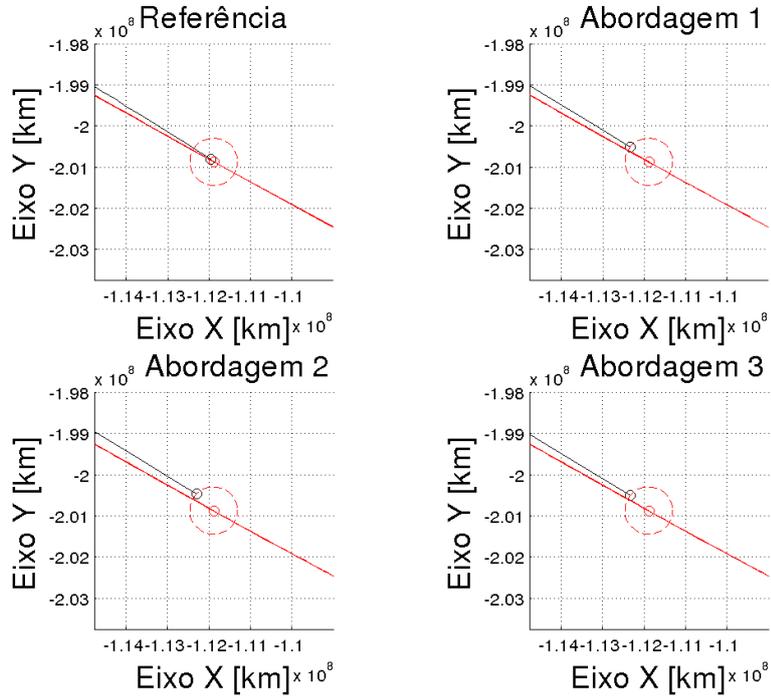
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.13 - Zoom das trajetórias (Vela 2 - Sistema 1)



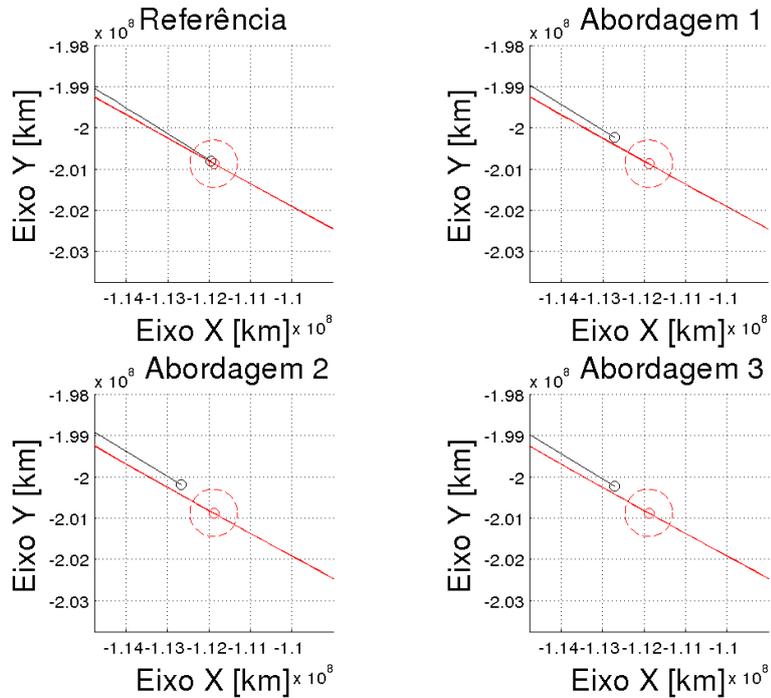
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.14 - Zoom das trajetórias (Vela 2 - Sistema 2)



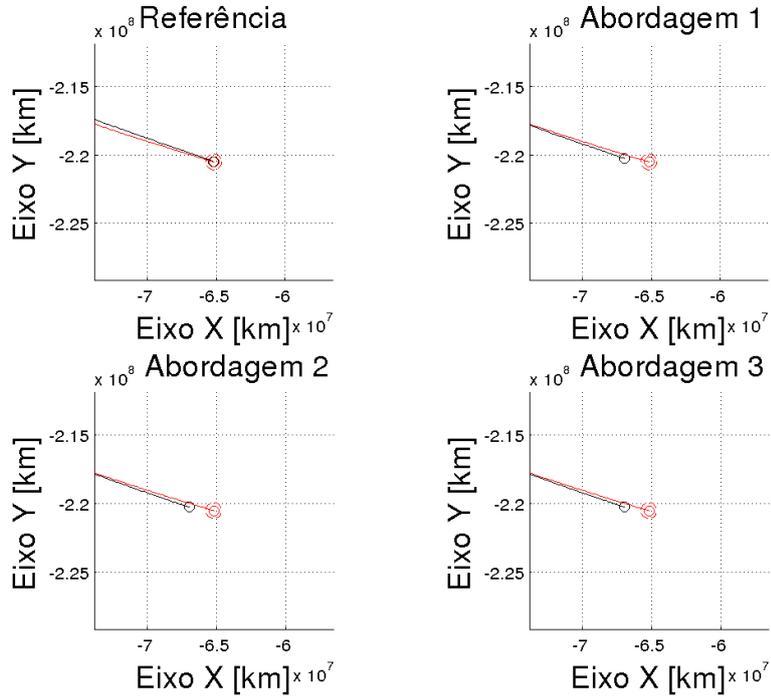
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.15 - Zoom das trajetórias (Vela 2 - Sistema 3)



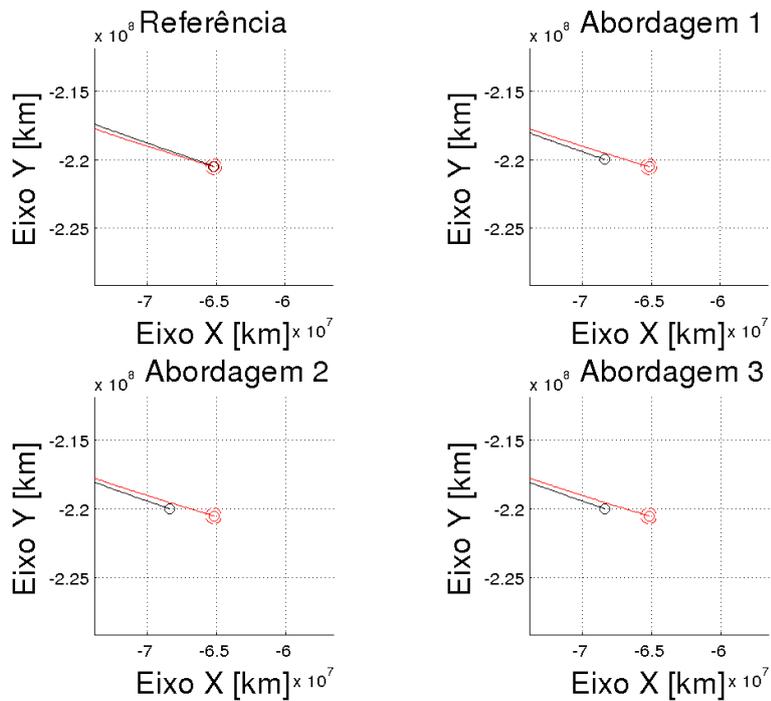
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.16 - Zoom das trajetórias (Vela 3 - Sistema 1)



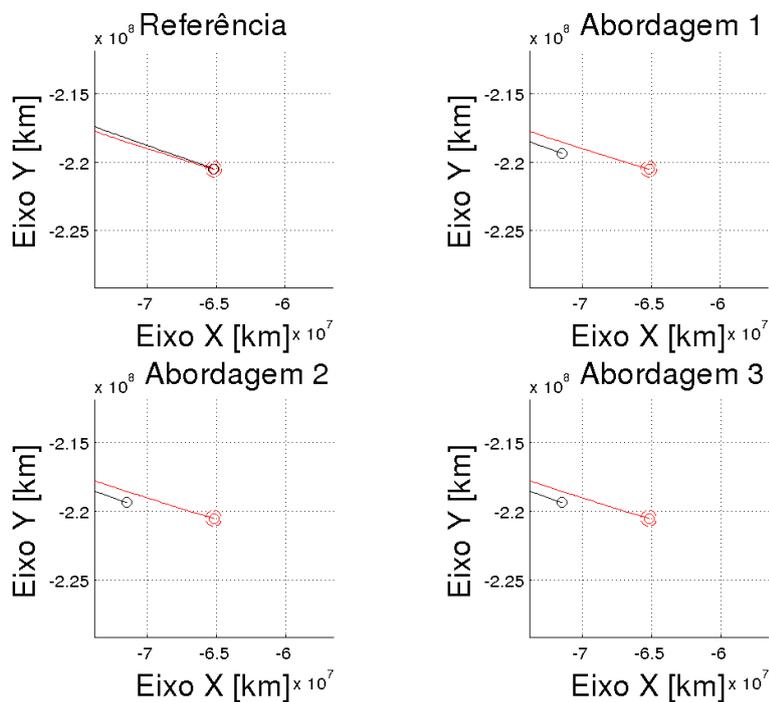
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.17 - Zoom das trajetórias (Vela 3 - Sistema 2)



Fonte: Produção do autor.

Figura 5.18 - Zoom das trajetórias (Vela 3 - Sistema 3)



Fonte: Produção do autor.

Por análise das Figuras 5.10 a 5.18, nota-se que, para todas as velas, os sistemas de controle e as abordagens de deformações admitidas, a espaçonave se encontra mais afastada de seu destino final tido como referência. Esses desvios eram esperados devido à introdução de novos comportamentos na dinâmica de atitude da vela solar. No entanto, destaca-se a magnitude de alguns deles.

Dentre as 27 trajetórias simuladas considerando os modelos não-ideais propostos, em apenas 7 delas a espaçonave termina dentro dos contornos da esfera de influência de Marte, o que é um dos critérios deste trabalho para avaliar um *rendezvous* bem-sucedido. Desses casos, 3 são para o Sistema 1 da Vela 1 e 3 para o Sistema 1 da Vela 2, isto pois os Sistemas 1 são os que apresentam os menores erros transientes, como indicado adiante pela Tabela 5.4. Além disso, as Velas 1 e 2 são as que apresentam os piores desempenhos dentre as velas solares consideradas. Portanto, os erros transientes do sistema de controle geram desvios menores nas suas simulações, em comparação à velas solares de melhores desempenhos.

Fica claro que a aplicação dos modelos não-ideais da dinâmica de atitude são capazes de revelar desvios do posicionamento de uma espaçonave que podem inviabilizar uma

missão se eles não forem conhecidos. As simulações que consideram esses modelos não-ideias mostram que se os desvios da trajetória real que o veículo irá percorrer em comparação à trajetória ideal simulada não forem previamente estudados, suas mitigações e correções podem não serem possíveis ao longo da missão. Tomando como exemplo uma missão cujo objetivo seja injetar a espaçonave em uma órbita elíptica em torno de Marte, existe o risco de não haver a aproximação necessária para o planeta destino, o que pode impedir a injeção do veículo na órbita final desejada.

É interessante, portanto, registrar alguns valores importantes das condições da espaçonave nos instantes finais de cada simulação. Os valores das distâncias, velocidades e energia orbital específica da espaçonave (Corpo 4) em relação à Marte (Corpo 3) no instante final da simulação para cada um dos modelos analisados são apresentados pela Tabela 5.3.

A partir dos valores da energia orbital específica da espaçonave ϵ_{34} da Tabela 5.3, realiza-se algumas comparações para determinar a influência dos diferentes sistemas de controle e das abordagens de deformações nas condições finais da espaçonave, como discutido na Seção 4.3.

Tabela 5.3 - Valores finais das trajetórias modificadas

	R_{34} [km]	V_{34} [km/s]	ϵ_{34} [km ² /s ²]
V.1/S.1/A.1	479 267, 79	0, 7663	0, 2047
V.1/S.1/A.2	408 435, 16	0, 6894	0, 1333
V.1/S.1/A.3	480 471, 40	0, 7662	0, 2048
V.1/S.2/A.1	581 293, 52	0, 7544	0, 2112
V.1/S.2/A.2	477 605, 48	0, 6755	0, 1389
V.1/S.2/A.3	583 982, 95	0, 7543	0, 2115
V.1/S.3/A.1	792 349, 89	0, 7449	0, 2236
V.1/S.3/A.2	653 599, 46	0, 6558	0, 1498
V.1/S.3/A.3	778 745, 39	0, 7394	0, 2187
V.2/S.1/A.1	365 530, 61	0, 9247	0, 3109
V.2/S.1/A.2	379 926, 35	0, 8413	0, 2417
V.2/S.1/A.3	365 973, 11	0, 9247	0, 3111
V.2/S.2/A.1	576 893, 12	0, 8931	0, 3249
V.2/S.2/A.2	585 497, 06	0, 8192	0, 2627
V.2/S.2/A.3	577 212, 74	0, 8933	0, 3252
V.2/S.3/A.1	1 049 408, 65	0, 8864	0, 3522
V.2/S.3/A.2	1 054 708, 25	0, 8118	0, 2891
V.2/S.3/A.3	1 047 805, 21	0, 8866	0, 3523
V.3/S.1/A.1	1 801 674, 64	0, 9985	0, 4748
V.3/S.1/A.2	1 802 637, 94	0, 9986	0, 4750
V.3/S.1/A.3	1 802 006, 01	0, 9985	0, 4749
V.3/S.2/A.1	3 254 545, 91	1, 0862	0, 5768
V.3/S.2/A.2	3 254 279, 14	1, 0861	0, 5767
V.3/S.2/A.3	3 255 262, 17	1, 0863	0, 5769
V.3/S.3/A.1	6 425 431, 28	1, 3008	0, 8394
V.3/S.3/A.2	6 425 428, 45	1, 3008	0, 8394
V.3/S.3/A.3	6 425 436, 72	1, 3008	0, 8394

Fonte: Produção do autor.

Primeiramente, pela Equação 4.2, calcula-se o erro médio de cada sistema de controle em suas respostas ao degrau, apresentados pela tabela 5.4.

Tabela 5.4 - Erro médio dos sistemas de controle na resposta ao degrau (em °)

	Sistema 1	Sistema 2	Sistema 3
Vela 1	0, 038834	0, 059662	0, 106746
Vela 2	0, 037872	0, 055756	0, 098678
Vela 3	0, 038076	0, 056782	0, 100754

Fonte: Produção do autor.

O valor do erro médio da resposta ao degrau não é um parâmetro direto do desvio total de cada trajetória, mas serve como indicador do que esperar. Para tanto, é interessante comparar os valores entre cada um dos sistemas. Para a Vela 1, o Sistema 2 apresenta um erro médio 53,6334% maior que o Sistema 1, enquanto o Sistema 3 possui um erro médio 78,9179% maior que o Sistema 2. Para a Vela 2, essas relações entre os Sistemas 2 e 1 e os Sistemas 3 e 2 são 47,2222% maior e 76,9818% maior, respectivamente. Por fim, para a Vela 3, as relações entre os Sistemas 2 e 1 e os Sistemas 3 e 2 são 49,1281% maior e 77,4400% maior.

A partir da Equação 4.12, determina-se o quanto cada sistema de controle influencia na variação de ϵ_{34} em relação ao seu respectivo ϵ_{34} final de referência. Essa comparação é possível tomando-se os valores dos modelos da dinâmica de atitude que utilizam a Abordagem 1 de deformação da superfície refletora, que considera um corpo rígido sem deformação. Ou seja, todos os desvios são provocados pelo sistema de controle. Os valores dessa comparação são apresentados pela Tabela 5.5.

Tabela 5.5 - Influência dos sistemas de controle no desvio do valor de ϵ_{34} (em %)

	Sistema 1	Sistema 2	Sistema 3
Vela 1	111,8759	118,6928	131,4958
Vela 2	15,8442	21,0421	31,2177
Vela 3	94,7699	136,5794	244,2977

Fonte: Produção do autor.

Pela Tabela 5.5, percebe-se que, para a Vela 1, o desvio do valor de ϵ_{34} do Sistema 2 para o Sistema 1 é 6,8169% maior, enquanto do Sistema 3 para o Sistema 2 é 12,8030% maior. Para a Vela 2, essas relações são 5,1979% maior e 10,1756% maior. Enquanto para a Vela 3, as relações são 41,8095% maior e 107,7183% maior.

Nota-se que, a princípio, não existe uma relação quantitativa entre os erros médios da resposta ao degrau e os desvios do valor final de ϵ_{34} . Essa conclusão é esperada, pois existem alguns outros fatores da simulação não avaliados nesta comparação. No entanto, é possível perceber uma tendência qualitativa. Sistemas de controle com maiores erros médios da resposta ao degrau possuem maiores desvios dos valores finais da energia orbital específica ϵ_{34} , assim como da distância final R_{34} .

A partir da Equação 4.13, determina-se o quanto cada abordagem de deformação

da superfície refletora influencia na variação de ϵ_{34} em relação ao seu respectivo ϵ_{34} final de referência. Essa comparação é possível tomando-se, novamente, os valores dos modelos da dinâmica de atitude que utilizam a Abordagem 1 de deformação. Dessa vez, no entanto, os desvios das Abordagens 2 e 3 são tomados como desvios extras provocados pelas considerações complementares de deformação da superfície refletora. Os valores dessa comparação são apresentados na Tabela 5.6.

Tabela 5.6 - Influência da abordagem de deformação no desvio do valor de ϵ_{34} (em %)

	Sistema 1	Sistema 2	Sistema 3
V.1/A.2	-66,0684	-63,1026	-58,0988
V.1/A.3	0,1205	0,2051	-3,9008
V.2/A.2	-162,7443	-110,0299	-75,3149
V.2/A.3	0,3298	0,4605	0,1414
V.3/A.2	0,0641	-0,0201	-0,0001
V.3/A.3	0,0232	0,0358	0,0002

Fonte: Produção do autor.

Pela Tabela 5.6, percebe-se que, para todas as Velas, com exceção do Sistema 1 da Vela 3, a Abordagem 2 é responsável por uma diminuição no desvio do valor de ϵ_{34} . Mesmo assim, o caso de exceção apresenta um aumento menor que 1%. Todos os modelos que usam a Abordagem 3 possuem módulos da diferença proporcionada pelas deformações menores que 1%, com exceção do Sistema 3 da Vela 1, cujo diferença é de -3,9008%.

A partir desses dados não é possível inferir nenhuma relação quantitativa e nem mesmo qualitativa para a contribuição de cada abordagem de deformação nos desvios finais de ϵ_{34} . Para uma mesma Vela e Abordagem, ora os desvios entre diferentes Sistemas decrescem, ora alternam entre crescimento e decrescimento, ou o contrário. A comparação entre as mesmas Velas e Sistemas também indica que ora o desvio da Abordagem 2 é maior, ora o desvio da Abordagem 3 é maior. Assim como os maiores desvios de ϵ_{34} acontecem com a Vela 2, um caso intermediário de dimensão e desempenho analisado. Fica claro que existe a influência relevante de um fator ainda não identificado.

Realiza-se, então, o cálculo do erro médio e do desvio-padrão médio dos valores de atitude α e δ das seções de vela simuladas, como discutido na Seção 4.3. Os valores

de α , que seguem as Equações 4.14 e 4.15, são apresentados na Tabela 5.7.

Tabela 5.7 - Comportamento dos valores de α

	Erro médio [°]	σ_{dev} médio [°]
V.1/S.1/A.1	$-0,1212 \times 10^{-3}$	0,0000
V.1/S.1/A.2	$-0,1212 \times 10^{-3}$	$1,4963 \times 10^{-12}$
V.1/S.1/A.3	$-0,1212 \times 10^{-3}$	$1,3225 \times 10^{-5}$
V.1/S.2/A.1	$-0,1064 \times 10^{-3}$	0,0000
V.1/S.2/A.2	$-0,1064 \times 10^{-3}$	$0,9552 \times 10^{-12}$
V.1/S.2/A.3	$-0,1064 \times 10^{-3}$	$0,8537 \times 10^{-5}$
V.1/S.3/A.1	$-0,0574 \times 10^{-3}$	0,0000
V.1/S.3/A.2	$-0,0574 \times 10^{-3}$	$0,5454 \times 10^{-12}$
V.1/S.3/A.3	$-0,0574 \times 10^{-3}$	$0,5875 \times 10^{-5}$
V.2/S.1/A.1	$51,8811 \times 10^{-3}$	0,0000
V.2/S.1/A.2	$51,8811 \times 10^{-3}$	$66,0422 \times 10^{-12}$
V.2/S.1/A.3	$51,8811 \times 10^{-3}$	$0,4080 \times 10^{-5}$
V.2/S.2/A.1	$77,0093 \times 10^{-3}$	0,0000
V.2/S.2/A.2	$77,0093 \times 10^{-3}$	$42,1996 \times 10^{-12}$
V.2/S.2/A.3	$77,0093 \times 10^{-3}$	$0,2713 \times 10^{-5}$
V.2/S.3/A.1	$93,6425 \times 10^{-3}$	0,0000
V.2/S.3/A.2	$93,6425 \times 10^{-3}$	$23,6779 \times 10^{-12}$
V.2/S.3/A.3	$93,6425 \times 10^{-3}$	$0,2178 \times 10^{-5}$
V.3/S.1/A.1	$22,2645 \times 10^{-3}$	0,0000
V.3/S.1/A.2	$22,2645 \times 10^{-3}$	$1323,6843 \times 10^{-12}$
V.3/S.1/A.3	$22,2645 \times 10^{-3}$	$0,3895 \times 10^{-5}$
V.3/S.2/A.1	$46,2649 \times 10^{-3}$	0,0000
V.3/S.2/A.2	$46,2649 \times 10^{-3}$	$856,6374 \times 10^{-12}$
V.3/S.2/A.3	$46,2649 \times 10^{-3}$	$0,2946 \times 10^{-5}$
V.3/S.3/A.1	$98,6318 \times 10^{-3}$	0,0000
V.3/S.3/A.2	$98,6318 \times 10^{-3}$	$517,4312 \times 10^{-12}$
V.3/S.3/A.3	$98,6318 \times 10^{-3}$	$0,2778 \times 10^{-5}$

Fonte: Produção do autor.

A Tabela 5.7 apresenta uma informação muito importante. Uma comparação entre os desvios-padrões médios de cada abordagem de deformação mostra que os modelos que utilizam a Abordagem 1 apresentam $\sigma_{médio}$ nulos, como esperado, pois a superfície refletora é tratada como uma grande seção, enquanto os modelos que usam a Abordagem 2 e 3 possuem $\sigma_{médio}$ na ordem de 10^{-12} ° e 10^{-5} °, respectivamente. Isso acontece porque a Abordagem 3 possui 40 seções que se deformam mais do que as 20 seções da Abordagem 2, ou seja, assumem valores mais diversificados, o que

aumenta o valor do desvio-padrão médio.

Em paralelo, o erro médio possui uma ordem de grandeza de 10^{-3} ° para todos os modelos. Entre as diferentes Abordagens, os valores são aproximadamente iguais, apresentando diferenças a partir da 10^a casa decimal. Isso demonstra a baixa influência das diferentes Abordagens na atitude resultante da vela solar. Para todas as Velas, os valores numéricos dos erros médios de α crescem do Sistema 1 ao 3, condizendo com a ordem crescente dos erros de resposta ao degrau desses Sistemas. No entanto, no caso da Vela 1, como os valores dos erros médios são negativos, esse crescimento representa uma diminuição do erro médio, o que não condiz, a princípio, com o esperado.

Em adição, é importante lembrar que a Vela 1 não realiza grandes mudanças de atitude ao longo de sua trajetória, além de possuir as menores dimensões de haste, ou seja, são os modelos que de fato devem apresentar os menores erros médios para os valores de α . As Velas 2 e 3 apresentam dimensões de hastes diferentes, no entanto, realizam, cada uma, 2 grandes mudanças de atitude ao longo de suas trajetórias. Os modelos que utilizam ambas essas Velas possuem erros da mesma ordem de grandeza. Isso é mais um indício da maior influência dos erros de atraso do sistema de controle na realização de uma manobra, em oposição às deformações como função das dimensões da vela solar.

Os valores de erro médio e desvio-padrão médio dos ângulos de atitude δ das seções da vela, como indicado pelas Equações 4.16 e 4.17, são apresentados pela Tabela 5.8.

Tabela 5.8 - Comportamento dos valores de δ

	Erro médio [°]	σ_{dev} médio [°]
V.1/S.1/A.1	$0,0348 \times 10^{-3}$	0,0000
V.1/S.1/A.2	$0,0348 \times 10^{-3}$	$1,5999 \times 10^{-12}$
V.1/S.1/A.3	$0,0348 \times 10^{-3}$	$1,3225 \times 10^{-5}$
V.1/S.2/A.1	$0,0351 \times 10^{-3}$	0,0000
V.1/S.2/A.2	$0,0351 \times 10^{-3}$	$0,9990 \times 10^{-12}$
V.1/S.2/A.3	$0,0351 \times 10^{-3}$	$0,8537 \times 10^{-5}$
V.1/S.3/A.1	$0,0304 \times 10^{-3}$	0,0000
V.1/S.3/A.2	$0,0304 \times 10^{-3}$	$0,4803 \times 10^{-12}$
V.1/S.3/A.3	$0,0304 \times 10^{-3}$	$0,5875 \times 10^{-5}$
V.2/S.1/A.1	$11,8928 \times 10^{-3}$	0,0000
V.2/S.1/A.2	$11,8928 \times 10^{-3}$	$66,3513 \times 10^{-12}$
V.2/S.1/A.3	$11,8928 \times 10^{-3}$	$0,4080 \times 10^{-5}$
V.2/S.2/A.1	$5,0018 \times 10^{-3}$	0,0000
V.2/S.2/A.2	$5,0018 \times 10^{-3}$	$42,1199 \times 10^{-12}$
V.2/S.2/A.3	$5,0018 \times 10^{-3}$	$0,2713 \times 10^{-5}$
V.2/S.3/A.1	$2,0749 \times 10^{-3}$	0,0000
V.2/S.3/A.2	$2,0749 \times 10^{-3}$	$23,5749 \times 10^{-12}$
V.2/S.3/A.3	$2,0749 \times 10^{-3}$	$0,2177 \times 10^{-5}$
V.3/S.1/A.1	$28,2052 \times 10^{-3}$	0,0000
V.3/S.1/A.2	$28,2052 \times 10^{-3}$	$1323,2708 \times 10^{-12}$
V.3/S.1/A.3	$28,2052 \times 10^{-3}$	$0,3895 \times 10^{-5}$
V.3/S.2/A.1	$51,6666 \times 10^{-3}$	0,0000
V.3/S.2/A.2	$51,6666 \times 10^{-3}$	$860,3805 \times 10^{-12}$
V.3/S.2/A.3	$51,6666 \times 10^{-3}$	$0,2945 \times 10^{-5}$
V.3/S.3/A.1	$98,6343 \times 10^{-3}$	0,0000
V.3/S.3/A.2	$98,6343 \times 10^{-3}$	$519,3503 \times 10^{-12}$
V.3/S.3/A.3	$98,6343 \times 10^{-3}$	$0,2777 \times 10^{-5}$

Fonte: Produção do autor.

Por análise da Tabela 5.8, é possível tomar as mesmas conclusões daquelas obtidas pela análise da Tabela 5.7. As tabelas apresentam apenas uma diferença qualitativa dos resultados: os valores dos erros médios de δ para os Sistemas 1, 2 e 3 da Vela 2 decrescem, em oposição ao crescimento esperado. Mas isso se justifica pela constante rotação da vela solar em torno de seu eixo central. Seções com erros na inclinação α ,

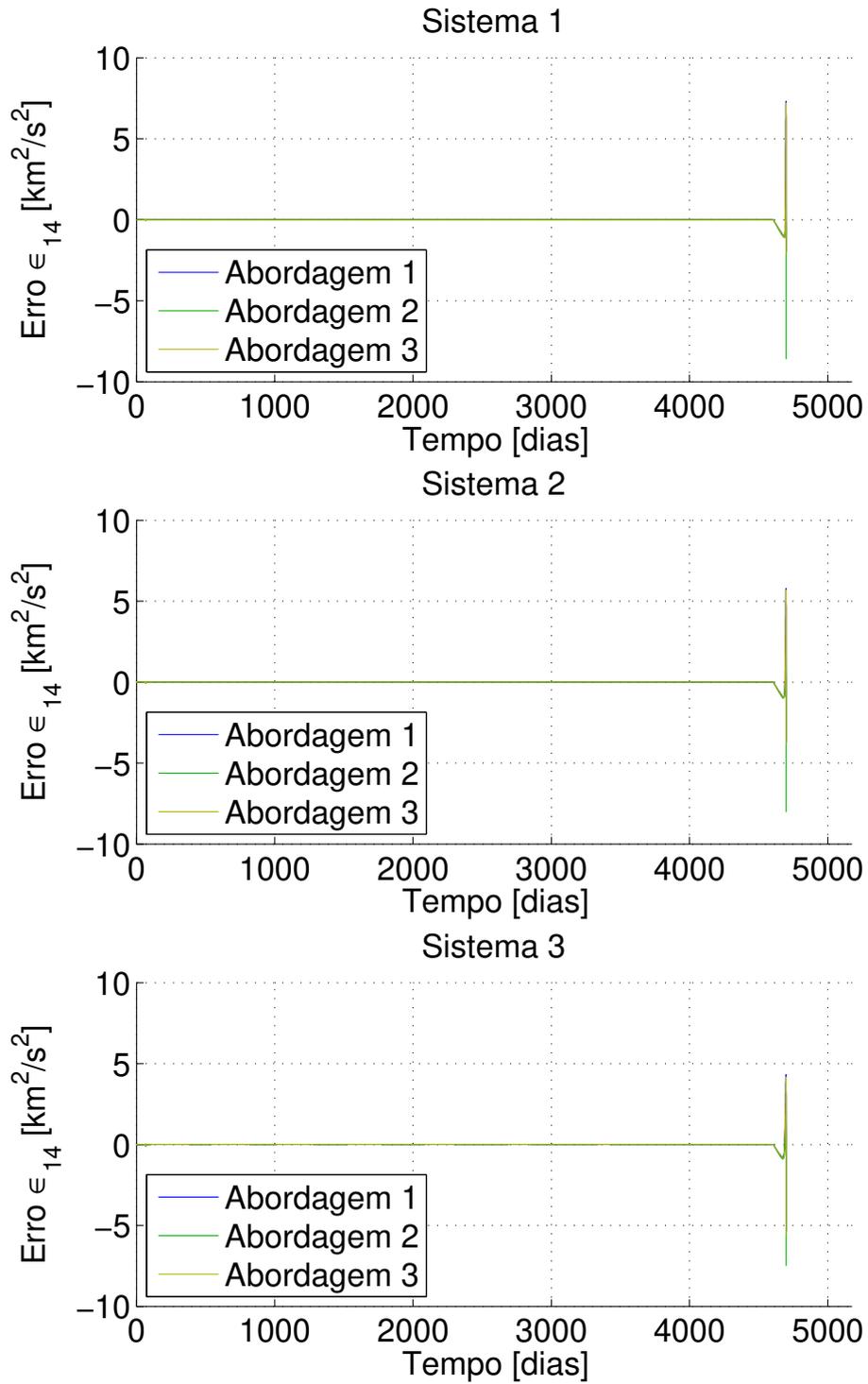
após uma rotação de 90° , apresentam esses desvios como erros da inclinação δ . Ou seja, os dois valores estão intrinsecamente relacionados. Se estes erros forem avaliados em conjunto, por uma manipulação geométrica de seus valores, como indicado pela Equação 5.1, o ângulo resultante apresenta um erro crescente para os Sistemas 1, 2 e 3, como o esperado.

$$(\angle\alpha + \angle\delta) = \tan^{-1} \left(\frac{\sqrt{\text{sen}(\delta)^2 + \text{cos}(\delta)^2 \text{sen}(\alpha)^2}}{\text{cos}(\delta) \text{cos}(\alpha)} \right) . \quad (5.1)$$

As Figuras 5.19, 5.21 e 5.23 apresentam os gráficos dos erros do valor da energia orbital específica da espaçonave em relação ao Sol ϵ_{14} em todos os instantes das simulações, no intuito de realizar uma análise de toda a trajetória, e não só seus instantes finais. Cada figura apresenta os dados dos 9 modelos de uma mesma Vela dispostos em 3 gráficos, 1 para cada Sistema, sendo que cada gráfico possui 3 curvas, uma para cada Abordagem.

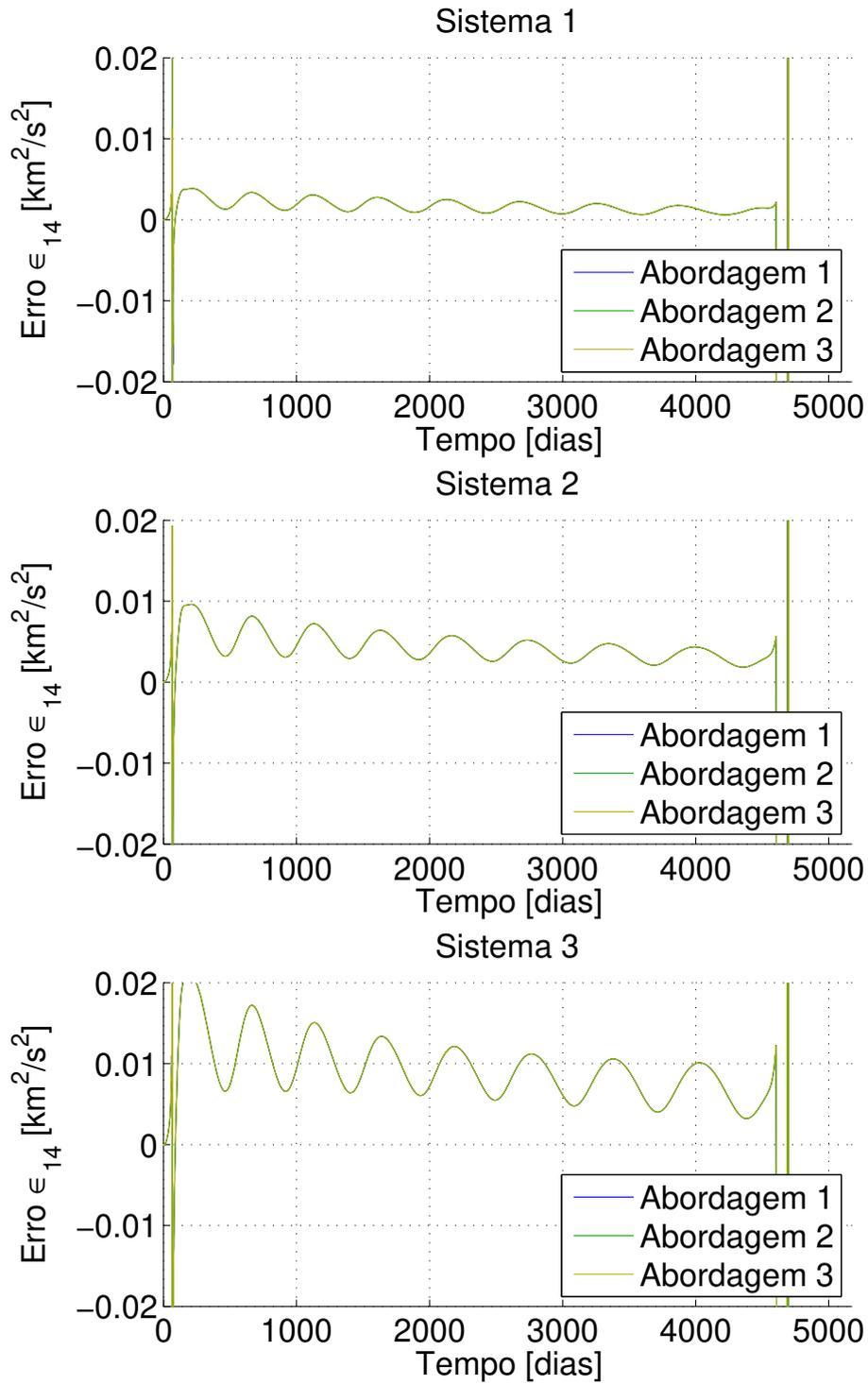
As Figuras 5.20, 5.22 e 5.24 apresentam um zoom no eixo das ordenadas das Figuras 5.19, 5.21 e 5.23, respectivamente. Essas figuras são apresentadas para indicar que o que aparentam ser valores constantes nos gráficos dos erros de ϵ_{14} das diferentes velas solares são, na verdade, pequenas flutuações dos valores dos erros causadas pelas pequenas mudanças dos valores de α , como indicados pelas Figuras 5.5, 5.7 e 5.9.

Figura 5.19 - Gráfico dos erros de ϵ_{14} para a Vela 1



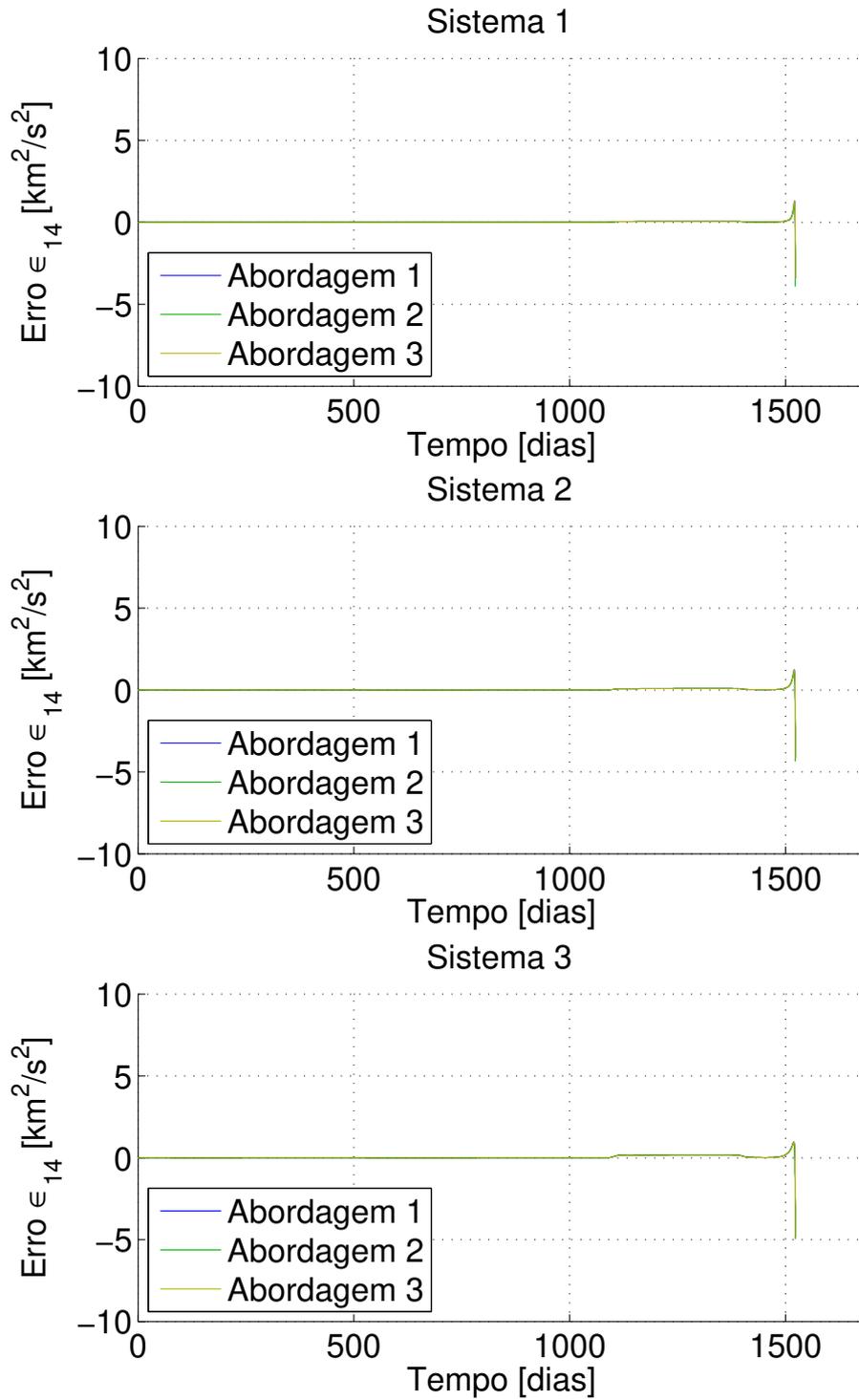
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.20 - Zoom do gráfico dos erros de ϵ_{14} para a Vela 1



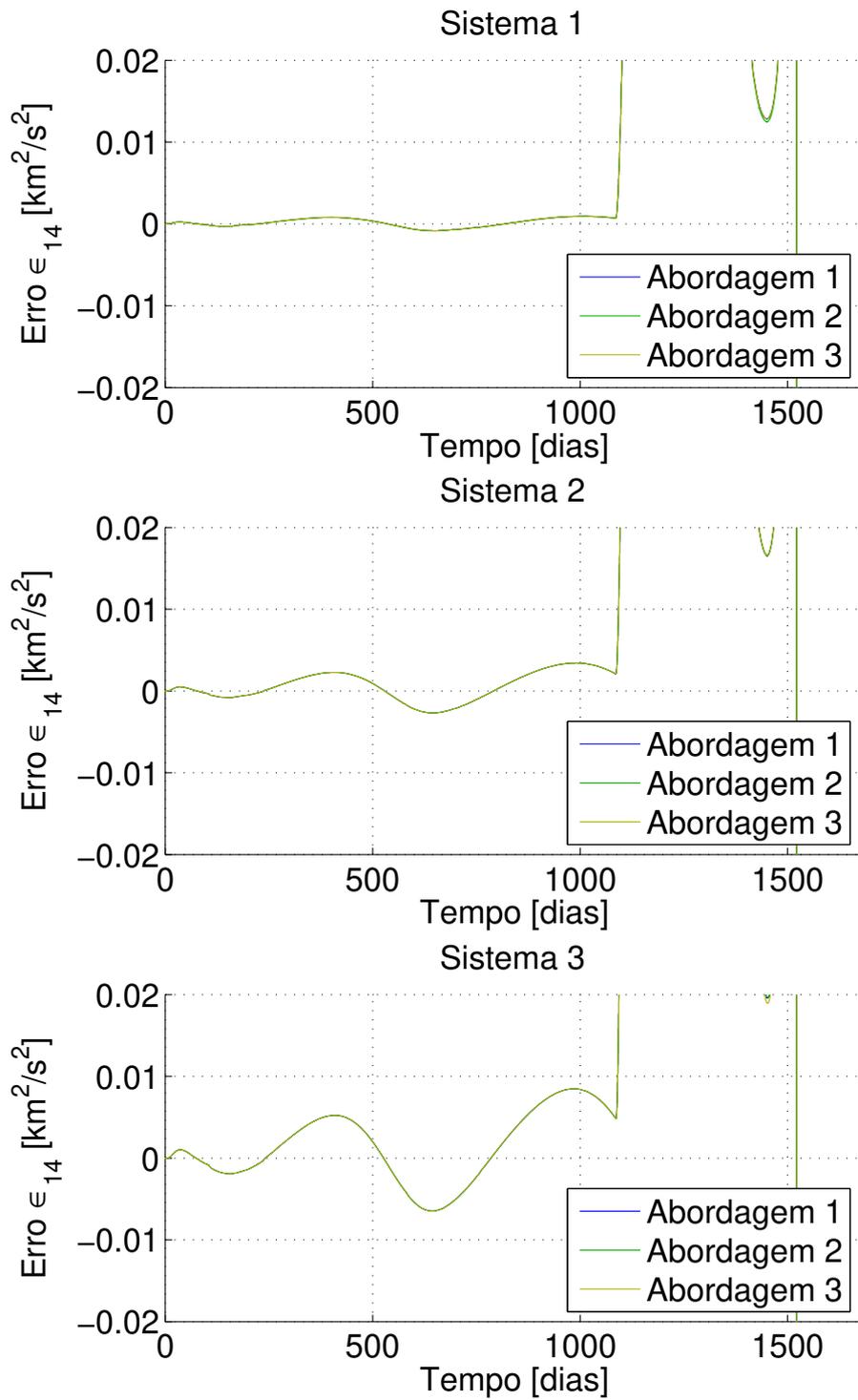
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.21 - Gráfico dos erros de ϵ_{14} para a Vela 2



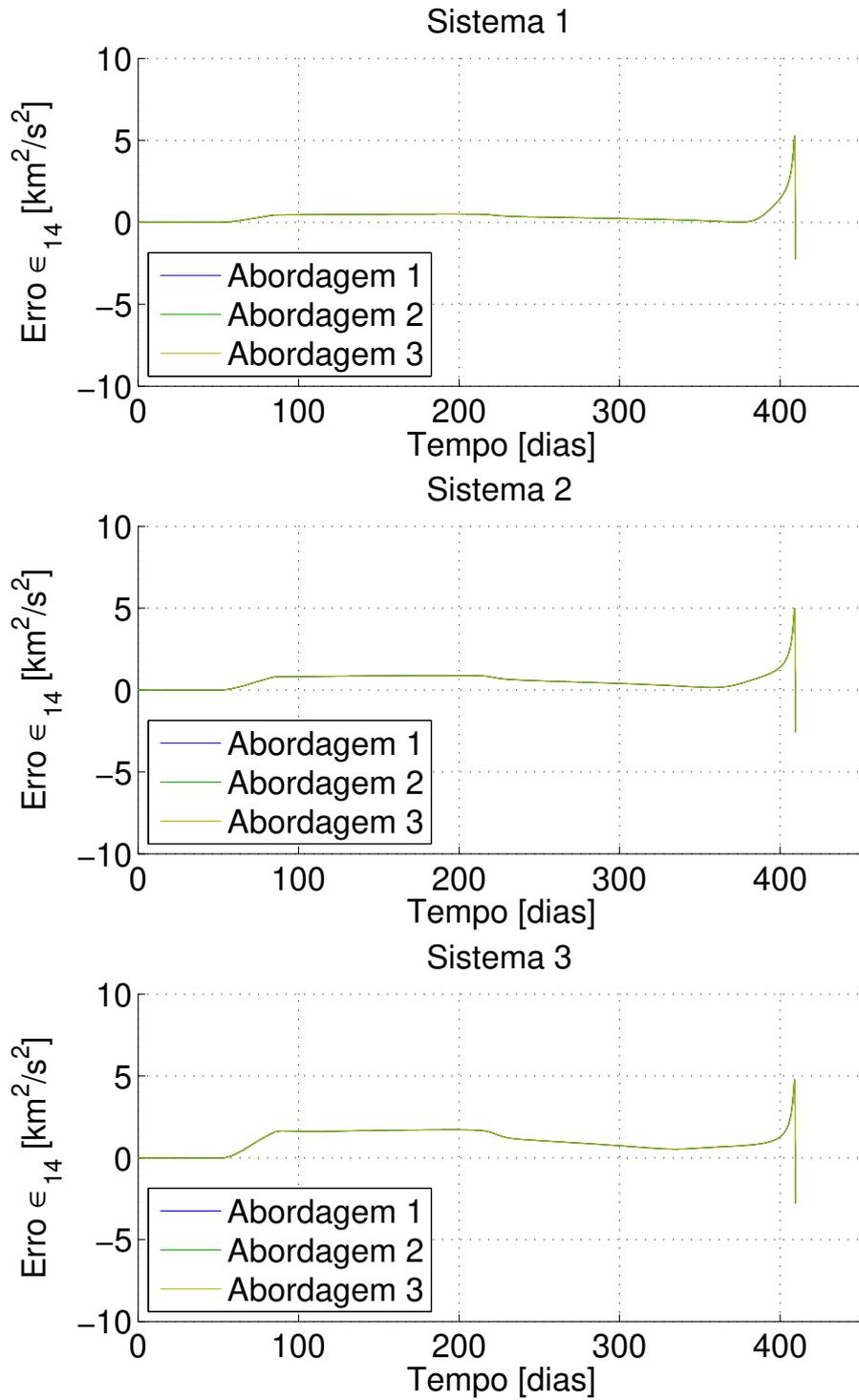
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.22 - Zoom do gráfico dos erros de ϵ_{14} para a Vela 2



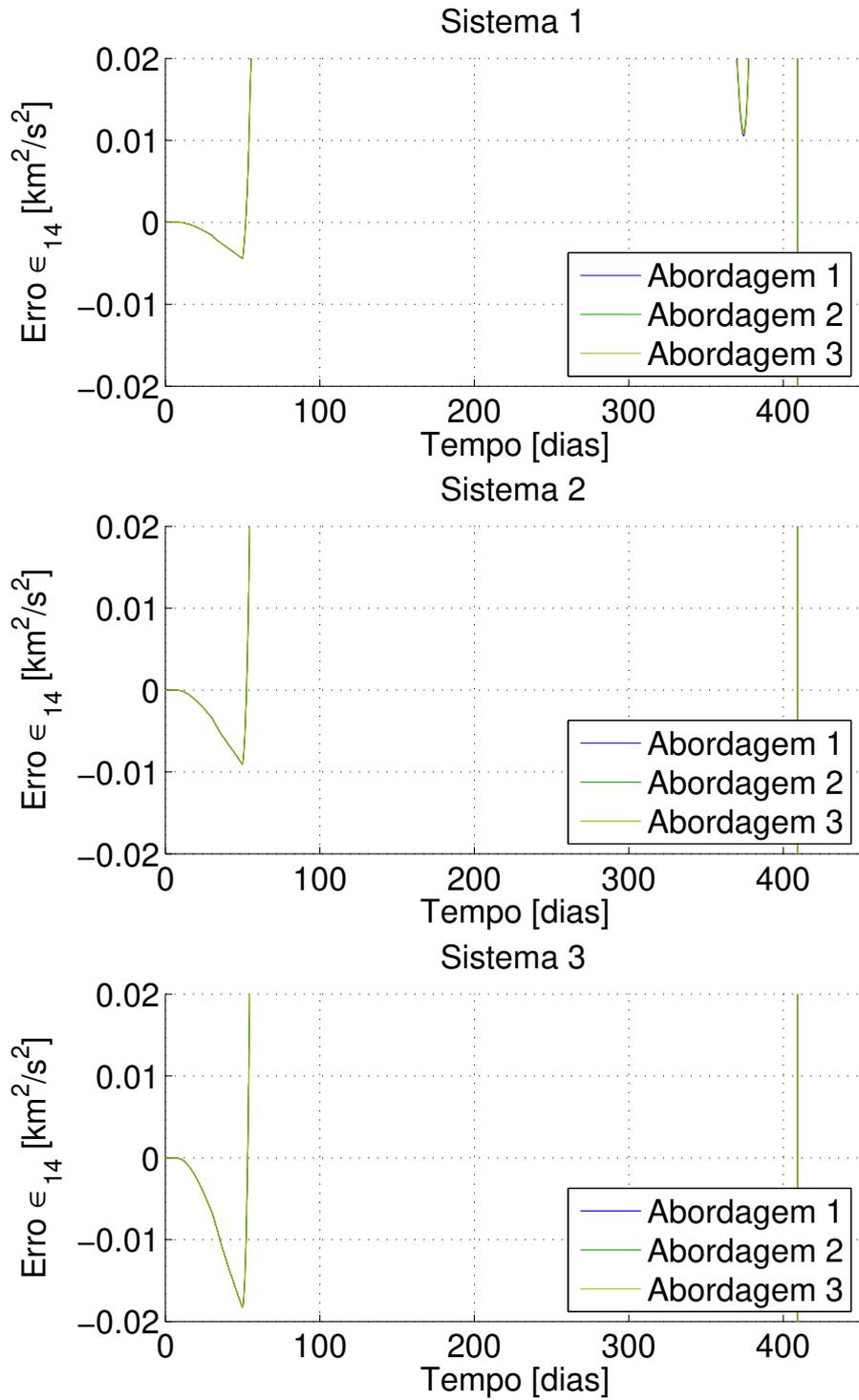
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.23 - Gráfico dos erros de ϵ_{14} para a Vela 3



Fonte: Produção do autor.

Figura 5.24 - Zoom do gráfico dos erros de ϵ_{14} para a Vela 3



Fonte: Produção do autor.

Os dados obtidos nas Figuras 5.19, 5.21 e 5.23 corroboram com as conclusões já tomadas e indicam qual o último fator não analisado e que possui grande influência nos desvios finais da trajetória: a interação gravitacional da espaçonave com Marte.

Primeiramente, como análise geral das três figuras, pouco se observa diferença nos valores do erro de ϵ_{14} entre diferentes Abordagens, em um mesmo gráfico. Isso, novamente, indica a pouca influência das diferentes Abordagens nos desvios das trajetórias.

Em segundo lugar, percebe-se que os erros sempre aumentam no instante de alguma mudança de atitude da espaçonave, como é possível ver a partir do 1100º dia, aproximadamente, nos gráficos da Figura 5.21 e a partir do 50º dia, aproximadamente, nos gráficos da Figura 5.23. É importante, nesse caso, relembrar as configurações de ângulos de atitude desejadas para as Velas 2 e 3, expostas nas Figuras 5.7 e 5.9.

Nota-se também que, para a 1ª mudança de atitude, o erro aumenta, porém, para a 2ª mudança de atitude, o erro diminui. Isso acontece pelo atraso do sistema de controle: inicialmente, a energia orbital específica da espaçonave ϵ_{14} está aumentando, pois a energia orbital específica de Marte, destino da espaçonave, é maior que a energia orbital específica da Terra, origem da espaçonave. Já foi discutido, na Seção 5.1.2, que a mudança de atitude é feita para "desligar" a vela solar. Ou seja, um "desligamento" atrasado permite que a espaçonave continue aumentando ϵ_{14} , enquanto a trajetória de referência já diminuiu esse aumento. Como $\epsilon_{14} > \epsilon_{14_REF}$, então ($\epsilon_{14} - \epsilon_{14_REF} > 0$). No entanto, a partir do momento que a vela solar é "religada", um atraso dessa manobra permite que a trajetória de referência volte a aumentar ϵ_{14_REF} antes da trajetória desviada, o que diminui o erro relativo entre os dois valores.

Repara-se, também, na diferença dos módulos dos erros de ϵ_{14} entre os diferentes Sistemas de uma mesma Vela, especialmente nos gráficos das Figuras 5.21 e 5.23. Em cada mudança de atitude, os erros são cada vez maiores do Sistema 1 ao 3, para uma mesma Vela. Isso está de acordo com o esperado pela análise dos erros de resposta ao degrau, apresentados na Tabela 5.4. Além disso, os erros da Vela 3 são todos mais acentuados por se tratar de uma vela com maior desempenho, ou seja, as taxas de mudança do valor de ϵ_{14} são maiores e, por consequência, um mesmo atraso, em questão de tempo, significa erros maiores da grandeza ϵ_{14} .

Por fim, percebe-se que todos os erros apresentam grandes flutuações próximos dos instantes finais das simulações. Esses momentos passam a possuir grande influência

dos efeitos da gravidade de Marte sobre a espaçonave. Cabe a este fenômeno uma explicação mais detalhada.

As interações gravitacionais da espaçonave com Marte estão presentes em todas as simulações orbitais. Dessa forma, Marte perturba e influencia na trajetória da espaçonave em todos os casos considerados. No entanto, a influência gravitacional que Marte exerce na simulação com o modelo ideal não é tratada como desvio, pois, por definição, a trajetória simulada neste caso é a trajetória de referência. Ou seja, no caso das simulações com modelo ideal, a influência gravitacional de Marte ajuda a moldar a trajetória de referência.

Isso não é verdade para as trajetórias geradas com os modelos não-ideais. Elas apresentam, inicialmente, desvios devido aos atrasos do sistema de controle e às deformações da superfície refletora. À medida que a espaçonave se aproxima de Marte, com os desvios provocados pelos modelos não-ideais, sua trajetória é perturbada de maneira diferente por Marte, por ter uma posição desviada pelas considerações dos modelos não-ideais. Dessa forma, a influência gravitacional de Marte potencializa os desvios, pois perturba a trajetória de maneira diferente às trajetórias de referência. Se não houvesse desvio prévio, as perturbações de Marte seriam idênticas e, portanto, não haveria geração de desvios extras na trajetória.

Percebe-se, pelas Figuras 5.19, 5.21 e 5.23, que os desvios potencializados pela interação com Marte são maiores que os desvios prévios provocados pelos modelos não-ideais. Desta forma, por menores que os desvios sejam, os erros são significativamente potencializados nos trechos finais. Isso explica alguns dos resultados inconclusivos das comparações realizadas nas Tabelas 5.5 e 5.6.

Destaca-se ainda na Figura 5.20 um pequeno pico de flutuação logo no início da simulação. Dessa vez, essa flutuação é causada pela influência gravitacional da Terra na espaçonave, pelo mesmo efeito discutido anteriormente. Como a Vela 1 possui o menor desempenho entre as Velas simuladas ela é a que mais demora a se afastar da Terra, o que pode ser verificado pelo gráfico de sua trajetória na Figura 5.4. Esse é um comportamento análogo às consequências da influência gravitacional de Marte na parte final de todas as simulações.

Tomando a análise dos erros de ϵ_{14} como referência, realizou-se uma comparação lógica dos erros gerados pelas Abordagens 2 e 3, pois seus valores são muito próximos e indiscerníveis nos gráficos das Figuras 5.19, 5.21 e 5.23. O resultado dessa análise é indicado nas Figuras 5.25, 5.26 e 5.27. Cada figura apresenta os dados de uma

mesma Vela, sendo 3 gráficos, 1 para cada Sistema. Valores iguais a 1 indicam que o erro da Abordagem 3 é maior ou igual ao da Abordagem 2. Valores iguais a 0 indicam que o erro da Abordagem 3 é menor que o da Abordagem 2.

Figura 5.25 - Comparação dos erros de ϵ_{14} entre as Abordagens 2 e 3 para a Vela 1

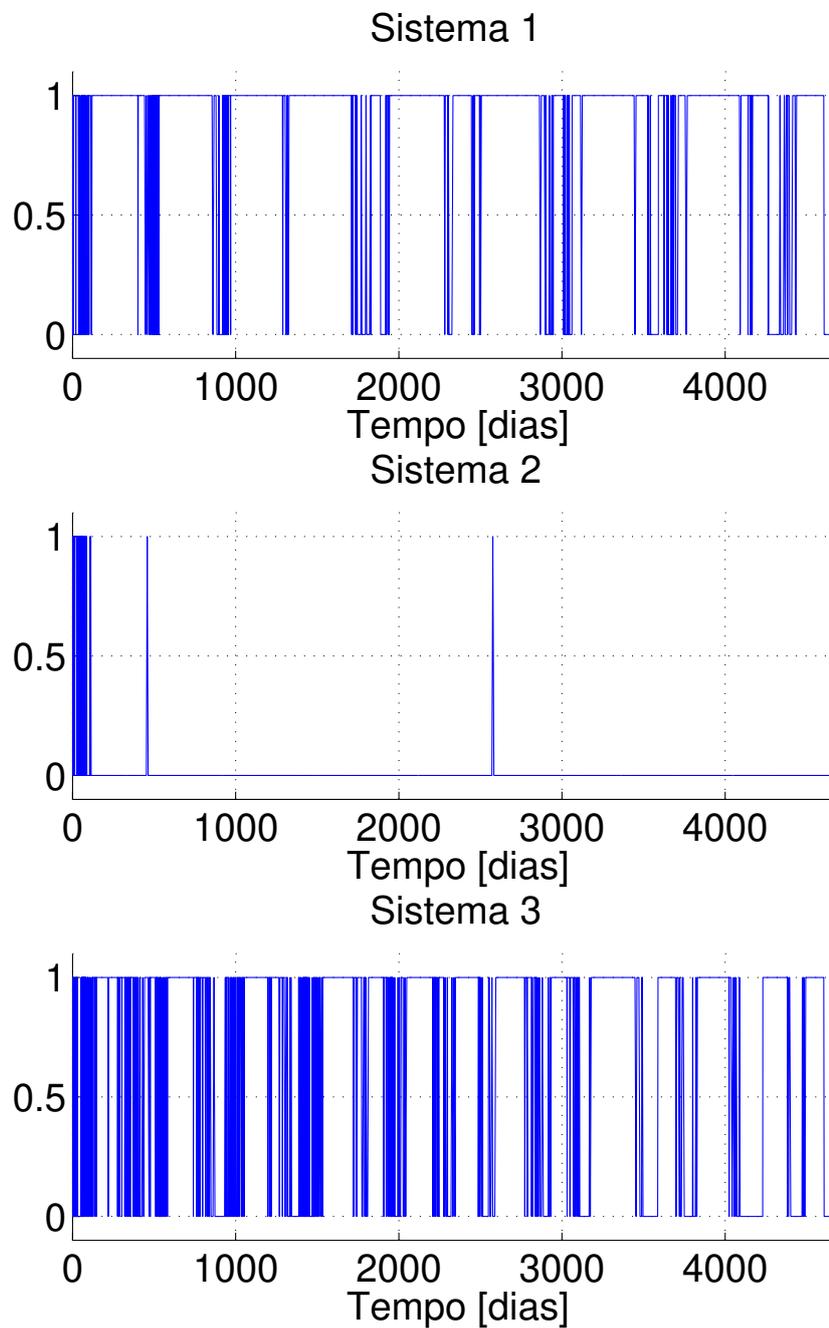
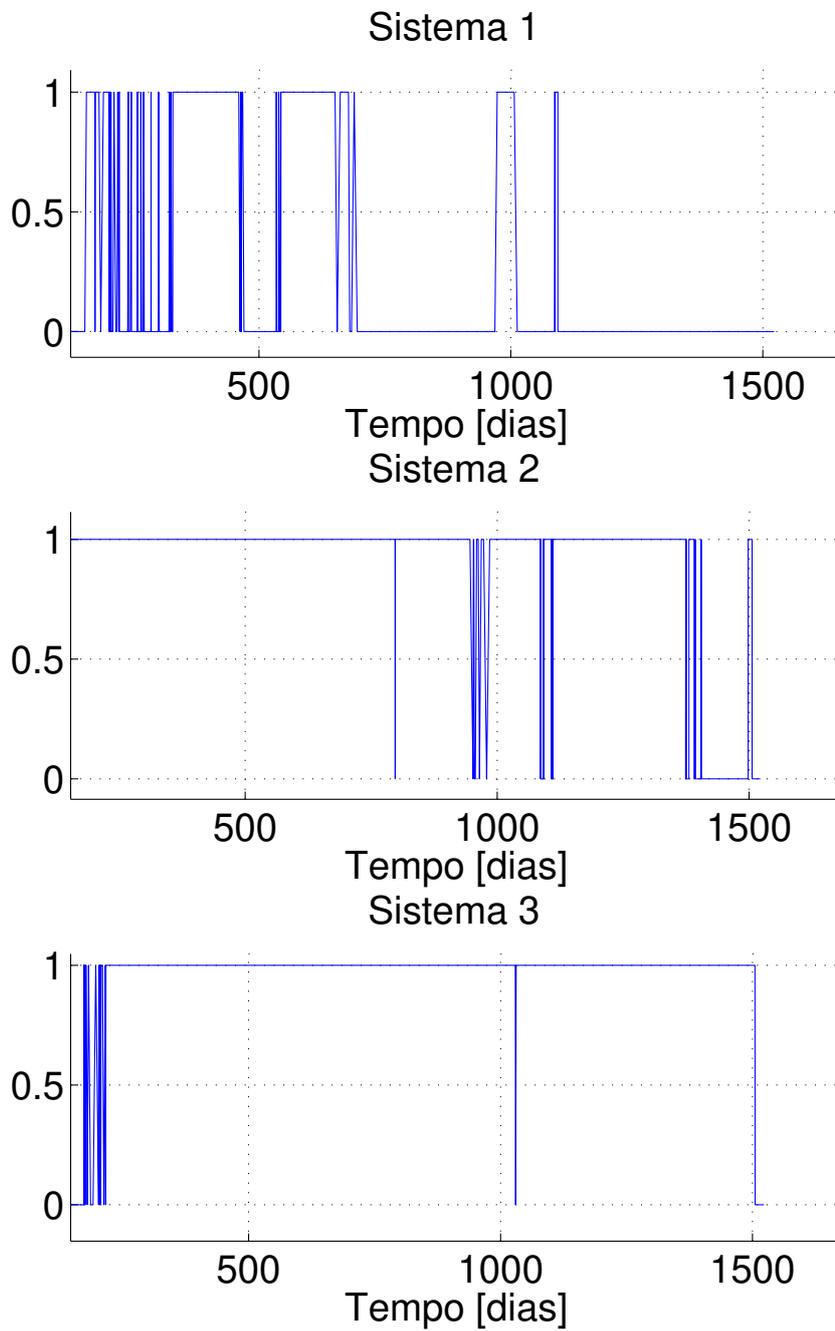


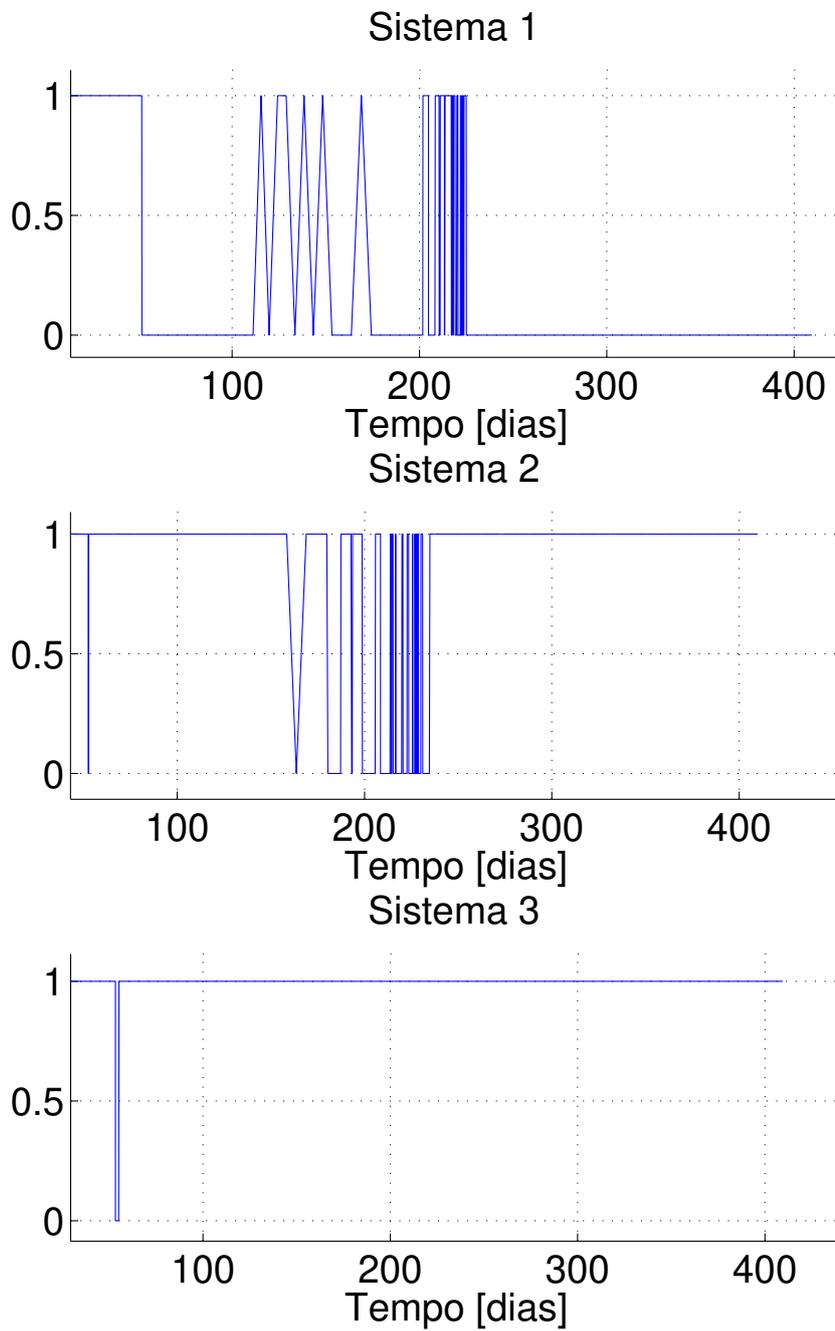
Figura 5.26 - Comparação dos erros de ϵ_{14} entre as Abordagens 2 e 3 para a Vela 2



Valores iguais a 1 indicam que o erro da Abordagem 3 é maior ou igual ao da Abordagem 2. Valores iguais a 0 indicam que o erro da Abordagem 3 é menor que o da Abordagem 2.

Fonte: Produção do autor.

Figura 5.27 - Comparação dos erros de ϵ_{14} entre as Abordagens 2 e 3 para a Vela 3



Valores iguais a 1 indicam que o erro da Abordagem 3 é maior ou igual ao da Abordagem 2.
Valores iguais a 0 indicam que o erro da Abordagem 3 é menor que o da Abordagem 2.

Fonte: Produção do autor.

Os instantes finais de todos os gráficos corroboram os dados da Tabela 5.6. Os últimos valores dos Sistemas 1, 2 e 3 da Vela 1, dos Sistemas 1, 2 e 3 da Vela 2 e do Sistema 1 da Vela 3 são iguais a 0. O que indica maiores desvios finais provocados pela Abordagem 2 nestes casos.

No entanto, uma informação essencial é que, em nenhum gráfico, o erro de uma Abordagem é maior que o erro da outra Abordagem em todos os instantes da simulação. O caso mais consistente é aquele apresentado pela implementação do Sistema 3 da Vela 3, no qual a Abordagem 3, quase em todos os instantes da simulação, se mostra mais responsável por desvios do que a Abordagem 2. Com a implementação do Sistema 2 da Vela 1, existe o segundo caso mais consistente, dessa vez, com a Abordagem 2 se mostrando mais responsável por desvios. Por sua vez, o caso de implementação do Sistema 3 da Vela 1 é totalmente inconsistente, apresentando o que pode ser definido como uma imprevisibilidade das consequências de cada uma das Abordagens no desvio da trajetória.

Essa análise demonstra que, por muitas vezes, as trajetórias geradas com o uso de modelos que utilizam a Abordagem 3 se assemelham mais àquelas geradas por modelos que utilizam a Abordagem 1 do que modelos que usam a Abordagem 2. É interessante lembrar que a Abordagem 1 trata a vela solar como um corpo rígido, sendo a abordagem de mais fácil implementação nos modelos.

5.2.1 Tempo de processamento

As simulações da Seção 5.2 foram realizadas em uma máquina com as seguintes especificações:

- Memória RAM: 15,6 Gb;
- Processador: Intel[®] Core[™] i5-4460 CPU@3.20GHz x 4.

Desta forma, o tempo de processamento médio para cada grupo de 3 sistemas (único parâmetro de simulação que não altera as dimensões dos vetores de entrada), é apresentado pela Tabela 5.9. Isso pois, Velas diferentes possuem tempos de trajetória distintos e, portanto, possuem uma sequência de valores de α e δ de extensões desiguais. Enquanto Abordagens diferentes apresentam vetores de entrada, dos valores de α e δ para cada instante, de dimensões distintas, em função do número de seções de vela considerados.

Pelos valores apresentados, percebe-se que a implementação da Abordagem 2 aumenta, em média, 19,44 vezes o tempo de processamento das simulações de uma

Tabela 5.9 - Tempo de processamento médio de cada modelo (em segundos)

	Vela 1	Vela 2	Vela 3
Abordagem 1	90,58	35,28	14,55
Abordagem 2	1665,93	737,75	276,58
Abordagem 3	3447,97	1404,43	539,44

Fonte: Produção do autor.

mesma Vela. Para a implementação da Abordagem 3, há um aumento de 38,32 vezes do tempo de processamento das simulações de uma mesma Vela, em média.

Não coincidentemente, a Abordagem 2 lida com 20 seções de vela e vetores de entrada 20x maiores que a Abordagem 1, enquanto a Abordagem 3 lida com 40 seções de vela e vetores de entrada 40x maiores que a Abordagem 1. Percebe-se uma relação direta entre o tempo de processamento e a quantidade total de seções de vela consideradas ao longo da simulação.

5.3 Discussões finais

Em sua primeira etapa, o estudo de aceleração se mostrou produtivo e bem sucedido para o entendimento do comportamento do movimento orbital de velas solares. A heurística de busca desenvolvida facilita e agiliza a busca por trajetórias desejadas, e abre espaço para a implementação de novas estratégias para o caso de condições de origem e destino diferentes daquelas adotadas neste trabalho: órbitas circulares e coplanares.

Além disso, o estudo incentivou a investigação e proporcionou um modelo mais completo da dinâmica de atitude de velas solares. Foi possível analisar a consequência, no movimento orbital, da introdução de algumas fontes de incerteza, como os atrasos na manobra de atitude provocados pela consideração dos erros dinâmicos do sistema de controle e as deformações da superfície refletora provocados pelos torques exercidos pelos atuadores para realizar essas manobras. No entanto, para que isso fosse possível, foi necessário um maior esforço de implementação e poder computacional para concluir as simulações desejadas. Quanto mais completa a abordagem de deformação considerada, maior a sua demanda computacional.

Ainda dentro deste contexto, as considerações do trabalho buscaram simular situações menos extremas para o emprego da tecnologia de velas solares, que ainda estão no início de sua implementação no setor de exploração espacial. As dimensões das

velas solares foram concebidas para se assemelhar ao máximo com dimensões factíveis de missões reais que empregaram essa tecnologia, evitando estruturas extensas que favorecem grandes deformações. Além disso, os atuadores considerados e as manobras de atitude permitidas por eles limitam o módulo dos torques do sistema de controle, também servindo como um mecanismo de prevenção de maiores deformações. Por causa dessas considerações, entre todos os 27 modelos, existem muitos momentos de alternância entre maiores desvios da Abordagem 2 e da Abordagem 3, indicando a baixa influência das deformações consideradas nos desvios da trajetória e dificultando a análise de seus efeitos. Portanto, assumindo as considerações iniciais deste trabalho, a implementação da Abordagem 2 é suficiente para modelar os desvios na trajetória provocados pela deformação da superfície refletora. À medida que as deformações se tornem responsáveis por parcelas mais significativas dos desvios da trajetória, devido a diferentes condições de simulação, a implementação da Abordagem 3 se torna cada vez mais importante.

Percebe-se ainda que, sem a sintonização dos ganhos de maneira a minimizar o erro transiente do sistema de controle, os desvios introduzidos por eles são ordens de grandeza maiores que os desvios provocados pelas deformações da superfície refletora da vela solar. Neste trabalho, os Sistemas 1 de suas respectivas Velas apresentaram os menores desvios em comparação aos Sistemas 2 e 3, independente da abordagem de deformação considerada. Isso indica que os esforços iniciais de implementação devem se focar, sobretudo, na sintonização dos ganhos do sistema de controle.

A análise dos modelos propostos, no contexto do problema de 4 corpos do trabalho, expôs alguns resultados curiosos, que precisaram de maior cuidado para sua interpretação. Percebeu-se que, junto ao fato de cada modelo introduzir uma parcela de desvio à trajetória, estes são potencializados pela interação gravitacional diferenciada com Marte. Os desvios finais verificados são, portanto, uma combinação das considerações da dinâmica de atitude de modelos não-ideais de velas solares junto às suas acentuações provocadas pela modificação da interação gravitacional com Marte, sendo essas modificações causadas pelos desvios prévios resultantes dos modelos de atitude não-ideais. Essa é uma importante observação, visto que, em problemas reais de *rendezvous*, a interação gravitacional na fase de aproximação é um fator de influência relevante na missão.

Tendo em vista o objetivo proposto, foi possível determinar que as simulações orbitais, que levam em consideração os modelos não-ideais da dinâmica de atitude, são capazes de gerar desvios consideráveis na trajetória da espaçonave em relação

às trajetórias de referência adotadas, que usam os modelos ideais. Além disso, esses desvios são potencializados pela aproximação e interação gravitacional diferenciada entre 2 dos corpos envolvidos nas simulações: Marte e a espaçonave. No contexto da dinâmica orbital e *rendezvous* de velas solares com outros corpos, este trabalho mostra a grande importância de uma análise aprofundada e da criação de modelos detalhados da dinâmica de atitude de velas solares.

6 CONCLUSÕES

Este trabalho se propôs a estudar a natureza da dinâmica orbital de um veículo propelido por uma vela solar. Foi investigado como buscar configurações de atitudes para retornar uma trajetória desejada, assim como foram analisadas algumas características físicas na dinâmica de atitude da superfície refletora e como elas afetam a trajetória da espaçonave.

Para tanto, foi desenvolvida uma heurística de busca de trajetórias de *rendezvous* partindo de um corpo e buscando outro corpo, ambos com órbitas coplanares e circulares, de forma a agilizar o tempo de busca por este tipo de trajetórias. A heurística foi utilizada para a determinação de trajetórias de velas solares, de diferentes desempenhos, partindo da Terra indo de encontro a Marte. A mesma se mostrou útil para o cumprimento da tarefa, reduzindo o tempo de busca e apresentando resultados que respeitavam as condições impostas, deixando espaço até para a implementação de critérios mais rigorosos para a determinação das trajetórias. Pesquisas de velas solares na área de dinâmica orbital, com foco na minimização do tempo de transferência, podem usufruir desta heurística para a geração de trajetórias como base de referência para a eficiência da estratégia usada. Isso pois, a heurística proposta por este trabalho não garante um mínimo global do problema, no entanto, garante uma consistência de procedimentos embasados em comportamentos estudados e desejados da vela solar, para oferecer tempos reduzidos de transferência.

O estudo foi feito tendo em vista materiais, dispositivos, parâmetros e conceitos já utilizados em missões passadas ou previstas com uso de velas solares. Agências como a JAXA ou NASA e a organização Sociedade Planetária investiram seus recursos humanos e financeiros ao longo deste século em missões de estudo e viabilização de tecnologias que possibilitem o uso de velas solares no futuro da exploração espacial. Este trabalho também apresenta uma contribuição neste contexto, ao tentar realizar simulações com dimensionamentos e desempenhos inspirados na realidade, com sistemas de controle de atitude sintonizados especificamente para as velas solares concebidas. Com esse intuito, este trabalho aproxima os estudos da área à algumas das condições reais de missões que utilizam esse tipo de espaçonave.

Além disso, foram elaboradas e propostas três abordagens de deformação para a superfície refletora da vela solar. A estrutura deformada foi analisada por meio da aplicação do método de elementos finitos no estudo. Desta forma, os modelos não-ideais concebidos para a dinâmica de atitude permitiram uma investigação mais completa do problema, ao permitir a modelagem do que seriam fontes de incerteza

no movimento orbital de velas solares.

Todos os modelos da dinâmica de atitude foram implementados no *Spacecraft Attitude Simulator* (ROCCO et al., 2011), integrando a ele blocos de cálculo de deformações por uso do método de elementos finitos e permitindo uma maior abrangência de condições para suas simulações. Por sua vez, o simulador orbital (MEIRELES, 2016) também foi complementado, permitindo que, em trabalhos posteriores, sua propagação de trajetórias leve em consideração resultados da simulação de modelos da dinâmica de atitude de velas solares.

Em complemento, todos os modelos não-ideais foram utilizados para as simulações de trajetórias e os desvios provocados por eles comparados, de forma a analisar a influência de cada um deles no movimento orbital da espaçonave. Deste modo, este trabalho tornou possível a avaliação do custo-benefício de desenvolvimento de cada um dos modelos concebidos e permitiu a sugestão de implementações para outros trabalhos.

6.1 Sugestões de trabalhos futuros

O desenvolvimento deste trabalho esclareceu algumas dúvidas existentes *a priori* de seu início, entretanto, provocou o surgimento de novos questionamentos sobre a natureza do problema. São possíveis, portanto, algumas sugestões para trabalhos futuros que desejem incrementar os estudos nesta área.

Os resultados foram obtidos por meio da conciliação de dois simuladores cujos desenvolvimento partiram de trabalhos independentes a este. Por esse motivo, não foi possível modelar alguns comportamentos concebidos para a vela solar. Um trabalho que implemente a dinâmica de atitude e movimento orbital da espaçonave em um só simulador permitiria essa modelagem. Por exemplo, a deformação da superfície refletora poderia ser provocada não só pelas forças do sistema de controle de atitude da espaçonave, como também pelas forças da pressão de radiação incidente sobre toda a vela solar. Seria possível também calcular os torques perturbativos gerados pela deformação da superfície refletora, visto que atitudes diferentes entre pares de seções opostas da vela geram valores de forças distintos entre elas, o que provoca esses torques perturbativos. Além disso, seria possível determinar a força gerada por cada RCD, permitindo a discretização dos valores de torques gerados pelo sistema de controle do modelo, visto que cada RCD opera sob estado de funcionamento binário (ativado/desativado).

Este trabalho também indicou a importância da sintonização dos ganhos do sistema de controle no problema da dinâmica orbital de velas solares. Pequenos atrasos gerados por estes sistemas são grandes responsáveis por desvios das trajetórias da espaçonave, pois elas estão sempre sujeitas às acelerações contínuas provocadas pela pressão de radiação solar, não sendo possível desligar essa fonte de propulsão enquanto uma manobra de mudança de atitude é realizada. É interessante a elaboração de um estudo para a determinação detalhada das dimensões de uma vela solar real, assim como sua distribuição de massa e outros detalhes construtivos, para depois se aplicar alguns métodos de sintonização e determinar qual deles retorna menores erros transientes do sistema de controle. Em acréscimo, pode-se ainda implementar outros sistemas de controle, diferentes do PID clássico, como o PID fuzzy, e comparar seus desempenhos.

Voltando ao âmbito da modelagem de deformações, pode-se propor uma 4ª abordagem de deformação para a superfície refletora da vela solar. Todas as abordagens deste trabalho aplicaram o método de elementos finitos para deformações 1D. Desta forma, o cálculo para toda a superfície refletora teve que trabalhar com a interpolação das deformações 1D que, portanto, foram tratadas como valores de referência. Seria interessante implementar o cálculo das deformações modelando-se o método de elementos finitos para a deformação 2D de uma placa, dispensando o processo de interpolação. Além disso, é possível a criação de um modelo que leve em conta as forças de cisalhamento geradas pelos RCDs Avançados, contidas no plano YZ do SSF da espaçonave.

Para a dinâmica orbital, a heurística de busca pode ser estendida também para casos de órbitas de partida e chegada com excentricidades não nulas, assim como órbitas que possuem inclinação relativa uma a outra. Como consequência desses novos casos, seria necessário o acréscimo de novas estratégias e condicionais à heurística, envolvendo a comparação de valores não considerados nas estratégias atuais, como o argumento do periapside e a ascensão reta do nodo ascendente da órbita de destino. Isso permitiria a aplicação da heurística na busca de trajetórias mais próximas às condições reais dos planetas do Sistema Solar, além de incluir casos de buscas envolvendo órbitas de asteroides.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- ANGRILLI, F.; BORTOLAMI, S. Attitude and orbital modelling of solar-sail spacecraft. **ESA Journal**, v. 14, p. 431–446, 1990. 10
- BATE, R. R.; MUELLER, D. D.; WHITE, J. E. **Fundamentals of astrodynamics**. Nova Iorque: Dover, 1971. 455 p. 56
- BETTS, B.; NYE, B.; VAUGHN, J.; GREESON, E.; CHUTE, R.; SPENCER, D.; RIDENOURE, R.; MUNAKATA, R.; WONG, S.; DIAZ, A.; STETSON, D.; FOLEY, J.; BELLARDO, J.; PLANTE, B. Lightsail 1 mission results and public outreach strategies. In: INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON SOLAR SAILING, 4., 2017, Kyoto, Japan. **Proceedings...** Kyoto, 2017. 3, 14
- BETTS, B.; SPENCER, D.; NYE, B.; MUNAKATA, R.; BELLARDO, J.; WONG, S.; DIAZ, A.; RIDENOURE, R.; PLANTE, B.; FOLEY, J.; VAUGHN, J. Lightsail 2: controlled solar sailing using a cubesat. In: INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON SOLAR SAILING, 4., 2017, Kyoto, Japan. **Proceedings...** Kyoto, 2017. 3, 15, 44
- BORGGRÄFE, A.; HEILIGERS, J.; CERIOTTI, M.; MCINNES, C. Optical control of solar sails using distributed reflectivity. In: SPACECRAFT STRUCTURES CONFERENCE, 2014, National Harbor, Maryland. **Proceedings...** National Harbor: AIAA, 2014. 13
- CARNAHAN, B.; LUTHER, H. A.; WILKES, J. O. **Applied numerical methods**. Malabar: Krieger, 1990. ISBN 0894644866,9780894644863. 59
- CHEN, W. W. L. **Linear algebra, analysis, discrete mathematics, functional analysis, etc.** [S.l.: s.n.], 2017. (Lecture notes). 33
- CURTIS, H. D. **Orbital mechanics for engineering students**. Londres: Elsevier, 2005. 673 p. 22, 23, 71
- ELGILOY SPECIALTY METALS. **Elgiloy - product details**. 2018. Disponível em: <<https://www.elgiloy.com/wire-division/elgiloy/>>. Acesso em: 15 nov. 2018. 45
- FERNANDEZ, J. M.; VISAGIE, L.; SCHENK, M.; STOHLMAN, O. R.; AGLIETTI, G. S.; LAPPAS, V. J.; ERB, S. Design and development of a gossamer sail system for deorbiting in low earth orbit. **Acta Astronautica**, Elsevier Science, v. 103, p. 204–225, 2014. ISSN 0094-5765. 13

FLINT, E. Robert forward s solar photon thruster solar sail architecture revisited. In: STRUCTURES, STRUCTURAL DYNAMICS AND MATERIALS CONFERENCE, 45., 2004, Palm Springs, EUA. **Proceedings...** Palm Springs: AIAA, 2004. P. 1578. 10

FORWARD, R. L. Solar photon thruster. **Journal of Spacecraft and Rockets**, v. 27, n. 4, p. 411–416, 07 1990. 2, 9

FRIEDMAN, L. **The rise and fall of Cosmos 1: story of Lightsail - part 2**. 2015. Disponível em: <<http://www.planetary.org/explore/projects/lightsail-solar-sailing/story-of-lightsail-part-2.html>>. Acesso em: 23 dez. 2018. 11

GUERMAN, A.; SMIRNOV, G.; PEREIRA, M. C. Attitude dynamics and control of a compound solar sail. **Advances in the Astronautical Sciences**, v. 129, p. 607–619, 2008. 11

_____. Attitude dynamics and control of a simple solar photon thruster. In: INTERNATIONAL ASTRONAUTICAL FEDERATION, 59., 2008, Glasgow, Escócia. **Proceedings...** Glasgow: IAC, 2008. 11

JAPAN AEROSPACE EXPLORATION AGENCY - JAXA. **Small solar power sail demonstrator IKAROS**. 2010. Disponível em: <<http://global.jaxa.jp/projects/sat/ikaros/>>. Acesso em: 09 maio 2018. 12

JOHNSON, L.; WHORTON, M.; A., H.; PINSON, R.; LAUE, G.; ADAMS, C. Nanosail-d: a solar sail demonstration mission. **Acta Astronautica**, v. 68, 2011. 3, 12, 46

JUNKINS, J. L.; KIM, Y. **Introduction to dynamics and control of flexible structures**. [S.l.]: AIAA, 1993. (AIAA Education Series). ISBN 1563470543,9781563470547. 4

KEATON, P. W. **Low-thrust rocket trajectories**. Washington: NASA, 1986. (NASA STI/Recon Technical Report N, 86). 24, 76

KIKUCHI, S.; KAWAGUCHI, J. Asteroid de-spin and deflection strategy using a solar-sail spacecraft with reflectivity control devices. **Acta Astronautica**, p. S0094576517314339–, 6 2018. 37, 38, 39

KRAMER, H. J. **InflateSail**. 2019. Disponível em: <<https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/i/inflatesail>>. Acesso em: 13 abr. 2019. 14

LOPES, I. M. L. **Uma abordagem multi-objetivo para a otimização de trajetórias de uma vela solar**. 110 p. (INPE-17238-TDI/2070). Tese (Doutorado em Engenharia e Tecnologia Espaciais) — Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 2013. 12

MASSIMIANI, C. **DeorbitSail update and initial camera image**. 2019. Disponível em: <<https://amsat-uk.org/2015/11/13/deorbitSail-update-and-initial-camera-image/>>. Acesso em: 13 abr. 2019. 14

MCINNES, C. R. Solar sail mission applications for non-keplerian orbits. **Acta Astronautica**, v. 45, p. 567–575, 1999. 10

_____. Solar sailing: mission applications and engineering challenges. **The Philosophical Transactions of the Royal Society London**, v. 361, p. 2989–3008, 2003. 10

_____. Solar sailing: orbital mechanics and mission applications. **Advances in Space Research**, v. 31, n. 8, p. 1971–1980, 2003. 10

_____. **Solar sailing**: technology, dynamics and mission applications. Londres: Springer Praxis Books, 2004. 296 p. 1, 9, 17, 45, 46, 47, 48

MCNUTT, L.; JOHNSON, L.; KAHN, P.; CASTILLO-ROGEZ, J.; FRICK, A. Near-earth asteroid (nea) scout. In: SPACE CONFERENCE AND EXPOSITION, 2014, San Diego, EUA. **Proceedings...** San Diego: AIAA, 2014. ISBN 978-1-62410-257-8. 15

MEIRELES, L. G. **Análise de transferências orbitais com uso de velas solares**. 73 p. TCC (Bacharelado em Engenharia Aeroespacial) — Universidade Federal de Minas Gerais (UFMG), Belo Horizonte, 2016. 5, 112

MEIROVITCH, L. **Elements of vibration analysis**. 2. ed. Boston, EUA: McGraw-Hill, 1986. 560 p. 30, 31

MOTA, R. S. **Modelagem da perturbação na atitude de um satélite durante o procedimento de abertura dos painéis solares**. 161 p. Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais) — Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 2018. 15

MURPHY, D. M.; MACY, B. D.; GASPAR, J. L. Demonstration of a 10-m solar sail system. In: STRUCTURES, STRUCTURAL DYNAMICS AND MATERIALS CONFERENCE, 45., 2004, Palm Springs, EUA. **Proceedings...** Palm Springs: AIAA, 2004. 10

NARDIN, A. B. **Análise de manobras de atracação de satélites dotados de manipuladores robóticos**. 181 p. Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais) — Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 2015. 15

NASSIRI, N.; MEHDIZADEH, N. S.; JALALI, N. A. Interplanetary flight using solar sail. In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON RECENT ADVANCES IN SPACE TECHNOLOGIES, 2., 2005, Istanbul, Turquia. **Proceedings...** Istanbul: IEEE, 2005. 11

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION - NASA. **Mars cube one**. 2018. Disponível em: <<https://www.jpl.nasa.gov/cubesat/missions/marco.php>>. Acesso em: 18 jan. 2019. 3

OGATA, K. **Modern control engineering**. 5. ed. Nova Jersey, EUA: Prentice Hall, 2010. 894 p. 34, 35, 51

PALLA, C.; KINGSTON, J.; HOBBS, S. Development of commercial drag-augmentation systems for smallsatellites. In: EUROPEAN CONFERENCE ON SPACE DEBRIS, 7., 2017, Darmstadt, Alemanha. **Proceedings...** Darmstadt: ESA Space Debris Office, 2017. 14

PERAIRE, J.; WIDNALL, S. **3D rigid body dynamics: the inertia tensor**. Cambridge: MIT Open Course Ware, 2008. 29

PEREIRA, M. C. **Dinâmica orbital e controle de orientação de um veículo espacial com uma vela solar composta**. 152 p. Tese (Doutorado em Engenharia e Tecnologia Espaciais) — Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 2009. 11

ROCCO, E. M.; COSTA FILHO, A. C.; CARRARA, V. Efeito do acoplamento entre o controle de atitude e de órbita durante manobras orbitais com propulsão contínua. In: CONFERÊNCIA BRASILEIRA DE DINÂMICA, CONTROLE E APLICAÇÕES, 10. (DINCON), 29 de ago - 2 de set. 2011, Águas de Lindóia, SP. **Anais...** Águas de Lindóia, 2011. 5, 57, 112

SOUSA, F. L. de; RAMOS, F. M.; PAGLIONE, P.; GIRARDI, R. M. New stochastic algorithm for design optimization. **AIAA Journal**, v. 41, p. 1808–1818, 09 2003. 12

SPACE MIND. **ARTICA mission**. 2019. Disponível em: <<https://www.npcspacemind.com/in-space-now/>>. Acesso em: 13 abr. 2019. 14

STOHLMAN, O. R.; LAPPAS, V. Deorbital sail: a deployable sail for de-orbiting. In: STRUCTURES, STRUCTURAL DYNAMICS AND MATERIALS CONFERENCE, 54., 2013, Boston, EUA. **Proceedings...** Boston: AIAA, 2013. 14

THE CUBESAT PROGRAM. **CubeSat design specification rev. 13**. 2019. Disponível em: <<http://www.cubesat.org/>>. Acesso em: 18 jan. 2019. 3

THE PLANETARY SOCIETY. **LightSail: a solar sailing spacecraft from the Planetary Society**. 2016. Disponível em: <<http://sail.planetary.org/>>. Acesso em: 19 jun. 2016. 1, 44, 45

TSUDA, Y.; MORI, O.; FUNASE, R.; SAWADA, H.; YAMAMOTO, T.; SAIKI, T.; ENDO, T.; KAWAGUCHI, J. Flight status of ikaros deep space solar sail demonstrator. **Acta Astronautica**, v. 69, 2011. 11, 36, 37, 39, 44, 76

TSUDA, Y.; SAIKI, T.; FUNASE, R.; SHIRASAWA, Y.; MIMASU, Y. Shape parameters estimation of ikaros solar sail using in-flight attitude determination data. In: STRUCTURES, STRUCTURAL DYNAMICS AND MATERIALS CONFERENCE, 52., 2011, Denver, EUA. **Proceedings...** Denver: AIAA, 2011. ISBN 978-1-60086-951-8. 12

VIQUERAT, A.; SCHENK, M.; LAPPAS, V. Functional and qualification testing of the inflatesail technology demonstrator. In: SPACECRAFT STRUCTURES CONFERENCE, 2., 2015, Kissimmee, EUA. **Proceedings...** Kissimmee: AIAA, 2015. 14

VULPETTI, G. **Fast solar sailing**: astrodynamics of special sailcraft trajectories. 2. ed. Londres: Springer, 2013. 407 p. 13

VULPETTI, G.; JOHNSON, L.; MATLOFF, G. L. **Solar sails**: a novel approach to interplanetary travel. Nova Iorque: Copernicus Books, 2015. 277 p. 1, 3, 10, 11, 19, 20, 27, 28, 58

WARSAW UNIVERSITY OF TECHNOLOGY. **PW-Sat2**. 2019. Disponível em: <<https://pw-sat.pl/en/home-page/>>. Acesso em: 13 abr. 2019. 15

WENZEL, K. P. The ulysses mission - a voyage to the poles of the sun. **Nuclear Physics B - Proceedings Supplements**, v. 39, 1995. 3

WERTZ, J. R. **Spacecraft attitude determination and control**. [S.l.]: Springer, 1978. 876 p. (Astrophysics and Space Science Library). ISBN 9789027709592,90-277-0959-9. 24, 25, 26

WIE, B. Solar sail attitude control and dynamics, part 1. **Journal of Guidance Control and Dynamics**, v. 27, 07 2004. 2, 10

_____. Solar sail attitude control and dynamics, part 2. **Journal of Guidance Control and Dynamics**, v. 27, 07 2004. 2, 10

_____. Thrust vector control analysis and design for solar-sail spacecraft. **Journal of Spacecraft and Rockets**, v. 44, n. 3, p. 545–557, 2007. 11

_____. **Space vehicle dynamics and control**. Reston, EUA: AIAA, 2008. 949 p. 26

ZHANG, J.; ZHAI, K.; WANG, T. Control of large angle maneuvers for the flexible solar sail. **Science China Physics, Mechanics & Astronomy**, v. 54, 04 2011. 12