



MINISTÉRIO DA
CIÊNCIA, TECNOLOGIA
E INOVAÇÕES



sid.inpe.br/mtc-m21d/2021/06.18.15.23-TDI

ESTUDO DE TOPOLOGIAS DE FORMAÇÃO EM VOO PARA UMA MISSÃO DE GEOLOCALIZAÇÃO COMPOSTA POR TRÊS SATÉLITES CUBESATS

Leonardo Moreira dos Santos

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle, orientada pelos Drs. Antonio Fernando Bertachini de Almeida Prado, e Willer Gomes dos Santos, aprovada em 26 de março de 2021.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34T/44STEG5>>

INPE
São José dos Campos
2021

PUBLICADO POR:

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE
Coordenação de Ensino, Pesquisa e Extensão (COEPE)
Divisão de Biblioteca (DIBIB)
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:

Dra. Marley Cavalcante de Lima Moscati - Coordenação-Geral de Ciências da Terra (CGCT)

Membros:

Dra. Ieda Del Arco Sanches - Conselho de Pós-Graduação (CPG)
Dr. Evandro Marconi Rocco - Coordenação-Geral de Engenharia, Tecnologia e Ciência Espaciais (CGCE)
Dr. Rafael Duarte Coelho dos Santos - Coordenação-Geral de Infraestrutura e Pesquisas Aplicadas (CGIP)
Simone Angélica Del Ducca Barbedo - Divisão de Biblioteca (DIBIB)

BIBLIOTECA DIGITAL:

Dr. Gerald Jean Francis Banon
Clayton Martins Pereira - Divisão de Biblioteca (DIBIB)

REVISÃO E NORMALIZAÇÃO DOCUMENTÁRIA:

Simone Angélica Del Ducca Barbedo - Divisão de Biblioteca (DIBIB)
André Luis Dias Fernandes - Divisão de Biblioteca (DIBIB)

EDITORAÇÃO ELETRÔNICA:

Ivone Martins - Divisão de Biblioteca (DIBIB)
André Luis Dias Fernandes - Divisão de Biblioteca (DIBIB)



MINISTÉRIO DA
CIÊNCIA, TECNOLOGIA
E INOVAÇÕES



sid.inpe.br/mtc-m21d/2021/06.18.15.23-TDI

ESTUDO DE TOPOLOGIAS DE FORMAÇÃO EM VOO PARA UMA MISSÃO DE GEOLOCALIZAÇÃO COMPOSTA POR TRÊS SATÉLITES CUBESATS

Leonardo Moreira dos Santos

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle, orientada pelos Drs. Antonio Fernando Bertachini de Almeida Prado, e Willer Gomes dos Santos, aprovada em 26 de março de 2021.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34T/44STEG5>>

INPE
São José dos Campos
2021

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

Santos, Leonardo Moreira dos.

Sa59e Estudo de topologias de formação em voo para uma missão de geolocalização composta por três satélites CubeSats / Leonardo Moreira dos Santos. – São José dos Campos : INPE, 2021.

xxviii + 218 p. ; (sid.inpe.br/mtc-m21d/2021/06.18.15.23-TDI)

Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2021.

Orientadores : Drs. Antonio Fernando Bertachini de Almeida Prado, e Willer Gomes dos Santos.

1. Formação em voo. 2. Geolocalização. 3. CubeSats. I.Título.

CDU 629.783:528.28



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/).



INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

DEFESA FINAL DE DISSERTAÇÃO DE LEONARDO MOREIRA DOS SANTOS BANCA Nº 053/2021, REG 228803/2019

No dia 26 de março de 2021, as 14h, por teleconferência, o(a) aluno(a) mencionado(a) acima defendeu seu trabalho final (apresentação oral seguida de arguição) perante uma Banca Examinadora, cujos membros estão listados abaixo. O(A) aluno(a) foi APROVADO(A) pela Banca Examinadora, por unanimidade, em cumprimento ao requisito exigido para obtenção do Título de Mestre em Engenharia e Tecnologias Espaciais / Mecânica Espacial e Controle. O trabalho precisa da incorporação das correções sugeridas pela Banca Examinadora e revisão final pelo(s) orientador(es).

Título: "Estudo de Topologias de Formação em Voo Para Uma Missão de Geolocalização Composta Por Três Satélites CubeSats"

Eu, Silvio Manea, como Coordenador e Presidente do Conselho do Curso de Engenharia e Tecnologia Espaciais, em conformidade com o Presidente da Banca Examinadora Dr. Hélio Koiti Kuga, assino esta ATA em nome de todos os membros, com o consentimento dos mesmos.

Dr. Hélio Koiti Kuga - Presidente - INPE
Dr. Antonio Fernando Bertachini de Almeida Prado - Orientador - INPE
Dr. Willer Gomes dos Santos - Orientador - ITA
Dra. Liana Dias Gonçalves - Membro Externo - ITA
Dr. Ijar Milagre da Fonseca - Membro Externo - ITA



Documento assinado eletronicamente por **Silvio Manea, Tecnologista**, em 06/04/2021, às 13:45 (horário oficial de Brasília), com fundamento no art. 6º do [Decreto nº 8.539, de 8 de outubro de 2015](#).



A autenticidade deste documento pode ser conferida no site <http://sei.mctic.gov.br/verifica.html>, informando o código verificador **6887759** e o código CRC **E808AC17**.

Referência: Processo nº 01340.001902/2021-16

SEI nº 6887759

AGRADECIMENTOS

Agradeço aos meus familiares e colegas de sala que me deram apoio e incentivo nas horas difíceis.

Agradeço, também, aos meus orientadores e professores por todo o suporte dado ao longo do período dedicado para elaboração desta dissertação.

Por fim, agradeço à Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior (CAPES) pelo apoio financeiro e ao Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) por acreditar no meu potencial como pesquisador.

RESUMO

Nos últimos anos, o emprego de pequenos satélites em missões espaciais mostra-se cada vez mais comum e financeiramente viável. Diversas pesquisas mostram os benefícios da substituição de grandes satélites por uma formação de pequenos satélites capazes de cumprir os mesmos objetivos. Uma grande motivação para elaboração deste estudo é a missão ITASAT-2 do Instituto Tecnológico de Aeronáutica, que tem como um dos objetivos principais ser capaz de geolocalizar uma fonte emissora eletromagnética na superfície da Terra. Para isso, a missão contará com uma formação em voo de três satélites CubeSats, cuja topologia e configuração devem ser escolhidas de forma que o sistema de geolocalização apresente a precisão necessária ao mesmo tempo que os demais objetivos da missão sejam cumpridos. Dessa forma, este estudo buscará simular várias topologias de formação em voo, fazendo uso da dinâmica do movimento orbital e de um algoritmo de geolocalização baseado em medidas combinadas de TDOA e FDOA. Espera-se, com isso, obter uma base de resultados que auxilie a equipe de desenvolvimento da missão ITASAT-2 e missões correlatas na escolha da melhor topologia e configurações para a formação. Assim, este estudo mostra-se importante, pois demonstra grande potencial de contribuição para a comunidade científica e técnica da área aeroespacial.

Palavras-chave: Formação em voo. Geolocalização. CubeSats.

STUDY OF FORMATION FLYING TOPOLOGIES FOR A GEOLOCATION SPACE MISSION COMPOSED OF THREE CUBESATS SATELLITES

ABSTRACT

In recent years, the use of small satellites in space missions has been increasingly common and financially feasible. Several surveys show the benefits of replacing large satellites with a formation of small satellites that can perform the same objectives. A major motivation for the development of this study is the ITASAT-2 mission of the Aeronautics Institute of Technology, whose one of the main objectives is to be able to geolocate an electromagnetic emitting source on the Earth's surface. For this, the mission will have a formation flying of three CubeSats. The topology and configuration must be chosen such that the geolocation system presents the necessary precision, while the other objectives of the mission are fulfilled. Thus, this study intends to simulate various topologies by using the dynamics of orbital motion and a geolocation algorithm based on combined measurements of TDOA and FDOA. It is expected to obtain a base of results that will assist the development team of the ITASAT-2 mission and related missions in choosing the best topology and configurations for the formation flying. Therefore, this study proves to be important as it demonstrates great potential of contributions to the scientific and technical community of the aerospace area.

Keywords: Formation flying. Geolocation. CubeSats.

LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
Figura 1.1 – Metodologia Adotada.	5
Figura 2.1 – Classificação dos Sistemas Espaciais Distribuídos.....	11
Figura 2.2 – Sistema de Coordenadas ECI.....	14
Figura 2.3 – Sistema de Coordenadas Perifocal.	15
Figura 2.4 – Plano Orbital do Sistema de Coordenadas Perifocal.	15
Figura 2.5 – Anomalia Excêntrica da Órbita.	16
Figura 2.6 – Elementos Keplerianos.	18
Figura 2.7 – Sistema de Coordenadas LVLH na Perspectiva do Sistema Inercial.....	19
Figura 2.8 – Sistema de Coordenadas LVLH na Perspectiva do Plano Orbital.....	20
Figura 2.9 – Modelo Exponencial da Atmosfera.....	25
Figura 2.10 – Topologia Coorbital.	32
Figura 2.11 – Órbita Relativa da Topologia Coorbital.....	34
Figura 2.12 – Órbita Relativa Perturbada da Topologia Coorbital.....	34
Figura 2.13 – Topologia NCO.....	36
Figura 2.14 – Órbitas Relativas da Topologia NCO.	37
Figura 2.15 – Órbitas Relativas Perturbadas da Topologia NCO.	37
Figura 2.16 – Topologia PCO.....	38
Figura 2.17 – Órbitas Relativas da Topologia PCO.....	39
Figura 2.18 – Geometria da Órbita PCO.	42
Figura 2.19 – Órbitas Relativas Perturbadas da Topologia PCO.	42
Figura 2.20 – Topologia NMC.	43
Figura 2.21 – Órbitas Relativas da Topologia NMC.	44
Figura 2.22 – Órbitas Relativas Perturbadas da Topologia NMC.....	45
Figura 3.1 – Sistema de Coordenadas ECEF.	49
Figura 3.2 – Modelo Não-Esférico da Terra.	52
Figura 3.3 – Problema de Geolocalização.	53
Figura 4.1 – Fluxograma do Estudo.	60
Figura 4.2 – Precisão de Geolocalização <i>Versus</i> ΔS na Topologia Coorbital..	61

Figura 4.3 – Instante de Geolocalização Para a Topologia Coorbital.....	62
Figura 4.4 – Precisão de Geolocalização <i>Versus</i> σ_{TDOA} na Topologia Coorbital.....	62
Figura 4.5 – Precisão de Geolocalização <i>Versus</i> σ_{FDOA} na Topologia Coorbital.....	63
Figura 4.6 – Precisão de Geolocalização <i>Versus</i> ΔS na Topologia NCO.....	65
Figura 4.7 – Instante de Geolocalização Para a Topologia NCO (Caso 1).	66
Figura 4.8 – Instante de Geolocalização Para a Topologia NCO (Caso 2).	67
Figura 4.9 – Instante de Geolocalização Para a Topologia NCO (Caso 3).	68
Figura 4.10 – Precisão de Geolocalização <i>Versus</i> σ_{TDOA} na Topologia NCO. .	68
Figura 4.11 – Precisão de Geolocalização <i>Versus</i> σ_{FDOA} na Topologia NCO. .	69
Figura 4.12 – Configuração da Formação Na Análise do Ângulo de Fase α_{23} . 71	
Figura 4.13 – Precisão de Geolocalização <i>Versus</i> α_{23} na Topologia PCO (Caso 1).....	72
Figura 4.14 – Precisão de Geolocalização <i>Versus</i> α_{23} na Topologia PCO (Caso 2).....	72
Figura 4.15 – Instante de Geolocalização Para a Topologia PCO (Caso 1). ...	73
Figura 4.16 – Instante de Geolocalização Para a Topologia PCO (Caso 2). ...	73
Figura 4.17 – Precisão de Geolocalização <i>Versus</i> σ_{TDOA} na Topologia PCO... 74	
Figura 4.18 – Precisão de Geolocalização <i>Versus</i> σ_{FDOA} na Topologia PCO... 75	
Figura 4.19 – Configuração de Análise Para a Topologia NMC.....	77
Figura 4.20 – Precisão de Geolocalização <i>Versus</i> α_{23} na Topologia NMC.....	78
Figura 4.21 – Instante de Geolocalização Para a Topologia NMC.....	78
Figura 4.22 – Precisão de Geolocalização <i>Versus</i> σ_{TDOA} na Topologia NMC. .	79
Figura 4.23 – Precisão de Geolocalização <i>Versus</i> σ_{FDOA} na Topologia NMC. .	79
Figura 4.24 – Gráfico CRLB da Topologia Coorbital.	80
Figura 4.25 – Gráfico CRLB da Topologia NCO.....	81
Figura 4.26 – Gráfico CRLB da Topologia PCO.....	82
Figura 4.27 – Gráfico CRLB da Topologia NMC.	83
Figura 4.28 – Efeito Perturbativo na Periodicidade das Órbitas Relativas.	84

Figura 4.29 – Gráfico CRLB do Novo Instante de Geolocalização (Topologia Coorbital).....	86
Figura 4.30 – Perturbação da Altitude e Inclinação da Órbita.	86
Figura 4.31 – Gráfico CRLB do Novo Instante de Geolocalização (Topologia NCO).	87
Figura 4.32 – Perturbação da Ascensão Reta das Órbitas.	88
Figura 4.33 – Gráfico CRLB do Novo Instante de Geolocalização (Topologia PCO).	89
Figura 4.34 – Variação do Raio das Órbitas PCO (Topologia PCO).	90
Figura 4.35 – Variação do Ângulo de Fase Entre os Seguidores (Topologia PCO).	90
Figura 4.36 – Gráfico CRLB do Novo Instante de Geolocalização (Topologia NMC).	91
Figura 4.37 – Variação do Raio das Órbitas PCO (Topologia NMC).....	92
Figura 4.38 – Variação do Ângulo de Fase Entre os Satélites (Topologia NMC).	93
Figura 4.39 – Variação do Raio das Órbitas PCO <i>Versus</i> Ângulo de Fase Inicial.	94
Figura 4.40 – Variação do Raio das Órbitas PCO <i>Versus</i> Raio Inicial Estabelecido.....	95
Figura E.1 – Variáveis do Método Para Simulação da Topologia NCO.	218

LISTA DE TABELAS

	<u>Pág.</u>
Tabela 1.1 – Classificação de Satélites.....	2
Tabela 2.1 – Resumo do Estudo das Topologias.....	45
Tabela 4.1 – Características dos <i>CubeSats</i> da Formação.	59
Tabela 4.2 – Distâncias Relativas na Geolocalização (Topologia Coorbital). ..	87
Tabela 4.3 – Distâncias Relativas na Geolocalização (Topologia NCO).....	89
Tabela A.1 – Variação da Precisão na Topologia Coorbital Para $i = 40^\circ$	103
Tabela A.2 – Variação da Precisão na Topologia Coorbital Para $i = 45^\circ$	106
Tabela A.3 – Variação da Precisão na Topologia Coorbital Para $i = 50^\circ$	109
Tabela A.4 – Variação da Precisão na Topologia Coorbital Para $i = 55^\circ$	112
Tabela A.5 – Variação da Precisão na Topologia Coorbital Para $i = 60^\circ$	115
Tabela B.1 – Variação da Precisão na Topologia NCO Para $i = 40^\circ$	119
Tabela B.2 – Variação da Precisão na Topologia NCO Para $i = 45^\circ$	122
Tabela B.3 – Variação da Precisão na Topologia NCO Para $i = 50^\circ$	125
Tabela B.4 – Variação da Precisão na Topologia NCO Para $i = 55^\circ$	128
Tabela B.5 – Variação da Precisão na Topologia NCO Para $i = 60^\circ$	131
Tabela C.1 – Variação da Precisão na Topologia PCO Para $i = 40^\circ$	135
Tabela C.2 – Variação da Precisão na Topologia PCO Para $i = 45^\circ$	140
Tabela C.3 – Variação da Precisão na Topologia PCO Para $i = 50^\circ$	145
Tabela C.4 – Variação da Precisão na Topologia PCO Para $i = 55^\circ$	150
Tabela C.5 – Variação da Precisão na Topologia PCO Para $i = 60^\circ$	155
Tabela D.1 – Variação da Precisão na Topologia NMC Para $i = 40^\circ$	161
Tabela D.2 – Variação da Precisão na Topologia NMC Para $i = 45^\circ$	172
Tabela D.3 – Variação da Precisão na Topologia NMC Para $i = 50^\circ$	183
Tabela D.4 – Variação da Precisão na Topologia NMC Para $i = 55^\circ$	194
Tabela D.5 – Variação da Precisão na Topologia NMC Para $i = 60^\circ$	205

LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

AAU-I	Aalborg University 1
APL	Applied Physics Laboratory
CanX-1	Canadian Advanced Nanospace eXperiments 1
CRLB	Cramér-Rao Lower Bound
CUTE-1	Cubical Titech Engineering
CW	Clohessy-Wiltshire
ECEF	Earth-Centered-Earth-Fixed
ECI	Earth-Centered Inertial
ESA	European Space Agency
EUA	Estados Unidos da América
FDOA	Frequency Difference of Arrival
GMST	Greenwich Mean Sideral Time
GPS	Global Positioning System
GSFC	Goddard Space Flight Center
INPE	Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
ITA	Instituto Tecnológico de Aeronáutica
ITASAT	Missão 1 do Projeto ITASAT
ITASAT-2	Missão 2 do Projeto ITASAT
LORAN	Long-range Aid to Navigation
LVLH	Local-Vertical-Local-Horizontal
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NAVSAT	Navy Navigation Sattelite System
NCO	Non Coplanar Oscillator
NMC	Natural Motion Circumnavigation
PCO	Projected Circular Orbit
QB50	Projeto QB50
RDF	Radio Direction Finder
SAMSON	Space Autonomous Mission for Swarming and Geolocation with Nanosatellites
SAR	Synthetic Aperture Radar
TDOA	Time Difference of Arrival

URSS União das Repúblicas Socialistas Soviéticas

LISTA DE SÍMBOLOS

0	Matriz de zeros
A	Área de arrasto do satélite
a	Semieixo maior da órbita elíptica
a_D	Vetor aceleração devido à força perturbadora de arrasto atmosférico
a_G	Vetor aceleração da força gravitacional
a_i	Primeiro vetor para cálculo das derivadas parciais
a_{J2}	Vetor aceleração devido ao potencial perturbador terrestre
a_{ji}	Elementos da matriz de transição de estados
A_{Líder}	Área de arrasto do satélite líder
a_P	Vetor aceleração das forças perturbadoras
a_R	Vetor aceleração da força resultante
A_{Seguidor}	Área de arrasto do satélite seguidor
A_T	Matriz de transição de estados
B	Primeira matriz do problema de geolocalização
b	Semieixo menor da órbita elíptica
b_i	Segundo vetor para cálculo das derivadas parciais
C	Matriz da decomposição de <i>Cholesky</i>
c	Distância da Terra ao centro da órbita elíptica
C₁	Primeira matriz para cálculo das derivadas parciais
C₂	Segunda matriz para cálculo das derivadas parciais
C_D	Coeficiente de arrasto do satélite
D	Segunda matriz do problema de geolocalização
d	Segundo vetor do problema de geolocalização
d_{li}	Medidas de TDOA
\dot{d}_{li}	Medidas de FDOA
d_{li}⁰	Parcelas exatas das medidas de TDOA

\dot{d}_{li}^0	Parcelas exatas das medidas de FDOA
d_{li}^G	Parcelas com ruído das medidas de TDOA
\dot{d}_{li}^G	Parcelas com ruído das medidas de FDOA
d_{33}	Elemento da segunda matriz do problema de geolocalização
D_J	Data Juliana
E	Terceira matriz para cálculo das derivadas parciais
e	Excentricidade da órbita
e_{geod}	Excentricidade da Terra no modelo não-esférico
F	Matriz para cálculo da matriz de covariância
f	Anomalia verdadeira
f_0	Anomalia verdadeira do líder
F_1	Foco 1 da órbita elíptica
F_2	Foco 2 da órbita elíptica
f_E	Frequência do sinal emissor
f_h	Constante para cálculo da velocidade angular do sistema LVLH
g	Primeiro vetor do problema de geolocalização
H	Escala de cálculo da densidade atmosférica
h	<i>Momentum</i> orbital perturbado
\dot{h}	Derivada temporal do <i>momentum</i> orbital perturbado
h_0	Altitude base
h_{ellp}	Altitude
h_r	Distância da fonte emissora ao centro da Terra no problema de geolocalização
I	Matriz identidade 9x9
i	Inclinação da órbita
i_0	Inclinação da órbita do líder
I_B	Intervalo de bissecção
J	Matriz de <i>Fisher</i>

J_2	Constante de achatamento da Terra
K	Constante de cálculo do gradiente do potencial perturbador terrestre
K_{NCO}	Fator do método de simulação da topologia NCO
M	Anomalia média
\mathbf{m}	Vetor de posições e velocidades relativas dos satélites
$\tilde{\mathbf{m}}$	Primeiro vetor do problema de geolocalização iterativo
$\hat{\mathbf{m}}$	Segundo vetor do problema de geolocalização iterativo
M_0	Anomalia média do líder
$m_{Líder}$	Massa do satélite líder
m_s	Massa do satélite
$m_{Seguidor}$	Massa do satélite seguidor
n	Movimento médio
n_0	Movimento médio do satélite líder
\mathbf{Q}	Matriz para cálculo da matriz de covariância do vetor de posições e velocidades relativas
\mathbf{Q}_m	Matriz de covariância do vetor de posições e velocidades relativas
\mathbf{Q}_χ	Matriz de covariância do vetor de posições e velocidades
R	Módulo do vetor posição no sistema ECI
\mathbf{R}	Vetor posição no sistema ECI
$\ddot{\mathbf{R}}$	Vetor aceleração no sistema ECI
\mathbf{r}	Vetor posição no sistema Perifocal
R_0	Raio da órbita circular não perturbada do líder
\mathbf{R}_0	Vetor posição do líder no sistema ECI
\mathbf{r}_0	Vetor posição do líder no sistema Perifocal
\mathbf{R}_1	Vetor posição do seguidor no sistema ECI
\mathbf{r}_1	Vetor posição do seguidor no sistema Perifocal
R_{J_2}	Constante para cálculo do raio oscilatório da órbita do líder

\dot{R}_{J_2}	Derivada temporal da constante para cálculo do raio oscilatório da órbita do líder
$R_{Líder}$	Distância ao centro da Terra do satélite líder
R_{osc}	Raio oscilatório da órbita do líder
\dot{R}_{osc}	Derivada temporal do raio oscilatório da órbita do líder
R_p	Raio polar da Terra
$R_{Seguidor}$	Distância ao centro da Terra do satélite seguidor
$\mathbf{R}(f)$	Matriz de rotação de coordenadas do sistema LVLH para o Perifocal
$\mathbf{R}(i, \Omega, \omega)$	Matriz de rotação de coordenadas do sistema Perifocal para o ECI
$\mathbf{R}(\theta_{GMST})$	Matriz de rotação do sistema ECI para o ECEF
R_{\oplus}	Raio equatorial da Terra
\mathbf{S}_i^0	Vetor com as parcelas exatas das posições dos satélites
\mathbf{S}_i^G	Vetor das parcelas com ruído das posições dos satélites
S_J	Século Juliano
T	Período orbital
t	Tempo de integração
u	Anomalia excêntrica
\mathbf{u}	Vetor posição da fonte emissora
$\hat{\mathbf{u}}$	Vetor posição da fonte emissora no algoritmo iterativo
u_0	Anomalia excêntrica do líder
\mathbf{V}	Vetor velocidade no sistema ECI
\mathbf{v}	Vetor velocidade no sistema Perifocal
\mathbf{V}_0	Vetor velocidade do líder no sistema ECI
\mathbf{v}_0	Vetor velocidade do líder no sistema Perifocal
\mathbf{V}_1	Vetor velocidade do seguidor no sistema ECI
\mathbf{v}_1	Vetor velocidade do seguidor no sistema Perifocal
v_E	Velocidade de propagação do sinal emissor

\mathbf{V}_i^0	Vetor com as parcelas exatas das velocidades dos satélites
\mathbf{V}_i^G	Vetor das parcelas com ruído das velocidades dos satélites
v_{rel}	Módulo do vetor velocidade relativa entre o satélite e atmosfera
\mathbf{v}_{rel}	Vetor velocidade relativa entre o satélite e a atmosfera
\mathbf{W}	Matriz de covariância
X	Coordenada x de posição no sistema ECI
\dot{X}	Coordenada x de velocidade no sistema ECI
x	Coordenada x de posição no sistema Perifocal
\dot{x}	Coordenada x de velocidade no sistema Perifocal
x_7	Elemento da sétima linha do vetor de estado
\dot{x}_7	Derivada temporal do elemento da sétima linha do vetor de estado
X_{ECEF}	Coordenada x de posição no sistema ECEF
\dot{X}_{ECEF}	Coordenada x de velocidade no sistema ECEF
\mathbf{X}_J	Primeira matriz para cálculo da matriz de <i>Fisher</i>
x_{LVLH}	Coordenada x de posição no sistema LVLH
$x_{LVLH}(0)$	Coordenada x de posição relativa inicial
\dot{x}_{LVLH}	Coordenada x de velocidade no sistema LVLH
$\dot{x}_{LVLH}(0)$	Coordenada x de velocidade relativa inicial
\ddot{x}_{LVLH}	Coordenada x de aceleração no sistema LVLH
\mathbf{X}_T	Vetor de estado na dinâmica relativa
$\dot{\mathbf{X}}_T$	Derivada temporal do vetor de estado na dinâmica relativa
Y	Coordenada y de posição no sistema ECI
\dot{Y}	Coordenada y de velocidade no sistema ECI
y	Coordenada y de posição no sistema Perifocal
\dot{y}	Coordenada y de velocidade no sistema Perifocal
Y_{ECEF}	Coordenada y de posição no sistema ECEF
\dot{Y}_{ECEF}	Coordenada y de velocidade no sistema ECEF

\mathbf{Y}_J	Segunda matriz para cálculo da matriz de <i>Fisher</i>
y_{LVLH}	Coordenada y de posição no sistema LVLH
$y_{LVLH}(0)$	Coordenada y de posição relativa inicial
\dot{y}_{LVLH}	Coordenada y de velocidade no sistema LVLH
$\dot{y}_{LVLH}(0)$	Coordenada y de velocidade relativa inicial
\ddot{y}_{LVLH}	Coordenada y de aceleração no sistema LVLH
Z	Coordenada z de posição no sistema ECI
\dot{Z}	Coordenada z de velocidade no sistema ECI
z	Coordenada z de posição no sistema Perifocal
\dot{z}	Coordenada z de velocidade no sistema Perifocal
Z_{ECEF}	Coordenada z de posição no sistema ECEF
\dot{Z}_{ECEF}	Coordenada z de velocidade no sistema ECEF
\mathbf{Z}_J	Terceira matriz para cálculo da matriz de <i>Fisher</i>
z_{LVLH}	Coordenada z de posição no sistema LVLH
$z_{LVLH}(0)$	Coordenada z de posição relativa inicial
\dot{z}_{LVLH}	Coordenada z de velocidade no sistema LVLH
$\dot{z}_{LVLH}(0)$	Coordenada z de velocidade relativa inicial
\ddot{z}_{LVLH}	Coordenada z de aceleração no sistema LVLH
α	Coeficiente balístico de arrasto do líder
α_i	Fase inicial dos satélites na topologia NMC
α_{ij}	Fase inicial dos satélites na topologia PCO
β	Coeficiente balístico de arrasto do seguidor
$\mathbf{\Gamma}_{CRLB}(\mathbf{u})$	Matriz de covariância do processo de geolocalização
γ	Distância da fonte emissora ao centro da Terra
ΔM_{ij}	Defasagem no ângulo de anomalia média entre os satélites da formação
ΔS_{ij}	Distância relativa entre os satélites da formação

Δt	Horário no meridiano de <i>Greenwich</i> para o dia e instante considerados
ΔV_{ij}	Velocidade relativa entre os satélites da formação
$\Delta \chi$	Vetor das parcelas com ruídos das posições e velocidades dos satélites
$\Delta \Omega_{ij}$	Defasagem no ângulo de ascensão reta entre os satélites da formação
θ	Vetor solução ótima do problema de geolocalização
$\hat{\theta}$	Vetor solução do problema de geolocalização iterativo
θ_0	Argumento de latitude do líder
θ_{GMST}	Ângulo sideral médio de <i>Greenwich</i>
θ_{GMST}^0	Ângulo sideral médio de <i>Greenwich</i> às 00h00 do dia considerado
θ_{LAT}	Argumento de latitude
λ	Longitude geocêntrica
λ_{GEO}	Multiplicador de Lagrange
λ_{GEO}^*	Multiplicador generalizado de Lagrange
μ	Constante gravitacional da Terra
π	Constante matemática
\mathbf{p}	Vetor posição relativa no sistema LVLH
$\dot{\mathbf{p}}$	Vetor velocidade relativa no sistema LVLH
$\ddot{\mathbf{p}}$	Vetor aceleração relativa no sistema LVLH
ρ_0	Densidade atmosférica nominal
ρ_{ATM}	Densidade atmosférica
$\ddot{\mathbf{p}}_D$	Vetor aceleração relativa devido à força perturbadora de arrasto atmosférico
$\ddot{\mathbf{p}}_G$	Vetor aceleração relativa da força gravitacional
ρ_i	Raio da órbita PCO na topologia NMC
ρ_{ij}	Raio da órbita PCO na topologia PCO

$\ddot{\mathbf{p}}_{J_2}$	Vetor aceleração relativa devido ao potencial perturbador terrestre
$\ddot{\mathbf{p}}_{\mathbf{R}}$	Vetor aceleração relativa da força resultante
σ^2	Variância
σ_{FDOA}	Desvio padrão das medidas de FDOA
σ_S	Desvio padrão das posições
σ_{TDOA}	Desvio padrão das medidas de TDOA
σ_V	Desvio padrão das velocidades
φ	Latitude geodésica
ϕ	Latitude geocêntrica
$\boldsymbol{\chi}$	Vetor de posições e velocidades dos satélites
$\Psi(\lambda_{GEO})$	Função para definição do multiplicador de Lagrange
Ω	Ascensão reta do nodo ascendente
ω	Argumento do perigeu
$\boldsymbol{\omega}$	Vetor velocidade angular do sistema LVLH
$\dot{\boldsymbol{\omega}}$	Vetor aceleração angular do sistema LVLH
ω_0	Argumento do perigeu do líder
ω_x	Componente x do vetor velocidade angular do sistema LVLH
$\dot{\omega}_x$	Componente x do vetor aceleração angular do sistema LVLH
ω_z	Componente z do vetor velocidade angular do sistema LVLH
$\dot{\omega}_z$	Componente z do vetor aceleração angular do sistema LVLH
ω_{\oplus}	Módulo de vetor velocidade de rotação da Terra
$\boldsymbol{\omega}_{\oplus}$	Vetor velocidade de rotação da Terra
$\nabla \mathbf{J}_2$	Vetor gradiente do potencial perturbador terrestre
$\frac{\partial \mathbf{m}}{\partial \mathbf{u}}$	Derivada parcial do vetor de posições e velocidades relativas dos satélites com relação ao vetor posição da fonte emissora
$\frac{\partial \mathbf{m}}{\partial \boldsymbol{\chi}}$	Derivada parcial do vetor de posições e velocidades relativas dos satélites com relação ao vetor de posições e velocidades dos satélites

SUMÁRIO

	<u>Pág.</u>
1 INTRODUÇÃO.....	1
1.1 Justificativa	3
1.2 Objetivos.....	4
1.3 Metodologia	5
1.4 Organização do trabalho.....	6
1.5 Revisão bibliográfica.....	6
2 FORMAÇÃO EM VOO.....	11
2.1 Definições na formação em voo	11
2.2 Sistemas de coordenadas	13
2.2.1 Sistema de coordenadas inercial (<i>earth-centered inertial</i> – ECI)	13
2.2.2 Sistema de coordenadas perifocal	14
2.2.3 Elementos keplerianos	17
2.2.4 Sistema de coordenadas LVLH (<i>local-vertical-local-horizontal</i>)	19
2.2.5 Conversões entre os sistemas de coordenadas	20
2.3 Dinâmica da formação em voo	22
2.3.1 O Problema dos dois corpos	23
2.3.2 Dinâmica relativa da formação em voo	26
2.4 Topologias de formação em voo.....	31
2.4.1 Topologia coorbital.....	32
2.4.2 Topologia NCO	35
2.4.3 Topologia PCO.....	38
2.4.4 Topologia NMC	43
2.5 Resumo do estudo das topologias.....	45
3 GEOLOCALIZAÇÃO.....	47
3.1 Definições na geolocalização	47
3.2 Sistema de coordenadas geocêntrico (<i>earth-centered-earth-fixed</i> – ECEF)	49
3.3 Conversão entre os sistemas ECI e ECEF	51
3.4 Modelo não-esférico da Terra.....	51

3.5 Algoritmo de geolocalização	53
4 RESULTADOS	59
4.1 Topologia coorbital	60
4.2 Topologia NCO	64
4.3 Topologia PCO	69
4.4 Topologia NMC	75
4.5 Gráficos CRLB	80
4.6 Avaliação da perturbação	83
5 CONCLUSÃO	97
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	99
APÊNDICE A - TABELAS DE PRECISÃO NA TOPOLOGIA COORBITAL ...	103
APÊNDICE B - TABELAS DE PRECISÃO NA TOPOLOGIA NCO	119
APÊNDICE C - TABELAS DE PRECISÃO NA TOPOLOGIA PCO	135
APÊNDICE D - TABELAS DE PRECISÃO NA TOPOLOGIA NMC.....	161
APÊNDICE E – MÉTODO PARA SIMULAÇÃO DA TOPOLOGIA NCO	217

1 INTRODUÇÃO

Atualmente, pequenos satélites têm despertado o interesse de muitos pesquisadores e profissionais da área aeroespacial. Isso é evidenciado pelo crescente número de estudos e projetos ao redor do mundo que estão utilizando pequenos satélites.

Carvalho (2010), por exemplo, apresenta um estudo de uma missão espacial para coleta de dados ambientais baseada em nano satélites. Outros exemplos de projetos que empregam pequenos satélites são o Alfa Crux, que consiste em desenvolver um sistema de comunicação de pesquisa para a sociedade civil e militar (AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA, 2020), e o ITASAT, cujo principal objetivo era capacitar recursos humanos para projetos de aplicação espacial. (FONSECA, 2014).

Esse interesse evidente em torno da pesquisa e desenvolvimento de pequenos satélites se deve à convergência de vários fatores, como: a miniaturização de várias tecnologias; o deslumbramento pelo lançamento em órbita de satélites de desenvolvimento próprio; e as mudanças econômicas no setor espacial (SHIROMA et al., 2011).

Outro fator importante que vem tornando o estudo de pequenos satélites prioritário nos dias de hoje é a grande redução dos custos de desenvolvimento quando comparados aos de satélites convencionais, que são maiores, mais pesados e, em vezes, mais complexos. Satélites menores e mais leves podem, por exemplo, ser lançados a bordo de lançadores menores e mais baratos ou até mesmo como carga secundária de um satélite maior (SANTOS et al., 2012).

Para fins de padronização, define-se um satélite como pequeno quando sua massa total, considerando-se a massa de combustível, é inferior a 500 kg (KONECNY, 2004).

Tipicamente, a classificação do satélite quanto ao seu tipo ocorre de acordo com sua massa total. Essa classificação é apresentada na Tabela 1.1.

Tabela 1.1 – Classificação de Satélites.

Classificação	Massa Total (kg)
Grandes Satélites	> 1000
Médios Satélites	500 - 1000
Mini Satélites	100 - 500
Micro Satélites	10 - 100
Nano Satélites	1 - 10
Pico Satélites	0,1 - 1
Femto Satélites	< 0,1

Fonte: Konecny (2004).

Uma forma padronizada de pequenos satélites largamente utilizada são os *CubeSats*, satélites configurados a partir de uma unidade padronizada de aproximadamente 10cm x 10cm x 10cm (KONECNY, 2004). Essa unidade padronizada é denominada 1U. Os *CubeSats* são frequentemente configurados em tamanhos variados que correspondem a 1,5U, 2U, 3U, 6U, 8U e até mesmo 12U.

CubeSats são os pequenos satélites que mais se popularizaram nos últimos anos. O CUTE-I, sigla para *Cubical Titech Engineering* (OMAGARI et al., 2004), foi um dos primeiros *CubeSats* a ser desenvolvido. Sob cuidados do Instituto Tecnológico de Tóquio, ele foi lançado no dia 30 de junho de 2003 e tinha como objetivo demonstrar a capacidade de fazer o *downlink* da telemetria do satélite e utilizar esses dados para o cálculo da sua atitude.

Junto ao CUTE-I, foram lançados o CanX-1 e o AAU-I. O CanX-1 (CARVALHO et al., 2020) foi o primeiro *CubeSat* desenvolvido pelo Instituto de Estudos Aeroespaciais da Universidade de Toronto e tinha como objetivo demonstrar tecnologias espaciais de baixo custo. Já o AAU-I (CARVALHO et al., 2020) foi o primeiro *CubeSat* desenvolvido pela Universidade de Aalborg na Dinamarca, que possuía como objetivo fazer o *downlink* de fotografias da superfície da Terra e de objetos celestes de interesse. Tudo isso evidencia a grande viabilidade de

desenvolvimento de pequenos satélites, visto que todos foram construídos por estudantes universitários e serviram como ponto de partida para futuras missões espaciais.

Os primeiros *CubeSats* serviram, de certa forma, para demonstrar à comunidade científica e indústria espacial que projetos tão importantes na área poderiam ser desenvolvidos utilizando-se plataformas bem menores que as convencionais a custos e prazos razoáveis. Dessa forma, à medida que as vantagens do emprego de pequenos satélites se tornavam cada vez mais claras, as grandes empresas e entidades governamentais passaram a encarar a tecnologia com outros olhos.

Para exemplificar a relevância nos dias de hoje, têm-se o projeto QB50 (QB50, 2018), uma rede internacional de *CubeSats* construídos por equipes de universidades em todo o mundo e liderada pelo Instituto von Karman, pela Agência Espacial Europeia (ESA) e pela Administração Nacional de Aeronáutica e Espaço (NASA). Os objetivos principais da missão são: estudar as características temporais e espaciais da termosfera inferior (200-380 km de altitude) e inexplorada; obter um acesso sustentável e acessível ao espaço para missões futuras de pesquisa em pequena escala e exploração planetária; demonstrar tecnologia a partir de cargas úteis acomodadas em alguns dos *CubeSats* do projeto; e difundir conhecimento entre os estudantes das universidades que fizeram parte do desenvolvimento. Atualmente, o projeto conta com uma constelação formada por 38 *CubeSats* com configurações 2U e 3U, com 1U acomodando os sensores científicos (QB50, 2018).

A partir disso, torna-se clara a relevância que os estudos em torno de missões espaciais envolvendo pequenos satélites, em especial os *CubeSats*, possuem dentro da comunidade científica nos dias de hoje.

1.1 Justificativa

Esse cenário, portanto, serve de motivação para o desenvolvimento do estudo apresentado nesta dissertação, que se apoia, ainda, no atual desenvolvimento da missão ITASAT-2, de responsabilidade do Instituto Tecnológico de

Aeronáutica (ITA) em colaboração, em termos de pesquisa, com o Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) e pesquisadores de universidades públicas brasileiras.

A missão ITASAT-2 é pensada de maneira a ser composta por uma formação em voo de três satélites *CubeSats* idênticos de configuração 8U ou até mesmo 12U. Os objetivos principais da missão são: realizar investigações científicas e tecnológicas em torno do aparecimento e crescimento de irregularidades na estrutura de plasma da ionosfera; e propor uma formação em voo específica para os *CubeSats* de forma que eles sejam capazes de localizar uma fonte emissora eletromagnética na superfície da Terra.

Ao considerar que nas regiões próximas ao equador magnético do planeta é observada uma elevada densidade de partículas carregadas na ionosfera, como apresentado em Abdu et al. (2005), Abdu et al. (2007) e Abdu et al. (2012), faz sentido estabelecer órbitas baixas e circulares ou quase circulares de média inclinação para os satélites da formação, de forma que ocorra uma extensa operação de observação da camada da ionosfera nessas regiões.

Para atender os requisitos necessários da missão ITASAT-2, torna-se necessário avaliar as possíveis topologias e configurações ideais para a formação que possibilitam, ao mesmo tempo, o estudo do clima espacial na ionosfera e a geolocalização de uma fonte emissora na superfície da Terra.

1.2 Objetivos

Esta dissertação busca apresentar um estudo em torno de algumas topologias e diversas configurações para uma formação em voo, relacionando cada caso com a respectiva precisão de geolocalização. Dessa forma, a base de dados e os resultados apresentados poderão servir como uma grande ferramenta de auxílio na tomada de decisões para a equipe de desenvolvimento da missão ITASAT-2 e missões correlatas.

Este estudo busca, ainda: avaliar a dinâmica do movimento relativo entre os satélites da formação para diferentes topologias; compreender os efeitos

perturbativos na dinâmica do movimento relativo; e entender como a precisão do processo de geolocalização varia para diferentes topologias de formação em voo.

1.3 Metodologia

O estudo apresentado nesta dissertação é baseado em uma série de simulações numéricas realizadas com auxílio do *software* Matlab. Para as simulações, adota-se a metodologia sintetizada na Figura 1.1.

Figura 1.1 – Metodologia Adotada.



Fonte: Produção do autor.

Essa metodologia pode ser dividida em 5 etapas:

- Etapa 1: escolha/definição das topologias da formação que serão avaliadas no estudo;
- Etapa 2: escolha da abordagem de coordenação entre os satélites da formação, com base na topologia definida;
- Etapa 3: escolha do sistema de equações diferenciais que define a dinâmica da formação, com base na abordagem de coordenação escolhida. Integrar as equações da dinâmica em relação ao tempo permite conhecer as posições e velocidades dos satélites da formação, que servirão de parâmetros de entrada para o algoritmo de geolocalização;
- Etapa 4: algoritmo de geolocalização que permite avaliar e comparar a precisão do processo para cada topologia e caso considerados;
- Etapa 5: apresentação gráfica e tabelada dos resultados obtidos pelo algoritmo para cada topologia e caso considerados.

1.4 Organização do trabalho

Para alcançar os objetivos estabelecidos e verificar as hipóteses iniciais, este estudo foi estruturado em cinco capítulos e cinco apêndices.

O Capítulo 1 traz uma introdução em torno do assunto estudado, apresentando os conceitos de pequenos satélites, satélites *CubeSats* e missões conhecidas que fizeram e fazem uso de pequenos satélites. Além disso, são apresentados a justificativa, os objetivos e a metodologia utilizada na elaboração deste estudo.

O Capítulo 2 traz os conceitos da formação em voo de satélites e todo o equacionamento necessário para compreender a dinâmica do movimento orbital da formação.

O Capítulo 3 traz os conceitos e equações do processo de geolocalização.

O Capítulo 4 apresenta os resultados gráficos obtidos com as simulações e o Capítulo 5 traz a conclusão do estudo.

Os Apêndices A, B, C e D contêm as tabelas com os resultados para todas as topologias e configurações que são consideradas.

O Apêndice E descreve o método utilizado para simulação numérica da topologia NCO.

1.5 Revisão bibliográfica

Diariamente, bilhões de pessoas em todo o mundo recorrem à geolocalização, uma tecnologia do século passado, para executar as mais variadas atividades.

Inicialmente, os sistemas de radionavegação terrestre concretizaram as primeiras inovações na área de geolocalização. Kayton e Fried (1997) apresentam os diversos sistemas de radionavegação que foram utilizados ao longo dos anos, em particular no setor aeronáutico. Os primeiros sistemas foram introduzidos no início do século XX e alguns continuam em uso até os dias atuais. O primeiro sistema de radionavegação desenvolvido foi o *Radio Direction Finder* (RDF), que utilizava duas estações de transmissão e uma antena de *loop*

para plotar em mapa a localização do navegador. Com o tempo, novos sistemas foram desenvolvidos visando corrigir problemas ou implementar melhorias nos sistemas operantes, como o LORAN (*Long-range Aid to Navigation*) e o *Decca Navigator*, introduzidos durante a Segunda Guerra Mundial e amplamente utilizados até a década de 90.

Com a Guerra Fria, na segunda metade do século XX, deu-se início à corrida espacial e à disputa pelo pioneirismo na exploração do espaço. Com isso, os maiores avanços tecnológicos observados do período ocorreram na área espacial.

A disputa entre EUA e URSS de fato iniciou-se com o lançamento do satélite soviético *Sputnik 1* em 1957. Com o lançamento do satélite, os físicos americanos William Guier e George Weiffenbach do laboratório de física aplicada da universidade Johns Hopkins (Applied Physics Laboratory - APL) decidiram monitorar suas transmissões de rádio e perceberam que, devido ao efeito *Doppler*, era possível localizar o satélite ao longo de sua trajetória orbital a partir do sinal monitorado e a posição exata deles no planeta. Esse fato é relatado no texto "*Genesis of Satellite Navigation*". (GUIER; WEIFFENBACH, 1998). Com essas observações, Guier e Weiffenbach passaram a investigar o problema inverso, ou seja, a possibilidade de identificar um usuário no planeta a partir da localização do satélite.

A partir dos estudos e dadas as necessidades tecnológicas do período, em 1958 iniciou-se o desenvolvimento do primeiro sistema de navegação por satélite, o sistema Transit (STANSELL, 1978). O sistema Transit foi desenvolvido pela APL sob liderança do Dr. Richard B. Kershner e contava com uma constelação de cinco satélites em órbitas circulares polares com altitudes aproximadas de 1.075 km, formando uma espécie de gaiola ("*birdcage*") ao redor da Terra.

O problema do sistema Transit eram as lacunas causadas pela indisponibilidade de cobertura em tempo integral. Dessa forma, os usuários precisavam interpolar suas posições entre os valores medidos a cada passagem da constelação, tornando o processo lento e exigindo longa observação. Com isso, o Transit não

era eficiente para as tecnologias de alta velocidade, como aeronaves e mísseis (STANSELL, 1978).

O programa Timation surgiu em 1967 com o objetivo de acelerar o processo de geolocalização do sistema Transit (BEARD et al., 1986). Os resultados desse programa e do Projeto da Força Aérea 621B formaram a base para o desenvolvimento e início, a partir de 1973, de um dos sistemas de geolocalização mais importantes da história, o *Global Positioning System* (GPS). Wells et al. (1986) apresentam uma introdução ao sistema GPS com todos os conceitos necessários para entender e utilizar o sistema, sendo um dos principais estudos e um dos mais referenciados por pesquisadores da área.

Apesar dos grandes benefícios e vantagens do sistema GPS, como a cobertura global disponível a todo momento, observam-se erros sistemáticos de medição na região que compreende a ionosfera. Esses erros são causados por perturbações que afetam a propagação de ondas eletromagnéticas (KLOBUCHAR, 1996). A partir de tais observações, tornam-se interessantes os estudos em cima de soluções alternativas à geolocalização por GPS.

Grande parte desses estudos apresentam estimadores e/ou algoritmos de geolocalização que exploram alguns fenômenos físicos em seu desenvolvimento algébrico e que são aplicados a missões compostas por poucos satélites em formações em voo de baixas altitudes, buscando minimizar e/ou compreender os erros de localização causados pelas perturbações da ionosfera.

Knapp e Carter (1976) elaboraram um importante estudo que desenvolve um estimador de máxima verossimilhança para determinar o atraso do tempo de recebimento do sinal de um emissor entre dois sensores espacialmente separados na presença de ruído. Enquanto isso, Schultheis e Weinstein (1979) dissertam sobre os erros na estimativa das mudanças nos valores de *Doppler* diferencial na presença de ruído. Esses estudos abordam fenômenos físicos que corroboram métodos muito utilizados nos trabalhos em torno de missões espaciais de geolocalização: o método da diferença de tempo de chegada (*Time Difference of Arrival* – TDOA) e o método da diferença de frequência de chegada (*Frequency Difference of Arrival* – FDOA).

Em 1980, Schmidt (1980) apresenta um algoritmo para localização de uma fonte emissora na superfície da Terra a partir de medidas de TDOA e FDOA e de uma formação em voo de dois satélites. Pouco tempo depois, Chestnut (1982) disserta sobre a precisão de localização de um emissor utilizando-se os métodos da diferença de tempo de chegada (TDOA) e *Doppler* diferencial ou diferença de frequência de chegada (FDOA).

Anos mais tarde, Ho e Chan (1997) apresentam um conhecido estudo envolvendo o processo de localização de uma fonte emissora na superfície da Terra por uma formação em voo de dois ou mais satélites. No trabalho, os autores desenvolvem um algoritmo que utiliza as medidas de TDOA e FDOA e suas incertezas, a posição aproximada para o emissor e sua altitude conhecida com relação à superfície da Terra para geolocalizar a fonte emissora. Além disso, fazem uso do modelo não esférico da Terra para tornar os resultados mais precisos e apresentam a matriz de covariância do estimador.

A partir disso, Ho e Xu (2004) propõem uma solução algébrica para a localização de uma fonte emissora móvel na superfície do planeta. A solução proposta emprega um método de estimação por mínimos quadrados ponderados e não requer quaisquer suposições iniciais para obter a localização.

Em 2012 é apresentado o projeto da Missão SAMSON da Technion (*Israel Institute of Technology*). A missão é composta por uma formação em voo de três satélites CubeSats 6U e possui como um dos objetivos ser capaz de localizar uma fonte emissora eletromagnética na superfície do planeta a partir de medidas de TDOA e FDOA, utilizando, para isso, uma topologia não coplanar de formação em voo (GURFIL et al., 2012).

Assim como Ho e Xu (2004), Li et al. (2014) apresentam um estudo que desenvolve uma solução para localizar uma fonte móvel na superfície do planeta usando medições de TDOA e FDOA. Além disso, os autores criam uma abordagem analítica para reduzir o erro de localização do sensor que é diferente da abordagem técnica de calibração diferencial comumente utilizada no Sistema de Posicionamento Global.

Em 2015, Yalu et al. (2015) propõem uma nova forma de avaliar o problema da geolocalização. Nesse estudo, os autores desenvolvem um novo algoritmo para localizar uma fonte emissora na superfície do planeta, que pode ser móvel ou fixa, a partir de uma formação em voo de dois ou mais satélites. No algoritmo, são utilizadas, além das incertezas nas medidas de TDOA e FDOA, as incertezas associadas às posições e velocidades dos satélites da formação, aproximando ainda mais o problema estudado de uma situação real.

Em 2016, Cajacob et al. (2016) descrevem os desafios associados aos requisitos de uma missão espacial de geolocalização. Para isso, apresentam um estudo de caso da missão HawkEye 360 Pathfinder. O principal objetivo da missão era demonstrar a capacidade de geolocalização com elevada precisão de fontes emissoras utilizando-se uma formação em voo de microssatélites. No estudo, os autores descrevem as diferentes topologias de formação em voo que foram consideradas para a missão e que serviram de referência para o estudo desta dissertação. Além disso, são apresentados gráficos que avaliam como a precisão da geolocalização é afetada em toda a área de cobertura da formação para as diferentes topologias consideradas.

Todos os trabalhos apresentados ao longo da revisão serviram como referência para o desenvolvimento desta dissertação. A partir deles, foi possível compreender a maneira como o estudo sobre missões de geolocalização foi desenvolvido ao longo dos anos e, com isso, pôde-se pensar na melhor forma de elaborar todo o conteúdo que é apresentado nos próximos capítulos.

2 FORMAÇÃO EM VOO

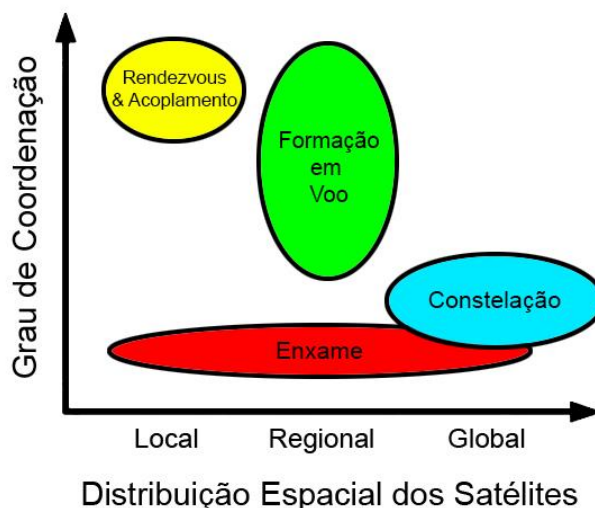
Neste capítulo são apresentados os principais conceitos em torno da formação em voo de satélites, os sistemas de coordenadas importantes para o entendimento deste estudo, as topologias consideradas e as equações que regem a dinâmica do movimento dos satélites na formação.

2.1 Definições na formação em voo

A formação em voo pode ser descrita, segundo o Centro de Voo Espacial Goddard (GSFC) da NASA, como o processo de controle ou manutenção das distâncias relativas ou configurações desejadas entre dois ou mais satélites (LEITNER, 2004).

Dessa forma, uma formação em voo de veículos espaciais pode ser considerada como um caso particular de sistemas espaciais distribuídos, que podem ser classificados quanto à distribuição espacial dos satélites e grau de coordenação exigida, conforme ilustra a Figura 2.1.

Figura 2.1 – Classificação dos Sistemas Espaciais Distribuídos.



Fonte: Adaptado de Tudelfft (2020).

Segundo Alfriend et al. (2010), a formação em voo pode ser definida como o conjunto formado por mais de um satélite em que os estados dinâmicos são acoplados por meio de uma lei de controle em comum.

As formações em voo possuem diversas aplicações no ramo espacial, como em missões que envolvem a observação da Terra, análises por interferometria, serviços em órbita, explorações do espaço profundo, imageamento por radar de abertura sintética (SAR), explorações humanas, entre outras.

Apesar da vasta aplicação e vantagens provenientes do uso de formações em voo, existem alguns desafios que podem surgir de acordo com o objetivo da missão, como por exemplo, a necessidade de uma navegação relativa de alta precisão.

Além disso, faz-se necessário otimizar e controlar as trajetórias dos satélites por meio da manutenção da formação dentro das precisões estabelecidas sob a presença das várias perturbações orbitais. As correções executadas pelo controle são feitas por meio de manobras que reconfiguram os satélites para uma formação estável.

Outro grande desafio reside na manutenção da atitude relativa precisa entre os satélites. Pode-se observar essa necessidade em missões que envolvem a interferometria ou exigem um sistema de intercomunicação a laser.

Com a compreensão dos desafios existentes e das necessidades em torno das soluções, resta pensar nas possíveis abordagens de coordenação para que se inicie o estudo das formações em voo. Alfriend et al. (2010) apresenta algumas possíveis abordagens para o problema da coordenação dos satélites da formação.

Neste estudo, são adotadas três diferentes abordagens de coordenação:

- Rastreamento orbital: cada satélite da formação é controlado para uma órbita pré-determinada desejada. Essa é uma abordagem atraente do ponto de vista de que pouca ou nenhuma coordenação é exigida entre os satélites, entretanto, é esperado que mais manobras sejam necessárias para que isso ocorra;
- Líder/Seguidor: esta é uma abordagem centralizada, visto que um veículo da formação, denominado líder, é controlado para uma órbita de referência enquanto os demais veículos, denominados seguidores,

controlam seus próprios estados relativos ao líder. Dessa forma, a abordagem permite que manobras periódicas tradicionais sejam realizadas pelo líder para correção orbital, ao passo que os demais satélites da formação sigam a dinâmica natural da órbita de referência do líder para execução de um controle automático e regulação de seus estados relativos. Uma desvantagem dessa abordagem é que os seguidores consomem muito mais combustível que o líder para execução das manobras de correção;

- **Estrutura Virtual:** esta é uma abordagem que considera um satélite ou órbita virtual como referência e o conjunto de estados desejados para uma formação é ajustado com relação a essa estrutura virtual. Dessa forma, o erro geral no estado da formação é ponderado e dividido entre todos os satélites. A desvantagem dessa abordagem é que ela requer uma comunicação bastante coordenada entre os satélites da formação.

A escolha da abordagem é o primeiro passo para que se inicie um estudo mais detalhado em torno da dinâmica dos satélites da formação.

2.2 Sistemas de coordenadas

Antes de iniciar o estudo do equacionamento em torno da dinâmica dos satélites da formação é extremamente importante compreender os diferentes sistemas de coordenadas considerados.

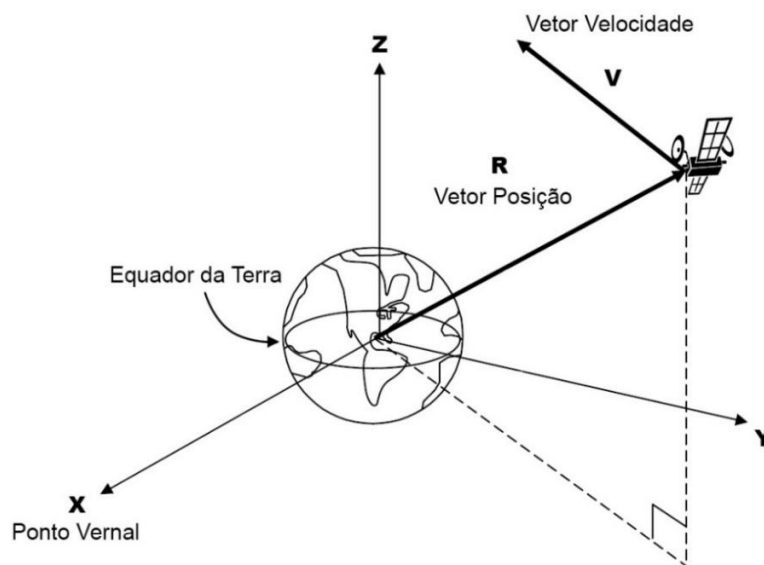
2.2.1 Sistema de coordenadas inercial (*earth-centered inertial* – ECI)

O sistema de coordenadas inercial terrestre ou ECI (*Earth-Centered Inertial*), ilustrado na Figura 2.2, é aquele em que a origem do sistema coincide com o centro de massa da Terra e é fixo com relação ao movimento de rotação do planeta.

Nesse sistema, o plano X-Y coincide com o plano do equador terrestre, o eixo X é positivo no sentido do ponto vernal, o eixo Z é positivo no sentido do polo norte geográfico e o eixo Y completa o sistema de coordenadas dextrogiro.

O ponto vernal é o ponto de interseção da linha do equador terrestre com a eclíptica do Sol que marca o equinócio de primavera, sendo também conhecido como ponto de Áries.

Figura 2.2 – Sistema de Coordenadas ECI.



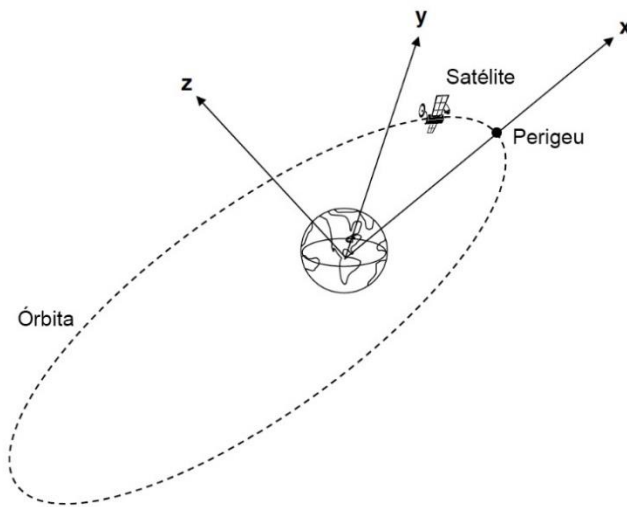
Fonte: Adaptado de Alfriend et al. (2010).

2.2.2 Sistema de coordenadas perifocal

O sistema de coordenadas perifocal ou orbital, ilustrado na Figura 2.3, é aquele em que o plano x-y coincide com o plano orbital do satélite.

Nesse sistema, a origem coincide com o centro de massa da Terra, cuja posição é fixa em um dos focos da órbita elíptica do satélite. O eixo x é positivo no sentido do perigeu, o eixo z é perpendicular ao plano da órbita e positivo no sentido do *momentum* angular orbital e o eixo y completa o sistema de coordenadas dextrogiro.

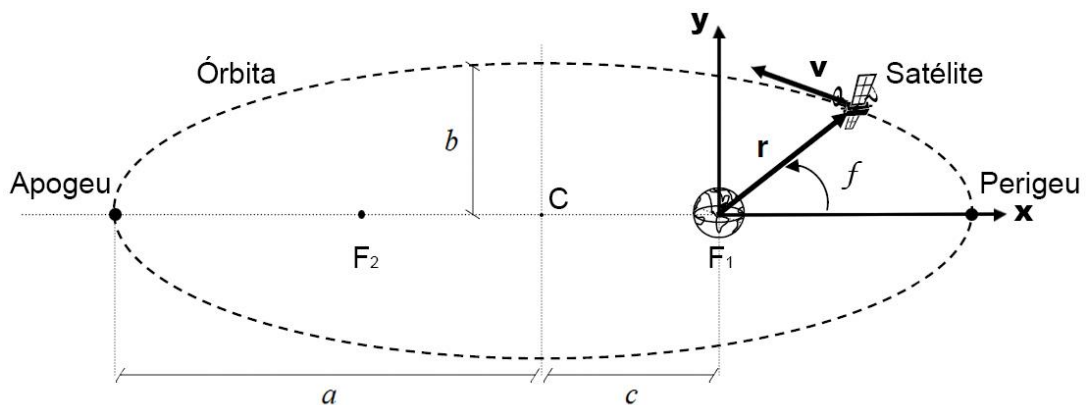
Figura 2.3 – Sistema de Coordenadas Perifocal.



Fonte: Adaptado de Alfriend et al. (2010).

A Figura 2.4 apresenta o sistema de coordenadas perifocal quando visto do plano orbital.

Figura 2.4 – Plano Orbital do Sistema de Coordenadas Perifocal.



Fonte: Adaptado de Alfriend et al. (2010).

Da Figura 2.4, são definidos alguns elementos importantes que caracterizam a órbita e o movimento do satélite no sistema perifocal:

- \mathbf{r} : vetor posição instantânea do satélite;
- \mathbf{v} : vetor velocidade instantânea do satélite;
- f : ângulo de anomalia verdadeira do satélite;
- a : semieixo maior da órbita elíptica;

- b : semieixo menor da órbita elíptica;
- c : distância da Terra ao centro da órbita elíptica (ponto C);
- F_1 e F_2 : focos da órbita elíptica;
- Perigeu: ponto ao longo do eixo x mais próximo da Terra;
- Apogeu: ponto ao longo do eixo x mais distante da Terra.

A partir das propriedades da elipse, é possível concluir que elementos a, b e c relacionam-se conforme a Equação 2.1.

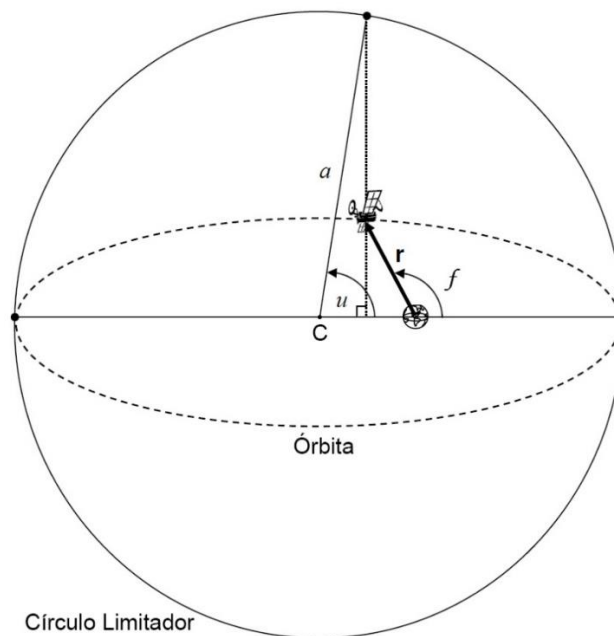
$$a^2 = b^2 + c^2 \quad (2.1)$$

Outro elemento importante definido a partir desses elementos é a excentricidade da órbita, conforme apresentado na Equação 2.2 (KUGA et al., 2012).

$$e = c/a \quad (2.2)$$

A partir da Figura 2.5, define-se a anomalia excêntrica da órbita.

Figura 2.5 – Anomalia Excêntrica da Órbita.



Fonte: Adaptado de Alfriend et al. (2010).

A anomalia verdadeira e a anomalia excêntrica relacionam-se conforme a Equação 2.3 (KUGA et al., 2012).

$$\tan^2\left(\frac{f}{2}\right) = \frac{1+e}{1-e} \tan^2\left(\frac{u}{2}\right) \quad (2.3)$$

A partir da anomalia excêntrica, define-se a anomalia média, conforme a Equação 2.4 (KUGA et al., 2012).

$$M = u - e \operatorname{sen}(u) \quad (2.4)$$

Nos casos em que a órbita é circular, temos que $e = 0$ e $f = u = M$.

Com isso, a posição e a velocidade instantâneas do satélite no sistema perifocal são definidas conforme as Equações 2.5 e 2.6 (KUGA et al., 2012).

$$\begin{aligned} \mathbf{r} &= [x \quad y \quad z]^T \\ x &= r \cos(f) = a(\cos(u) - e) \\ y &= r \operatorname{sen}(f) = a \operatorname{sen}(u) (1 - e^2)^{1/2} \\ z &= 0 \\ r &= \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos(f)} = a(1 - e \cos(u)) \end{aligned} \quad (2.5)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{v} &= [\dot{x} \quad \dot{y} \quad \dot{z}]^T \\ \dot{x} &= -r \operatorname{sen}(f) \dot{f} = -\frac{na^2}{r} \operatorname{sen}(u) \\ \dot{y} &= r \cos(f) \dot{f} = \frac{na^2}{r} \cos(u) (1 - e^2)^{1/2} \\ \dot{z} &= 0 \\ n &= \dot{u} (1 - e \cos(u)) = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \end{aligned} \quad (2.6)$$

Na Equação 2.6, n é conhecido como movimento médio ou velocidade angular média do movimento orbital e μ é a constante gravitacional da Terra.

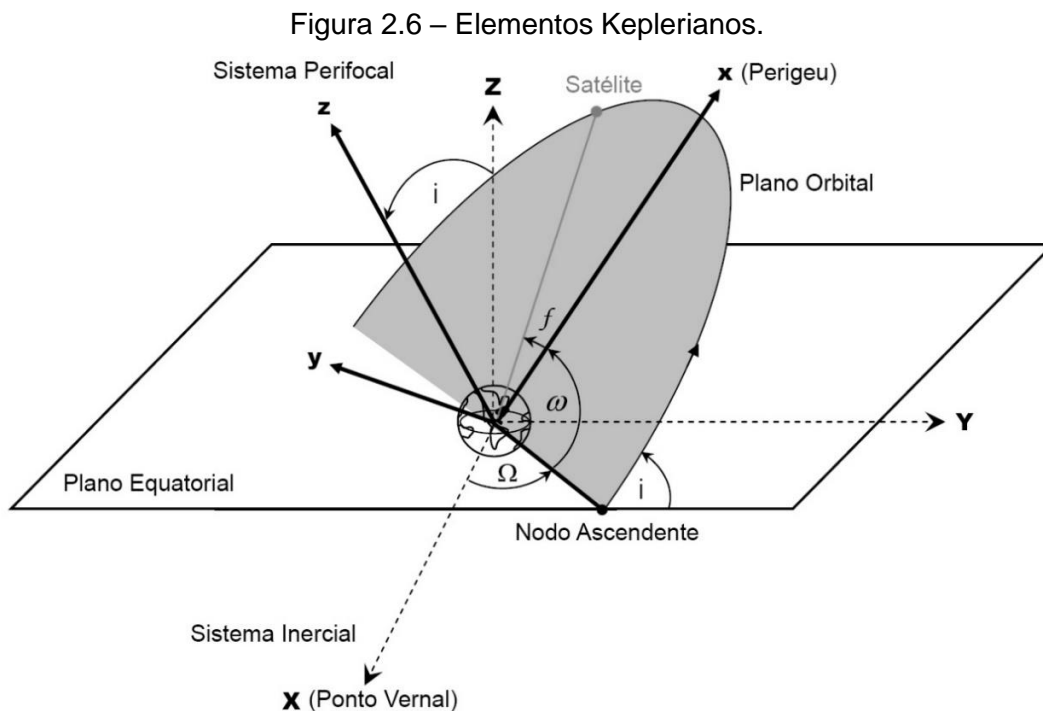
2.2.3 Elementos keplerianos

Os elementos keplerianos (Figura 2.6) são os seis elementos orbitais que caracterizam a órbita e o movimento do satélite no sistema de coordenadas ECI.

Os seis elementos keplerianos são:

- a : semieixo maior da órbita;
- e : excentricidade da órbita;
- M : ângulo de anomalia média;
- Ω : ângulo de ascensão reta do nodo ascendente;
- ω : argumento do perigeu;
- i : ângulo de inclinação da órbita.

Os três primeiros elementos keplerianos foram apresentados anteriormente e são aqueles que caracterizam a trajetória orbital no sistema de coordenadas perifocal.



Fonte: Adaptado de Alfriend et al. (2010).

A ascensão reta do nodo ascendente é o ângulo formado entre o eixo que parte do centro da Terra em direção ao ponto da órbita que cruza o plano do equador terrestre (ponto do nodo ascendente) e o eixo X do sistema ECI.

O argumento do perigeu é o ângulo na trajetória orbital formado entre o ponto do nodo ascendente e o perigeu.

A inclinação da órbita é o ângulo formado entre o plano orbital e o plano do equador terrestre.

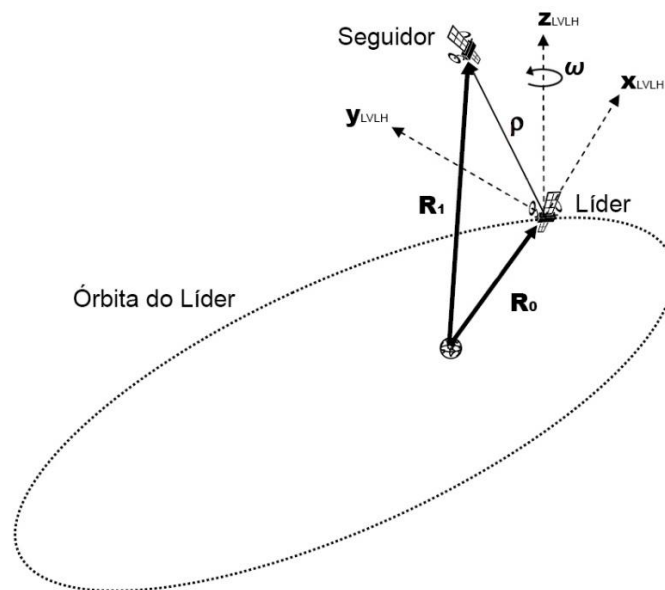
A partir dos ângulos de anomalia verdadeira e argumento do perigeu, é possível ainda definir o argumento de latitude da órbita, conforme mostra a Equação 2.7 (ALFRIEND et al., 2010).

$$\theta_{LAT} = f + \omega \quad (2.7)$$

2.2.4 Sistema de coordenadas LVLH (*local-vertical-local-horizontal*)

O sistema de coordenadas LVLH ou sistema de coordenadas *Euler-Hill*, ilustrado na Figura 2.7, é um sistema girante com origem no centro de massa do satélite e velocidade angular ω com relação ao sistema inercial (ECI).

Figura 2.7 – Sistema de Coordenadas LVLH na Perspectiva do Sistema Inercial.



Fonte: Adaptado de Alfriend et al. (2010).

Esse é um sistema utilizado para caracterizar o movimento relativo de satélites seguidores ao redor do satélite líder de uma formação em voo.

O eixo x_{LVLH} é colinear com o vetor posição do satélite líder e positivo na direção radial do movimento. O eixo y_{LVLH} é positivo na direção do vetor velocidade do satélite líder e o eixo z_{LVLH} completa o sistema dextrogiro.

Na Figura 2.7, \mathbf{R}_0 e \mathbf{R}_1 são, respectivamente, os vetores posição dos satélites líder e seguidor no sistema ECI.

O vetor $\boldsymbol{\rho}$ representa a posição relativa entre os satélites líder e seguidor e pode ser definido, a partir de uma simples manipulação vetorial, pela Equação 2.8.

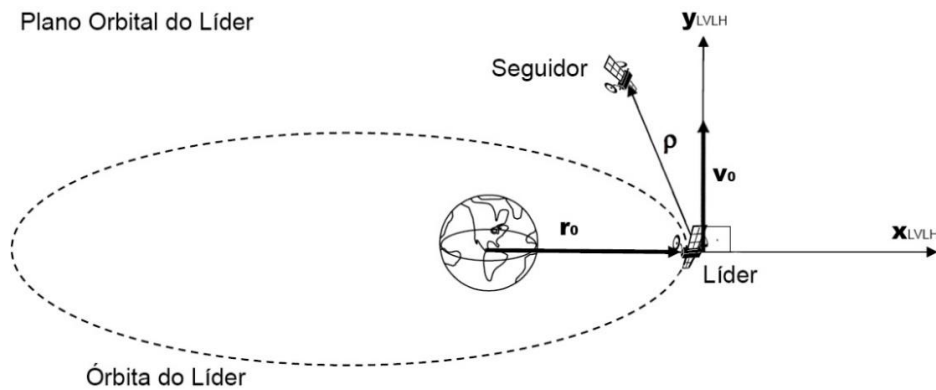
$$\begin{aligned}\boldsymbol{\rho} &= \mathbf{R}_1 - \mathbf{R}_0 \\ \boldsymbol{\rho} &= [x_{LVLH} \quad y_{LVLH} \quad z_{LVLH}]^T \\ \mathbf{R}_0 &= [X_0 \quad Y_0 \quad Z_0]^T \\ \mathbf{R}_1 &= [X_1 \quad Y_1 \quad Z_1]^T\end{aligned}\tag{2.8}$$

A mesma manipulação é válida para os vetores velocidade dos satélites líder e seguidor, conforme a Equação 2.9.

$$\begin{aligned}\dot{\boldsymbol{\rho}} &= [\dot{x}_{LVLH} \quad \dot{y}_{LVLH} \quad \dot{z}_{LVLH}]^T \\ \mathbf{V}_0 &= [\dot{X}_0 \quad \dot{Y}_0 \quad \dot{Z}_0]^T \\ \mathbf{V}_1 &= [\dot{X}_1 \quad \dot{Y}_1 \quad \dot{Z}_1]^T\end{aligned}\tag{2.9}$$

Já na Figura 2.8 é possível observar o sistema LVLH a partir da perspectiva do plano orbital do satélite líder.

Figura 2.8 – Sistema de Coordenadas LVLH na Perspectiva do Plano Orbital.



Fonte: Adaptado de Alfriend et al. (2010).

2.2.5 Conversões entre os sistemas de coordenadas

Ao adotar diferentes abordagens para um estudo de formação em voo, tornam-se necessárias algumas conversões entre os diferentes sistemas de coordenadas. Essas conversões são realizadas por meio de matrizes de rotação.

A conversão de coordenadas do sistema perifocal para o sistema ECI é realizada conforme a Equação 2.10 (KUGA et al., 2012).

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{ECI} &= \mathbf{R}(i, \Omega, \omega) \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{Perifocal} \\ \begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{Y} \\ \dot{Z} \end{bmatrix}_{ECI} &= \mathbf{R}(i, \Omega, \omega) \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix}_{Perifocal} \end{aligned} \quad (2.10)$$

Em que a matriz de rotação $\mathbf{R}(i, \Omega, \omega)$ é definida na Equação 2.11 (KUGA et al., 2012).

$$\mathbf{R}(i, \Omega, \omega) = \begin{bmatrix} c(\Omega)c(\omega) - s(\Omega)c(i)s(\omega) & -c(\Omega)s(\omega) - s(\Omega)c(i)c(\omega) & s(\Omega)s(i) \\ s(\Omega)c(\omega) + c(\Omega)c(i)s(\omega) & -s(\Omega)s(\omega) + c(\Omega)c(i)c(\omega) & -c(\Omega)s(i) \\ s(i)s(\omega) & s(i)c(\omega) & c(i) \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

Em que $c \equiv \cos$ e $s \equiv \sin$ para simplificar a notação.

Outra interessante conversão é aquela que transforma as coordenadas do satélite seguidor do sistema LVLH para o sistema ECI. Essa conversão torna possível comparar as trajetórias orbitais entre os satélites da formação.

Para realizar essa conversão, é necessário definir uma conversão intermediária que transforma as coordenadas do seguidor do sistema LVLH para o sistema perifocal do líder. Para isso, utiliza-se uma matriz de rotação $\mathbf{R}(f)$ que é construída seguindo a mesma lógica de rotação de eixos utilizada na construção da matriz $\mathbf{R}(i, \Omega, \omega)$.

Assim, a conversão intermediária é dada pela Equação 2.12.

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix}_{Perifocal}^{Seguidor} &= \mathbf{R}(f) \begin{bmatrix} x_{LVLH} \\ y_{LVLH} \\ z_{LVLH} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{bmatrix}_{Perifocal}^{Líder} \\ \begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{y}_1 \\ \dot{z}_1 \end{bmatrix}_{Perifocal}^{Seguidor} &= \mathbf{R}(f) \begin{bmatrix} \dot{x}_{LVLH} \\ \dot{y}_{LVLH} \\ \dot{z}_{LVLH} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{x}_0 \\ \dot{y}_0 \\ \dot{z}_0 \end{bmatrix}_{Perifocal}^{Líder} \end{aligned} \quad (2.12)$$

Em que a matriz de rotação $\mathbf{R}(f)$ é definida na Equação 2.13.

$$\mathbf{R}(f) = \begin{bmatrix} \cos(f) & -\text{sen}(f) & 0 \\ \text{sen}(f) & \cos(f) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

A conversão do sistema perifocal para o sistema ECI é feita conforme a Equação 2.10. Dessa forma, a conversão das coordenadas do seguidor do sistema LVLH para o sistema ECI podem ser resumidas conforme a Equação 2.14.

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} X_1 \\ Y_1 \\ Z_1 \end{bmatrix}_{ECI}^{Seguidor} &= \mathbf{R}(i_0, \Omega_0, \omega_0) \mathbf{R}(f_0) \begin{bmatrix} x_{LVLH} \\ y_{LVLH} \\ z_{LVLH} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{bmatrix}_{ECI}^{Lider} \\ \begin{bmatrix} \dot{X}_1 \\ \dot{Y}_1 \\ \dot{Z}_1 \end{bmatrix}_{ECI}^{Seguidor} &= \mathbf{R}(i_0, \Omega_0, \omega_0) \mathbf{R}(f_0) \begin{bmatrix} \dot{x}_{LVLH} \\ \dot{y}_{LVLH} \\ \dot{z}_{LVLH} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{X}_0 \\ \dot{Y}_0 \\ \dot{Z}_0 \end{bmatrix}_{ECI}^{Lider} \end{aligned} \quad (2.14)$$

Em que os subíndices 0 e 1 referem-se, respectivamente, às coordenadas e aos elementos orbitais do líder e do seguidor.

2.3 Dinâmica da formação em voo

A dinâmica da formação em voo é o conjunto de equações que define as componentes das acelerações dos satélites e, conseqüentemente, caracteriza o movimento de cada satélite da formação ao longo de sua trajetória orbital.

A escolha do conjunto de equações que definirá a dinâmica da formação em voo depende da abordagem utilizada no estudo dessa formação.

No caso da abordagem de rastreamento orbital, cada satélite da formação realiza o rastreamento de sua própria órbita. Dessa forma, o equacionamento desenvolvido no problema dos dois corpos define a dinâmica do movimento de cada satélite da formação de forma independente.

No caso das abordagens líder/seguidor e estrutura virtual, a dinâmica é definida pelas equações da dinâmica relativa da formação em voo.

2.3.1 O Problema dos dois corpos

Ao considerar um satélite em uma trajetória orbital ao redor da Terra no sistema ECI, sabe-se que a aceleração desse satélite é igual à aceleração da força resultante que atua sobre ele. Matematicamente, essa dinâmica é expressa através da Equação 2.15.

$$\begin{aligned}\ddot{\mathbf{R}} &= \mathbf{a}_R \\ \mathbf{a}_R &= \mathbf{a}_G + \mathbf{a}_P \\ \mathbf{R} &= [X \quad Y \quad Z]^T\end{aligned}\tag{2.15}$$

Na Equação 2.15, \mathbf{a}_G é a aceleração da força gravitacional de atração entre o satélite e a Terra e \mathbf{a}_P são as acelerações das forças perturbadoras atuantes no satélite. Quando desconsideradas as forças perturbadoras atuantes no satélite, define-se o equacionamento do problema dos dois corpos, apresentado na Equação 2.16 (VALLADO; McCLAIN, 1997).

$$\begin{aligned}\ddot{\mathbf{R}} = \mathbf{a}_G &= -\frac{\mu}{R^3} \mathbf{R} \\ R = \|\mathbf{R}\| &= \sqrt{X^2 + Y^2 + Z^2}\end{aligned}\tag{2.16}$$

Sabe-se, entretanto, que a trajetória orbital de um satélite ao redor da Terra é constantemente influenciada por várias forças perturbadoras, como (KUGA et al., 2011):

- a força gravitacional devido à assimetria de distribuição de massa da Terra;
- a força de atração gravitacional do Sol e da Lua;
- a força de arrasto atmosférico;
- a força das marés devido à Lua e ao Sol;
- a força de pressão de radiação direta; e
- a força causada pelo albedo (radiação indireta que é refletida pela Terra).

Neste estudo, são consideradas a perturbação devido à assimetria de distribuição de massa da Terra e a perturbação devido ao arrasto atmosférico, pois os satélites da formação estão em órbitas baixas ao redor do planeta.

Dessa forma, a dinâmica orbital da Equação 2.15 assume a forma da Equação 2.17.

$$\ddot{\mathbf{R}} = \mathbf{a}_G + \mathbf{a}_{J_2} + \mathbf{a}_D \quad (2.17)$$

Em que \mathbf{a}_G é a aceleração da força gravitacional de atração do problema dos dois corpos, apresentada na Equação 2.18 (VALLADO; McCLAIN, 1997).

$$\mathbf{a}_G = -\frac{\mu}{R^3} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

A aceleração \mathbf{a}_{J_2} é devido à força gravitacional perturbadora de assimetria de distribuição de massa da Terra, apresentada na Equação 2.19 (VALLADO; McCLAIN, 1997).

$$\mathbf{a}_{J_2} = -\frac{3}{2} \frac{J_2 \mu R_{\oplus}^2}{R^5} \begin{bmatrix} \left(1 - 5 \left(\frac{Z}{R}\right)^2\right) X \\ \left(1 - 5 \left(\frac{Z}{R}\right)^2\right) Y \\ \left(3 - 5 \left(\frac{Z}{R}\right)^2\right) Z \end{bmatrix} \quad (2.19)$$

Na Equação 2.19, $J_2 = 1,08262668 \times 10^{-3}$ é a constante que representa o achatamento da Terra e R_{\oplus} é o raio equatorial da Terra.

A aceleração \mathbf{a}_D é devido à força perturbadora de arrasto atmosférico, apresentada na Equação 2.20 (VALLADO; McCLAIN, 1997).

$$\mathbf{a}_D = -\frac{1}{2} \rho_{ATM} C_D \left(\frac{A}{m_S}\right) v_{rel} \mathbf{v}_{rel} \quad (2.20)$$

Na Equação 2.20, ρ_{ATM} é a densidade atmosférica para a altitude do satélite, determinada pela Equação 2.21 (VALLADO; McCLAIN, 1997) e pela Figura 2.9; C_D é o coeficiente de arrasto do satélite; A é a área de arrasto que é transversal à direção de movimento do satélite; m_s é a massa do satélite; \mathbf{v}_{rel} é o vetor velocidade relativa entre o satélite e a atmosfera terrestre, definido pela Equação 2.22 (VALLADO; McCLAIN, 1997); e $v_{rel} = \|\mathbf{v}_{rel}\|$ é o módulo do vetor velocidade relativa.

$$\rho_{ATM} = \rho_0 \exp\left(-\frac{h_{ellp} - h_0}{H}\right) \quad (2.21)$$

Figura 2.9 – Modelo Exponencial da Atmosfera.

Altitude h_{ellp} (km)	Altitude Base h_o (km)	Densidade Nominal ρ_o (kg/m ³)	Escala H (km)	Altitude h_{ellp} (km)	Altitude Base h_o (km)	Densidade Nominal ρ_o (kg/m ³)	Escala H (km)
0–25	0	1.225	7.249	150–180	150	2.070×10^{-9}	22.523
25–30	25	3.899×10^{-2}	6.349	180–200	180	5.464×10^{-10}	29.740
30–40	30	1.774×10^{-2}	6.682	200–250	200	2.789×10^{-10}	37.105
40–50	40	3.972×10^{-3}	7.554	250–300	250	7.248×10^{-11}	45.546
50–60	50	1.057×10^{-3}	8.382	300–350	300	2.418×10^{-11}	53.628
60–70	60	3.206×10^{-4}	7.714	350–400	350	9.158×10^{-12}	53.298
70–80	70	8.770×10^{-5}	6.549	400–450	400	3.725×10^{-12}	58.515
80–90	80	1.905×10^{-5}	5.799	450–500	450	1.585×10^{-12}	60.828
90–100	90	3.396×10^{-6}	5.382	500–600	500	6.967×10^{-13}	63.822
100–110	100	5.297×10^{-7}	5.877	600–700	600	1.454×10^{-13}	71.835
110–120	110	9.661×10^{-8}	7.263	700–800	700	3.614×10^{-14}	88.667
120–130	120	2.438×10^{-8}	9.473	800–900	800	1.170×10^{-14}	124.64
130–140	130	8.484×10^{-9}	12.636	900–1000	900	5.245×10^{-15}	181.05
140–150	140	3.845×10^{-9}	16.149	1000–	1000	3.019×10^{-15}	268.00

Fonte: Adaptado de Vallado e McClain (1997).

$$\mathbf{v}_{rel} = \mathbf{V} - \boldsymbol{\omega}_{\oplus} \times \mathbf{R} = \begin{bmatrix} \dot{X} + \omega_{\oplus} Y \\ \dot{Y} - \omega_{\oplus} X \\ \dot{Z} \end{bmatrix} \quad (2.22)$$

$$\omega_{\oplus} = 7,292115 \times 10^{-5} \text{ rad / s}$$

2.3.2 Dinâmica relativa da formação em voo

A dinâmica relativa da formação em voo caracteriza o movimento relativo de um satélite seguidor em torno de um satélite líder no sistema LVLH e é definida pela Equação 2.23 (SABATINI; PALMERINI, 2008).

$$\begin{aligned} \ddot{\boldsymbol{\rho}} + 2\boldsymbol{\omega} \times \dot{\boldsymbol{\rho}} + \boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\rho}) + (\dot{\boldsymbol{\omega}} \times \boldsymbol{\rho}) &= \ddot{\boldsymbol{\rho}}_R \\ \ddot{\boldsymbol{\rho}}_R &= \ddot{\boldsymbol{\rho}}_G + \ddot{\boldsymbol{\rho}}_{J_2} + \ddot{\boldsymbol{\rho}}_D \\ \boldsymbol{\rho} &= [x_{LVLH} \quad y_{LVLH} \quad z_{LVLH}]^T \end{aligned} \quad (2.23)$$

Em que $\boldsymbol{\omega}$ é a velocidade angular do sistema LVLH com relação ao sistema inercial (ECI), $\ddot{\boldsymbol{\rho}}_G$ é a aceleração relativa da força gravitacional de atração entre os satélites e a Terra, $\ddot{\boldsymbol{\rho}}_{J_2}$ é a aceleração relativa devido à força gravitacional perturbadora de assimetria de distribuição de massa da Terra e $\ddot{\boldsymbol{\rho}}_D$ é a aceleração relativa devido à força perturbadora de arrasto atmosférico.

Ao considerar a dinâmica da Equação 2.23, garantimos, pela condição de correspondência de energia (ALFRIEND et al., 2010), que as órbitas dos satélites líder e seguidor no sistema ECI possuem mesmo período orbital.

Para obter a forma linearizada das equações da dinâmica relativa apresentada na Equação 2.23, deve-se considerar que:

- a órbita do satélite líder é circular ($e = 0$);
- a órbita do satélite seguidor é levemente elíptica e inclinada com relação à órbita do líder; e
- a distância relativa entre os satélites líder e seguidor deve ser muito menor que a distância radial do líder ao centro de massa da Terra.

Ao desconsiderar as perturbações na Equação 2.23 e definir a aceleração $\ddot{\boldsymbol{\rho}}_G$, conforme mostra a Equação 2.24 (SABATINI; PALMERINI, 2008), realizam-se algumas manipulações algébricas, chegando ao conjunto de equações conhecido como equações de *Clohessy-Wiltshire* ou equações CW, apresentado na Equação 2.25 (ALFRIEND et al., 2010).

$$\ddot{\mathbf{p}}_{\mathbf{G}} = -\frac{\mu}{R^3} \begin{bmatrix} -2x_{LVLH} \\ y_{LVLH} \\ z_{LVLH} \end{bmatrix} \quad (2.24)$$

$$\begin{aligned} \ddot{x}_{LVLH} - 2n_0 \dot{y}_{LVLH} - 3n_0^2 x_{LVLH} &= 0 \\ \ddot{y}_{LVLH} + 2n_0 \dot{x}_{LVLH} &= 0 \\ \ddot{z}_{LVLH} + n_0^2 z_{LVLH} &= 0 \end{aligned} \quad (2.25)$$

Em que R e $n_0 = \sqrt{\mu/a_0^3}$ são, respectivamente, o raio da órbita circular e o movimento médio do satélite líder. Ao considerar as perturbações, torna-se necessário definir os valores das acelerações $\ddot{\mathbf{p}}_{\mathbf{J}_2}$ e $\ddot{\mathbf{p}}_{\mathbf{D}}$. A aceleração $\ddot{\mathbf{p}}_{\mathbf{J}_2}$ é definida conforme a Equação 2.26 (SABATINI; PALMERINI, 2008).

$$\begin{aligned} \ddot{\mathbf{p}}_{\mathbf{J}_2} &= \nabla \mathbf{J}_2 \begin{bmatrix} x_{LVLH} \\ y_{LVLH} \\ z_{LVLH} \end{bmatrix} \\ \nabla \mathbf{J}_2 &= K \begin{bmatrix} 1-3s^2(i_0)s^2(\theta_0) & s^2(i_0)s(2\theta_0) & s(2i_0)s(\theta_0) \\ s^2(i_0)s(2\theta_0) & -\frac{1}{4}+s^2(i_0)\left(\frac{7}{4}s^2(\theta_0)-\frac{1}{2}\right) & -\frac{1}{4}s(2i_0)c(\theta_0) \\ s(2i_0)s(\theta_0) & -\frac{1}{4}s(2i_0)c(\theta_0) & -\frac{3}{4}+s^2(i_0)\left(\frac{5}{4}s^2(\theta_0)+\frac{1}{2}\right) \end{bmatrix} \quad (2.26) \\ K &= \frac{6J_2\mu R_{\oplus}^2}{R^5} \end{aligned}$$

Em que i_0 e θ_0 são, respectivamente, o ângulo de inclinação da órbita circular do líder e o argumento de latitude do líder e $c \equiv \cos$ e $s \equiv \sin$ para simplificar a notação. E, como já mencionado nos subcapítulos anteriores, para o caso da órbita circular tem-se que $\theta_0 = \omega_0 + M_0$, visto que $f_0 = u_0 = M_0$. A aceleração $\ddot{\mathbf{p}}_{\mathbf{D}}$ é definida conforme a Equação 2.27 (SABATINI; PALMERINI, 2008).

$$\ddot{\mathbf{p}}_{\mathbf{D}} = \begin{bmatrix} -(\beta - \alpha)\omega_Z \dot{R}_{osc} - \beta\omega_Z \dot{x}_{LVLH} + \beta\omega_Z^2 y_{LVLH} \\ -(\beta - \alpha)R_{osc}\omega_Z^2 - \beta\omega_Z \dot{y}_{LVLH} - \beta\omega_Z^2 x_{LVLH} + \beta\omega_Z\omega_X z_{LVLH} \\ -\beta\omega_Z \dot{z}_{LVLH} - \beta\omega_Z\omega_X y_{LVLH} \end{bmatrix} \quad (2.27)$$

Em que:

- α e β são os coeficientes balísticos associados ao arrasto, definidos na Equação 2.28 (SABATINI; PALMERINI, 2008);
- R_{osc} e \dot{R}_{osc} são, respectivamente, o raio oscilatório da órbita do líder devido à perturbação pelo J_2 e sua derivada temporal, definidos na Equação 2.29 (SABATINI; PALMERINI, 2008);
- ω_x e ω_z são as componentes do vetor velocidade angular do sistema LVLH com relação ao sistema inercial (ECI), definidos na Equação 2.30 (SABATINI; PALMERINI, 2008).

$$\alpha = \frac{1}{2} C_D \left(\frac{A_{Líder}}{m_{Líder}} \right) \rho_{ATM} R_{Líder} \quad (2.28)$$

$$\beta = \frac{1}{2} C_D \left(\frac{A_{Seguidor}}{m_{Seguidor}} \right) \rho_{ATM} R_{Seguidor}$$

Em que $A_{Líder}$, $m_{Líder}$, $R_{Líder}$, $A_{Seguidor}$, $m_{Seguidor}$ e $R_{Seguidor}$ são as áreas transversais de arrasto, massas e distâncias ao centro da Terra dos satélites líder e seguidor, respectivamente. No caso em que os satélites líder e seguidor são idênticos, temos que os coeficientes balísticos possuem valores muito próximos, visto que as distâncias ao centro da Terra e as densidades atmosféricas para cada satélite são aproximadas.

$$R_{osc} = R_{J_2} \exp(-2 \alpha \theta_0)$$

$$R_{J_2} = R_0 + \frac{3 J_2 R_{\oplus}^2}{2 R_0} \left(\frac{1}{3} \sin^2(i_0) \cos^2(\theta_0) + \frac{1}{3} \sin^2(i_0) - 1 + \left(1 - \frac{2}{3} \sin^2(i_0) \right) \cos(\theta_0) \right) \quad (2.29)$$

$$\dot{R}_{osc} = \dot{R}_{J_2} \exp(-2 \alpha \theta_0) + 4 \alpha^2 \theta_0 \omega_z R_{J_2} \exp(-2 \alpha \theta_0)$$

$$\dot{R}_{J_2} = \frac{3 J_2 R_{\oplus}^2}{2 R_0} \left(-\frac{1}{3} n_0 \sin^2(i_0) \sin(2\theta_0) - n_0 \left(1 - \frac{2}{3} \sin^2(i_0) \right) \sin(\theta_0) \right)$$

Em que R_0 é o raio da órbita circular não perturbada do satélite líder e ω é o vetor velocidade angular, cujas componentes são definidas na Equação 2.30 (SABATINI; PALMERINI, 2008).

$$\boldsymbol{\omega} = \begin{bmatrix} \omega_x \\ 0 \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{R_{osc}}{h} f_h \\ 0 \\ \frac{h}{R_{osc}^2} \end{bmatrix}$$

$$f_h = -\frac{3}{2} \frac{J_2 \mu R_{\oplus}^2}{R_{osc}^4} \text{sen}(\theta_0) \text{sen}(2i_0) \quad (2.30)$$

$$\dot{h} = -\frac{3}{2} \frac{J_2 R_{\oplus}^2}{R_0^3} \text{sen}(2\theta_0) \text{sen}^2(i_0) - \frac{1}{2} \rho_{ATM} C_D \left(\frac{A_{Lider}}{m_{Lider}} \right) \mu$$

$$h = n_0 R_0^2 + \frac{3}{4} \frac{J_2 \mu R_{\oplus}^2}{n_0 R_0^3} \text{sen}^2(i_0) (\cos(2\theta_0) - 1) - \frac{1}{2} \rho_{ATM} C_D \left(\frac{A_{Lider}}{m_{Lider}} \right) \mu t$$

Em que t na expressão de h é o tempo de integração.

Para trabalhar com a dinâmica da Equação 2.23 resta definir o valor do vetor aceleração angular do sistema LVLH com relação ao sistema inercial (ECI). Esse vetor é definido na Equação 2.31 (SABATINI; PALMERINI, 2008).

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = \begin{bmatrix} \dot{\omega}_x \\ 0 \\ \dot{\omega}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{3}{2} J_2 \mu R_{\oplus}^2 \text{sen}(2i_0) \left(\frac{n_0 h R_{osc}^3 \cos(\theta_0) - (\dot{h} R_{osc}^3 + 3h R_{osc}^2 \dot{R}_{osc}) \text{sen}(\theta_0)}{h^2 R_{osc}^6} \right) \\ 0 \\ \frac{\dot{h} R_{osc} - 2h \dot{R}_{osc}}{R_{osc}^3} \end{bmatrix} \quad (2.31)$$

Para facilitar a compreensão da dinâmica relativa, Sabatini e Palmerini (2008) representam as equações no formato do espaço de estados. Para isso, o lado esquerdo da Equação 2.23 é desenvolvido, resultando na Equação 2.32.

$$\begin{aligned} & \ddot{x}_{LVLH} - 2\omega_z \dot{y}_{LVLH} - \omega_z^2 x_{LVLH} + \omega_x \omega_z z_{LVLH} - \dot{\omega}_z y_{LVLH} \\ & \ddot{y}_{LVLH} + 2\omega_z \dot{x}_{LVLH} - 2\omega_x \dot{z}_{LVLH} - \omega_z^2 y_{LVLH} - \omega_x^2 y_{LVLH} + \dot{\omega}_z x_{LVLH} - \dot{\omega}_x z_{LVLH} \quad (2.32) \\ & \ddot{z}_{LVLH} + 2\omega_x \dot{y}_{LVLH} + \omega_x \omega_z x_{LVLH} - \omega_x^2 z_{LVLH} + \dot{\omega}_x y_{LVLH} \end{aligned}$$

Isolando-se as componentes de acelerações na Equação 2.32 e definindo-se o vetor de estado \mathbf{X}_T , a dinâmica relativa da formação em voo é então definida pela Equação 2.33.

$$\dot{\mathbf{X}}_T = \mathbf{A}_T \mathbf{X}_T$$

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_{LVLH} \\ \dot{y}_{LVLH} \\ \dot{z}_{LVLH} \\ \ddot{x}_{LVLH} \\ \ddot{y}_{LVLH} \\ \ddot{z}_{LVLH} \\ \dot{x}_7 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ a_{41} & a_{42} & a_{43} & a_{44} & a_{45} & 0 & a_{47} \\ a_{51} & a_{52} & a_{53} & a_{54} & a_{55} & a_{56} & a_{57} \\ a_{61} & a_{62} & a_{63} & 0 & a_{65} & a_{66} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & a_{77} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{LVLH} \\ y_{LVLH} \\ z_{LVLH} \\ \dot{x}_{LVLH} \\ \dot{y}_{LVLH} \\ \dot{z}_{LVLH} \\ x_7 \end{bmatrix} \quad (2.33)$$

Em que \mathbf{A}_T é conhecida como a matriz de transição de estados na dinâmica relativa da formação em voo, com seus elementos definidos nas Equações 2.34 a 2.52 e o elemento x_7 do vetor \mathbf{X}_T é definido na Equação 2.53 (SABATINI; PALMERINI, 2008).

$$a_{41} = \omega_Z^2 + 2 \frac{\mu}{R_{osc}^3} + \frac{6J_2\mu R_{\oplus}^2}{R_{osc}^5} (1 - 3\text{sen}^2(i_0)\text{sen}^2(\theta_0)) \quad (2.34)$$

$$a_{42} = \dot{\omega}_Z + \frac{6J_2\mu R_{\oplus}^2}{R_{osc}^5} \text{sen}^2(i_0)\text{sen}(2\theta_0) + \omega_Z^2\beta \quad (2.35)$$

$$a_{43} = -\omega_X\omega_Z + \frac{6J_2\mu R_{\oplus}^2}{R_{osc}^5} \text{sen}(2i_0)\text{sen}(\theta_0) \quad (2.36)$$

$$a_{44} = -\beta\omega_Z \quad (2.37)$$

$$a_{45} = 2\omega_Z \quad (2.38)$$

$$a_{47} = \dot{R}_{osc} \quad (2.39)$$

$$a_{51} = -\dot{\omega}_Z + \frac{6J_2\mu R_{\oplus}^2}{R_{osc}^5} \text{sen}^2(i_0)\text{sen}(2\theta_0) - \omega_Z^2\beta \quad (2.40)$$

$$a_{52} = \omega_Z^2 + \omega_X^2 - \frac{\mu}{R_{osc}^3} + \frac{6J_2\mu R_{\oplus}^2}{R_{osc}^5} \left[-\frac{1}{4} + \text{sen}^2(i_0) \left(\frac{7}{4} \text{sen}^2(\theta_0) - \frac{1}{2} \right) \right] \quad (2.41)$$

$$a_{53} = \dot{\omega}_X + \frac{6J_2\mu R_{\oplus}^2}{R_{osc}^5} \left(-\frac{1}{4} \text{sen}(2i_0)\cos(\theta_0) \right) + \beta\omega_X\omega_Z \quad (2.42)$$

$$a_{54} = -2\omega_Z \quad (2.43)$$

$$a_{55} = -\beta \omega_z \quad (2.44)$$

$$a_{56} = 2 \omega_x \quad (2.45)$$

$$a_{57} = R_{osc} \omega_z \quad (2.46)$$

$$a_{61} = -\omega_x \omega_z + \frac{6J_2 \mu R_{\oplus}^2}{R_{osc}^5} \text{sen}(2i_0) \text{sen}(\theta_0) \quad (2.47)$$

$$a_{62} = -\dot{\omega}_x + \frac{6J_2 \mu R_{\oplus}^2}{R_{osc}^5} \left(-\frac{1}{4} \text{sen}(2i_0) \cos(\theta_0) \right) - \beta \omega_x \omega_z \quad (2.48)$$

$$a_{63} = \omega_x^2 - \frac{\mu}{R_{osc}^3} + \frac{6J_2 \mu R_{\oplus}^2}{R_{osc}^5} \left[-\frac{3}{4} + \text{sen}^2(i_0) \left(\frac{5}{4} \text{sen}^2(\theta_0) + \frac{1}{2} \right) \right] \quad (2.49)$$

$$a_{65} = -2 \omega_x \quad (2.50)$$

$$a_{66} = -\beta \omega_z \quad (2.51)$$

$$a_{77} = \frac{\dot{\omega}_z}{\omega_z} \quad (2.52)$$

$$x_7 = -(\beta - \alpha) \omega_z \quad (2.53)$$

2.4 Topologias de formação em voo

A topologia de formação em voo pode ser entendida como a forma como configuram-se os satélites que compõem uma formação ao longo do movimento orbital.

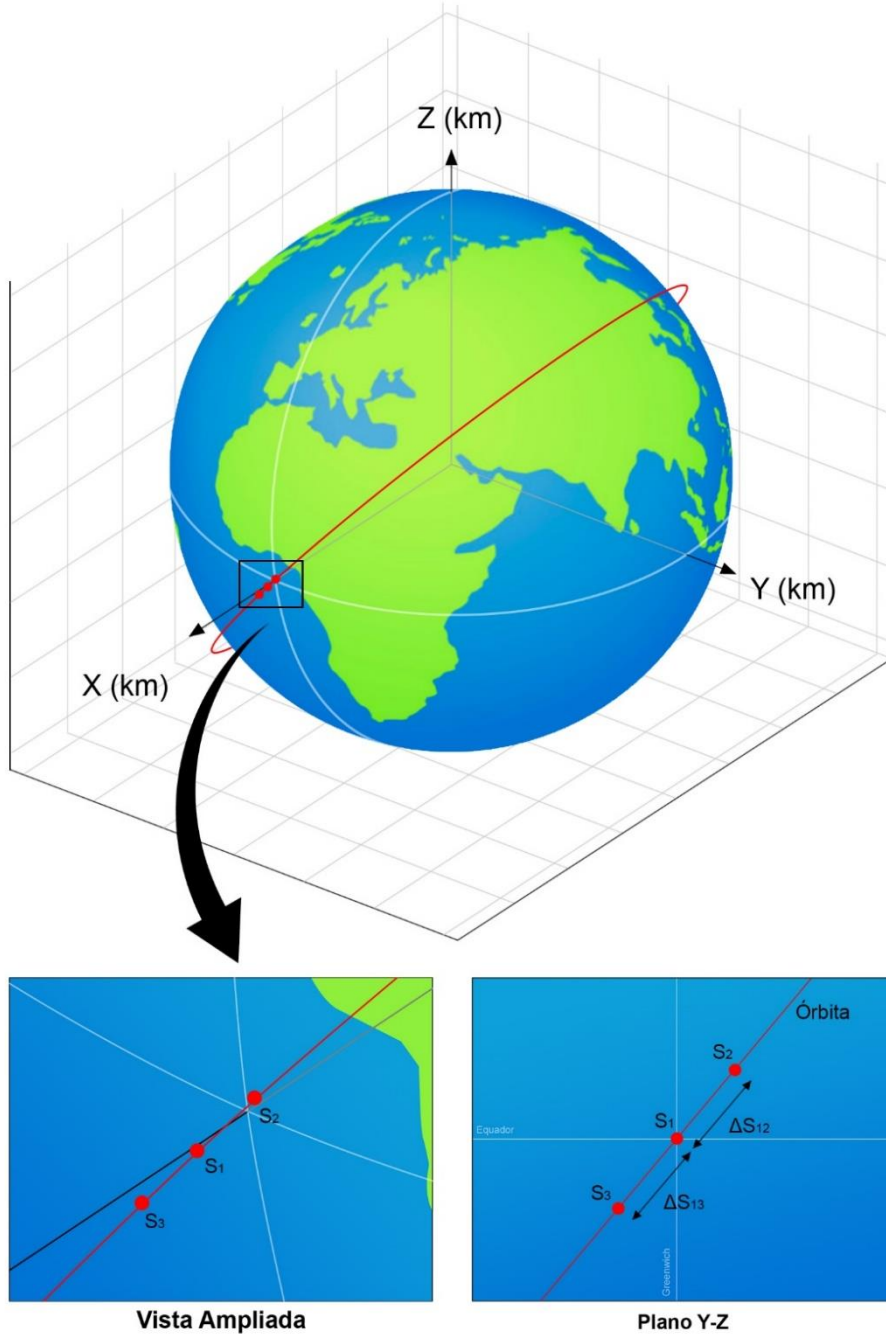
Neste estudo, são consideradas e apresentadas quatro possíveis topologias (Coorbital, NCO, PCO e NMC) para uma formação em voo de três satélites. Com isso, será possível avaliar o impacto das diferentes configurações na precisão do processo de geolocalização.

2.4.1 Topologia coorbital

A topologia coorbital (Figura 2.10), também conhecida como linear ou “*string of beads*”, é aquela em que os três satélites da formação rastreiam uma mesma órbita, mantendo defasagens entre si no ângulo de anomalia.

Figura 2.10 – Topologia Coorbital.

Sistema de Coordenadas Inercial (ECI)



Fonte: Produção do autor.

Na Figura 2.10, o sistema de coordenadas considerado é o ECI, a órbita é circular ($e = 0$ e $f = u = M$), S_1 , S_2 e S_3 são os satélites da formação e, para facilitar a visualização, considerou-se os ângulos de ascensão reta e de argumento do perigeu nulos ($\Omega = \omega = 0^\circ$).

Ao considerar a órbita circular, pode-se relacionar – por meio da lei dos senos e da relação entre o ângulo central e o inscrito – a distância relativa entre os satélites (ΔS) com o ângulo de defasagem na anomalia média (ΔM), conforme apresentado na Equação 2.54.

$$\Delta M_{i_i} = M_i - M_1 = \pm 2 \text{sen}^{-1} \left(\frac{\Delta S_{i_i}}{2a} \right), \quad i = 2, 3 \quad (2.54)$$

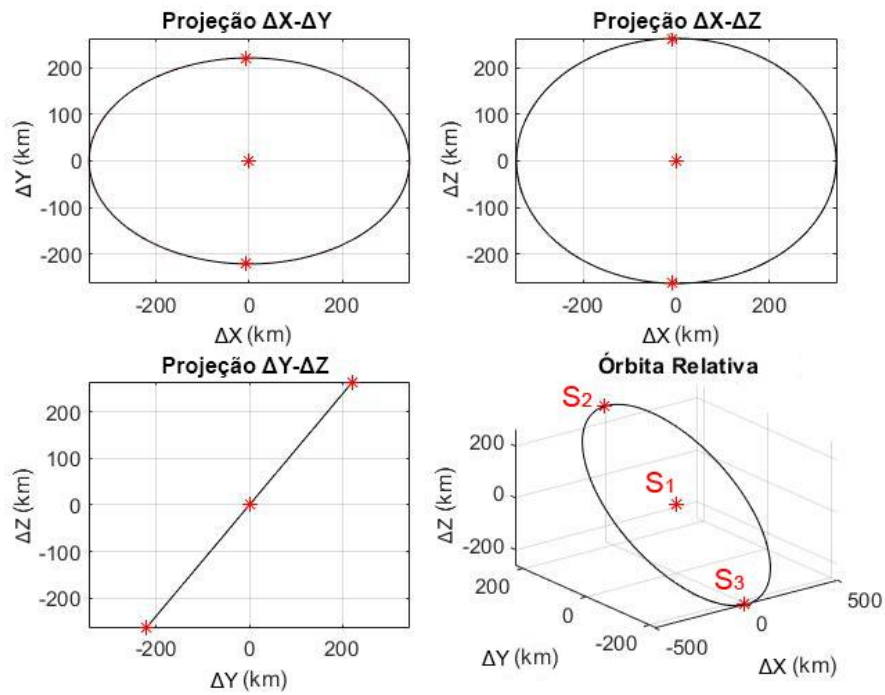
Em que a é o semieixo maior da órbita circular (raio da órbita).

No estudo da formação, é interessante avaliar a órbita relativa da formação, de forma a compreender a maneira como os satélites estarão dispostos entre si ao longo do período orbital. Comumente, avalia-se o movimento relativo no sistema de coordenadas LVLH. Entretanto, na topologia coorbital, os satélites estão na mesma órbita e movem-se a uma mesma velocidade orbital, mantendo uma distância relativa ΔS fixa entre si. Dessa forma, no sistema de coordenadas LVLH, os satélites da formação não apresentam movimento relativo entre si, visto que o sistema é girante e centrado no satélite de referência (nesta topologia adotou-se o satélite S_1 como referência, conforme a Figura 2.10).

Para facilitar a visualização do movimento relativo e perceber como ele é influenciado pelas forças perturbadoras, pode-se adotar uma maneira diferente de plotagem gráfica das posições relativas. Para isso, é traçada a órbita relativa dos satélites S_2 e S_3 ao redor do satélite de referência S_1 (conforme a Figura 2.10) em termos das coordenadas de posições relativas no ECI, como ilustra a Figura 2.11.

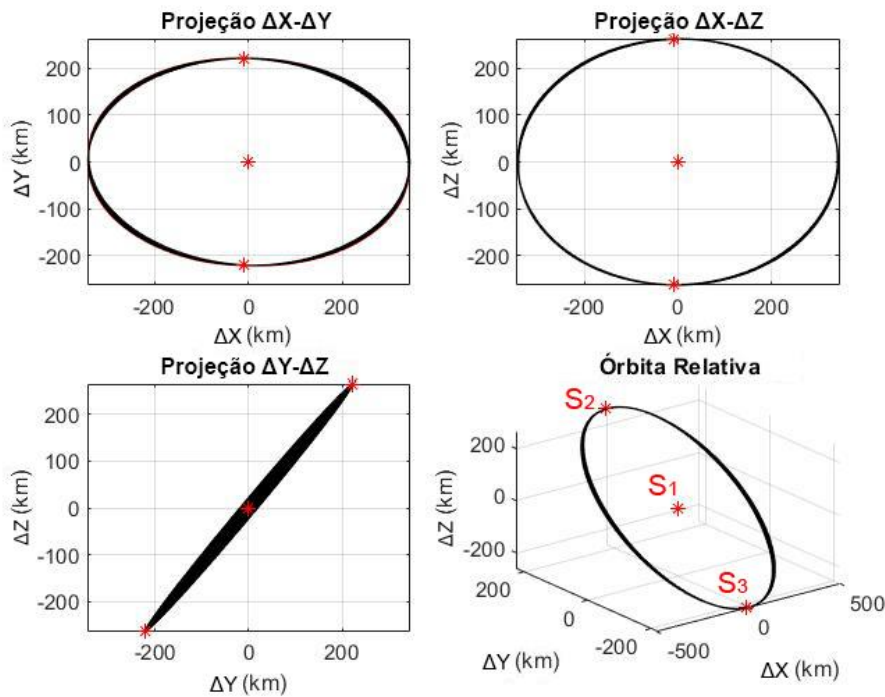
Logo, quando implementadas as perturbações na dinâmica, são observadas algumas derivas nas posições relativas entre os satélites a cada novo período orbital da formação. Essas derivas podem ser observadas, para 10 períodos orbitais, na Figura 2.12.

Figura 2.11 – Órbita Relativa da Topologia Coorbital.



Fonte: Produção do autor.

Figura 2.12 – Órbita Relativa Perturbada da Topologia Coorbital.



Fonte: Produção do autor.

A correção dessas derivas é feita com a implementação de um sistema de controle para aplicação de manobras orbitais nos satélites da formação.

2.4.2 Topologia NCO

A topologia não coplanar (*Non Coplanar Oscillator* - NCO), apresentada na Figura 2.13, é aquela em que dois satélites da formação rastreiam uma mesma órbita (coorbitais) e o terceiro satélite rastreia uma segunda órbita, cujo plano orbital difere da primeira por pequenas alterações no ângulo de ascensão reta ou de inclinação, realizando um movimento oscilatório em relação aos dois satélites coorbitais.

Do ponto de vista da perturbação orbital, alterações no ângulo de ascensão reta são mais indicadas para estabelecer essa topologia, pois torna as duas órbitas da formação sujeitas às mesmas perturbações devido ao J_2 (CAJACOB et al., 2016).

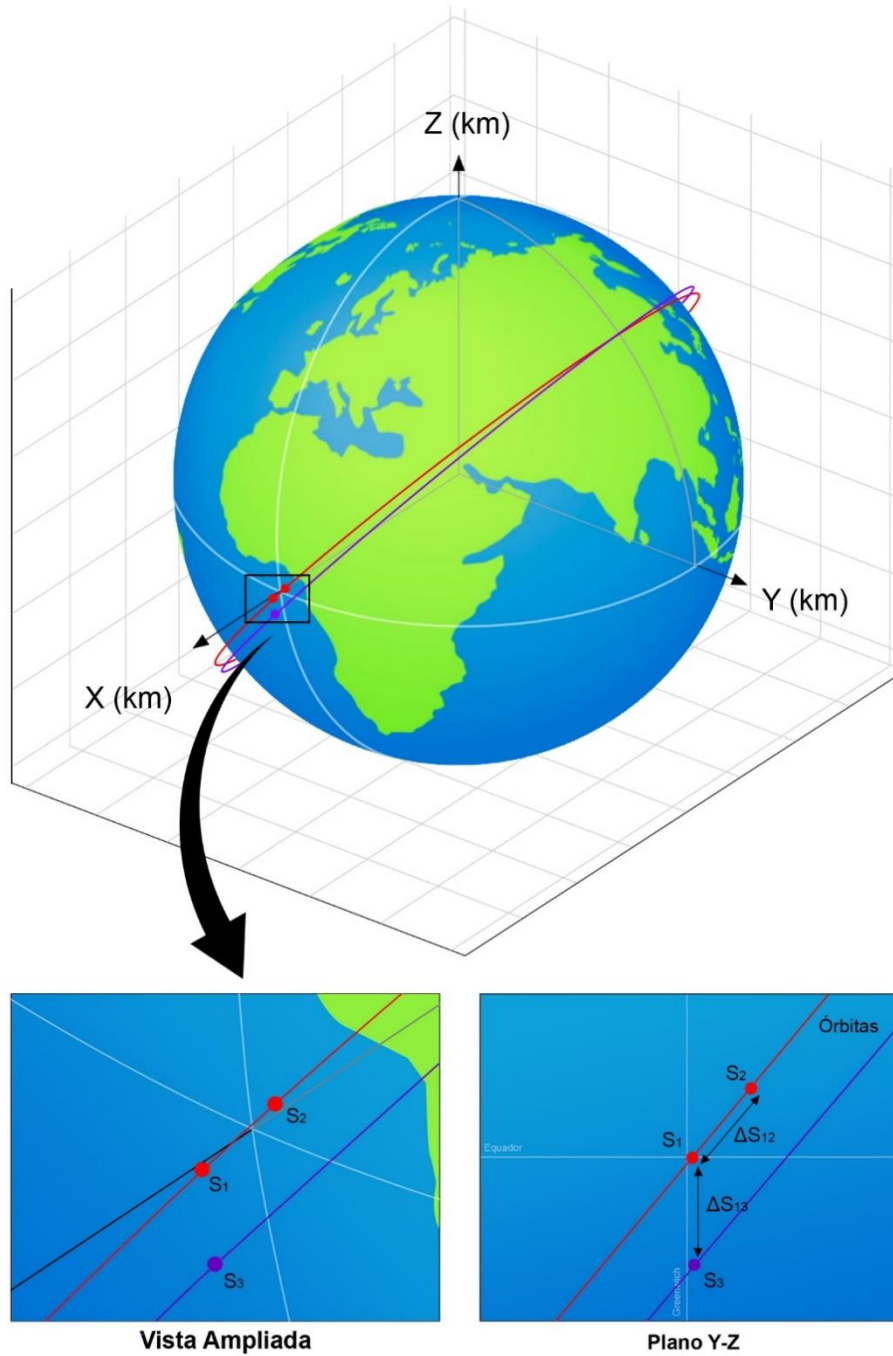
Na Figura 2.13, o sistema de coordenadas é o ECI, as órbitas dos satélites são circulares ($e = 0$ e $f = u = M$), o ângulo de argumento do perigeu para as duas órbitas é nulo ($\omega = 0^\circ$), o ângulo de ascensão reta (Ω) é nulo na órbita dos satélites coorbitais (S_1 e S_2) e não nulo na órbita do satélite não coplanar (S_3).

Para os satélites coorbitais, a distância relativa ΔS_{12} é relacionada com a defasagem no ângulo de anomalia, conforme mostra a Equação 2.54.

Para o satélite não coplanar, a distância relativa ΔS_{13} é estabelecida para um valor desejado ajustando-se o ângulo de ascensão reta da órbita não coplanar, podendo-se, ainda, defasar o ângulo de anomalia do satélite S_3 . Na Figura 2.13, por exemplo, $M_1 = 0$, $\Delta M_{12} > 0$, $\Delta M_{13} < 0$ e $\Delta \Omega_{13} > 0$.

Figura 2.13 – Topologia NCO.

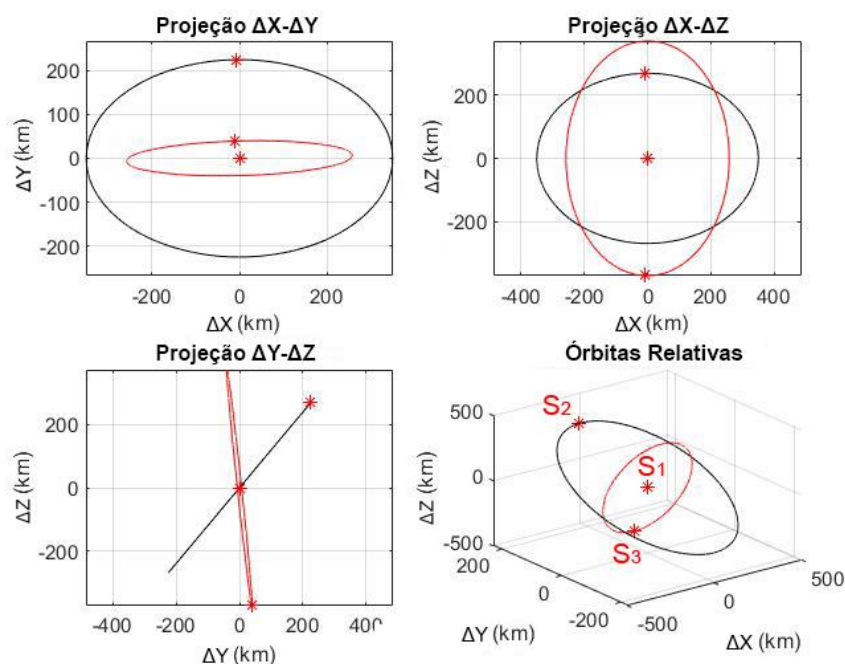
Sistema de Coordenadas Inercial (ECI)



Fonte: Produção do autor.

Para facilitar a visualização, o movimento relativo dos satélites S_2 e S_3 ao redor do satélite S_1 (conforme a Figura 2.13) é observado da mesma maneira que na topologia coorbital, ou seja, em termos das coordenadas relativas de posição no ECI. As órbitas relativas desse movimento são apresentadas na Figura 2.14.

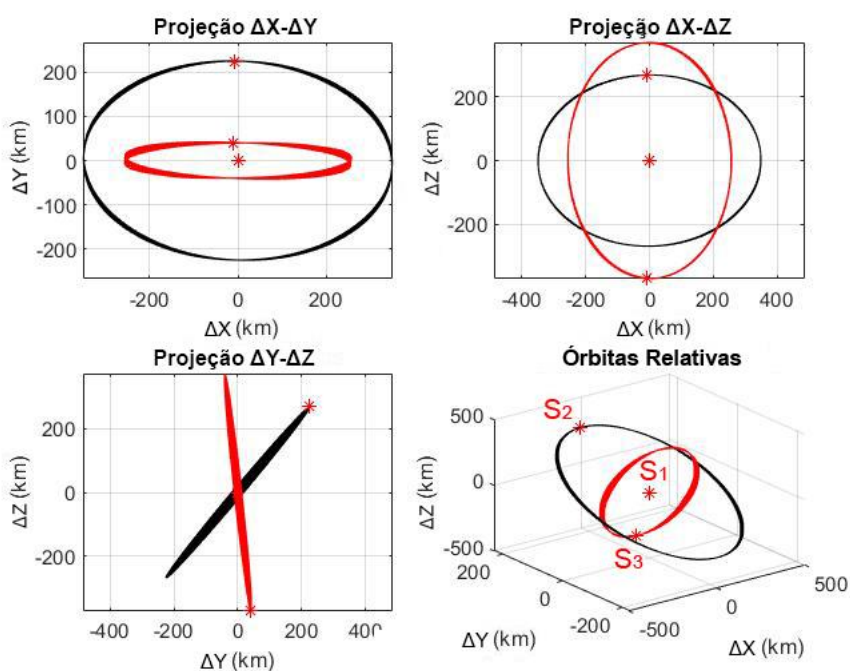
Figura 2.14 – Órbitas Relativas da Topologia NCO.



Fonte: Produção do autor.

A Figura 2.15 ilustra as derivas no movimento relativo para os 10 primeiros períodos orbitais, quando implementadas as perturbações na dinâmica.

Figura 2.15 – Órbitas Relativas Perturbadas da Topologia NCO.

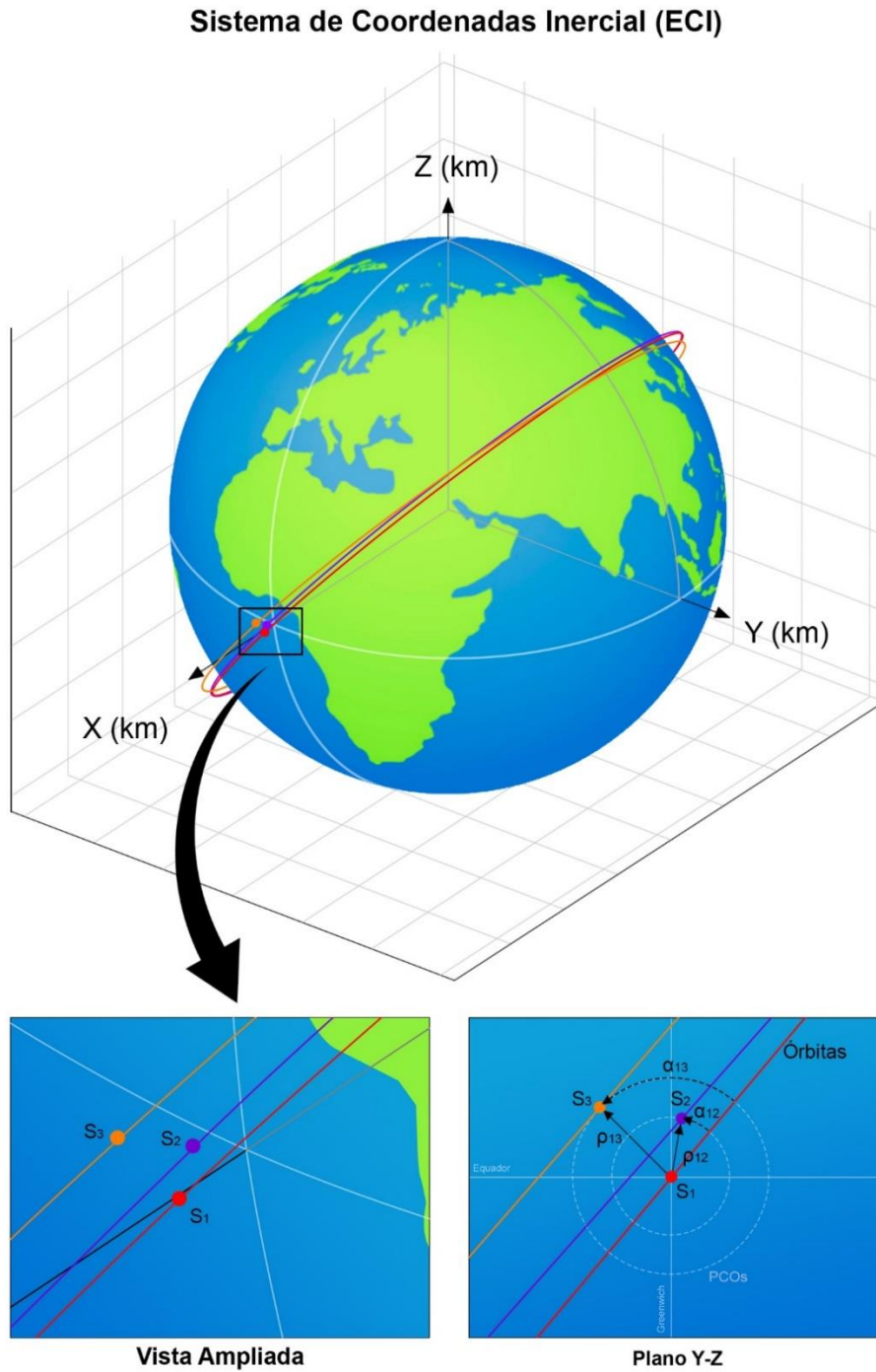


Fonte: Produção do autor.

2.4.3 Topologia PCO

A topologia PCO (*Projected Circular Orbit*), ilustrada na Figura 2.16, é aquela em que os dois satélites seguidores possuem órbitas relativas circulares em torno do satélite líder, quando essas são projetadas no plano y-z do sistema LVLH.

Figura 2.16 – Topologia PCO.

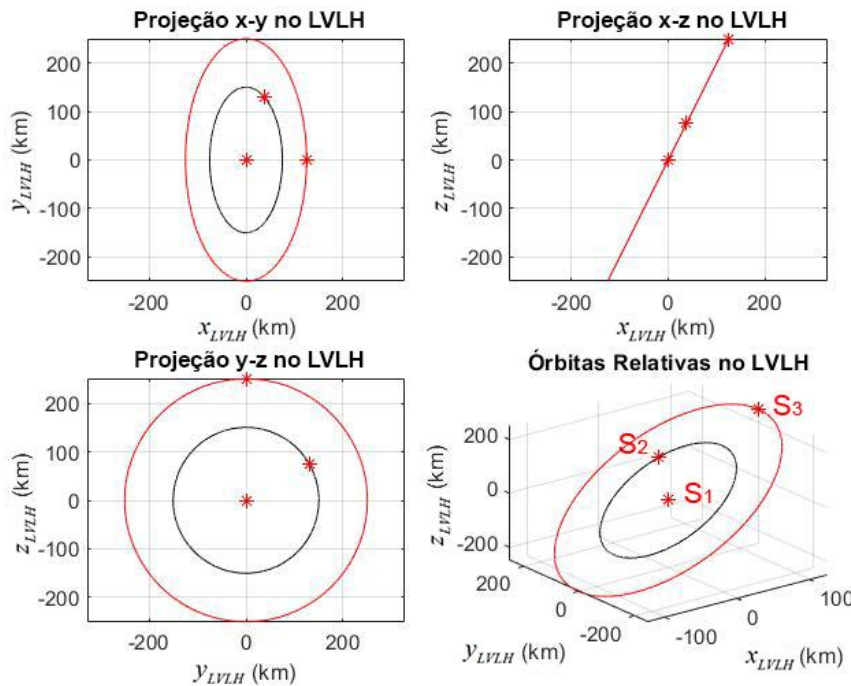


Fonte: Produção do autor.

No instante da formação apresentado na Figura 2.16, o satélite líder (S_1) possui órbita circular ($e = 0$ e $f = u = M$), ângulos de ascensão reta e de argumento do perigeu nulos ($\Omega = \omega = 0^\circ$) e anomalia média igual a zero ($M = 0$).

Dessa forma, o plano Y-Z do sistema de coordenadas ECI coincide com o plano y-z do sistema de coordenadas LVLH, porém, com os eixos rotacionados em torno de X pelo valor correspondente ao ângulo de inclinação da órbita do líder. Essa rotação é facilmente observada quando o plano Y-Z da Figura 2.16 é comparado com a projeção y-z das órbitas relativas no LVLH, apresentadas na Figura 2.17.

Figura 2.17 – Órbitas Relativas da Topologia PCO.



Fonte: Produção do autor.

Para estabelecer uma topologia PCO na formação, é necessário estudar as propriedades geométricas das equações da dinâmica relativa. Para isso, Alfriend et al. (2010) desenvolve, a partir das equações CW (Equação 2.25), um sistema que relaciona as coordenadas de posições relativas no sistema LVLH com o estado inicial relativo da formação. Reescrevendo esse sistema de equações na forma magnitude-fase, obtém-se as Equações 2.55 e 2.56 (ALFRIEND et al., 2010).

$$\begin{aligned}
x_{LVLH}(t) &= \rho_X \text{sen}(n_0 t + \alpha_X) \\
y_{LVLH}(t) &= \rho_Y + 2\rho_X \cos(n_0 t + \alpha_X) \\
z_{LVLH}(t) &= \rho_Z \text{sen}(n_0 t + \alpha_Z)
\end{aligned} \tag{2.55}$$

$$\begin{aligned}
\rho_X &= \frac{\sqrt{\dot{x}_{LVLH}^2(0) + x_{LVLH}^2(0)n_0^2}}{n_0} \\
\rho_Y &= y_{LVLH}(0) - \frac{2\dot{x}_{LVLH}(0)}{n_0} \\
\rho_Z &= \frac{\sqrt{\dot{z}_{LVLH}^2(0) + z_{LVLH}^2(0)n_0^2}}{n_0}
\end{aligned} \tag{2.56}$$

$$\alpha_X = \tan^{-1} \left(\frac{n_0 x_{LVLH}(0)}{\dot{x}_{LVLH}(0)} \right)$$

$$\alpha_Z = \tan^{-1} \left(\frac{n_0 z_{LVLH}(0)}{\dot{z}_{LVLH}(0)} \right)$$

$$\dot{y}_{LVLH}(0) = -2n_0 x_{LVLH}(0)$$

Em que $x_{LVLH}(0)$, $y_{LVLH}(0)$, $z_{LVLH}(0)$, $\dot{x}_{LVLH}(0)$, $\dot{y}_{LVLH}(0)$ e $\dot{z}_{LVLH}(0)$ são as coordenadas de posição e velocidade relativas iniciais.

Para obter a topologia PCO, deve-se estabelecer na Equação 2.56 as relações da Equação 2.57 (ALFRIEND et al., 2010).

$$\begin{aligned}
\alpha_X &= \alpha_Z \\
\rho_X &= \frac{\rho_Z}{2}
\end{aligned} \tag{2.57}$$

Para que o centro da órbita circular projetada coincida com a posição do líder (origem do sistema LVLH), deve-se considerar as relações da Equação 2.57 e assimilar as coordenadas $y_{LVLH}(t)$ e $z_{LVLH}(t)$ da Equação 2.55 à equação paramétrica de uma circunferência, de forma que $y^2(t) + z^2(t) = R_\odot^2$. Assim, é possível concluir que $\rho_Y = 0$.

Com isso, as Equações 2.58 e 2.59 apresentam, respectivamente, as coordenadas relativas de posição e as relações que definem o estado inicial de forma que se estabeleça uma topologia PCO com a órbita projetada no plano y-z centrada no satélite líder.

$$\begin{aligned}
x_{LVLH}(t) &= \rho_x \text{sen}(n_0 t + \alpha_z) \\
y_{LVLH}(t) &= \rho_z \cos(n_0 t + \alpha_z) \\
z_{LVLH}(t) &= \rho_z \text{sen}(n_0 t + \alpha_z)
\end{aligned} \tag{2.58}$$

$$\begin{aligned}
\rho_z &= 2 \frac{\sqrt{\dot{x}_{LVLH}^2(0) + x_{LVLH}^2(0) n_0^2}}{n_0} \\
\alpha_z &= \tan^{-1} \left(\frac{n_0 x_{LVLH}(0)}{\dot{x}_{LVLH}(0)} \right) = \tan^{-1} \left(\frac{n_0 z_{LVLH}(0)}{\dot{z}_{LVLH}(0)} \right) \\
\rho_x &= \frac{\rho_z}{2} \\
y_{LVLH}(0) &= \frac{2\dot{x}_{LVLH}(0)}{n_0} \\
\dot{y}_{LVLH}(0) &= -2n_0 x_{LVLH}(0)
\end{aligned} \tag{2.59}$$

Fazendo $\rho_z = \rho_{12}$ e $\alpha_z = \alpha_{12}$ nas Equações 2.58 e 2.59, obtém-se a forma final das relações geométricas da topologia PCO para um satélite líder S_1 e um satélite seguidor S_2 , conforme a Equação 2.60.

$$\begin{aligned}
x_{LVLH}(t) &= \frac{\rho_{12}}{2} \text{sen}(n_0 t + \alpha_{12}) \\
y_{LVLH}(t) &= \rho_{12} \cos(n_0 t + \alpha_{12}) \\
z_{LVLH}(t) &= \rho_{12} \text{sen}(n_0 t + \alpha_{12})
\end{aligned} \tag{2.60}$$

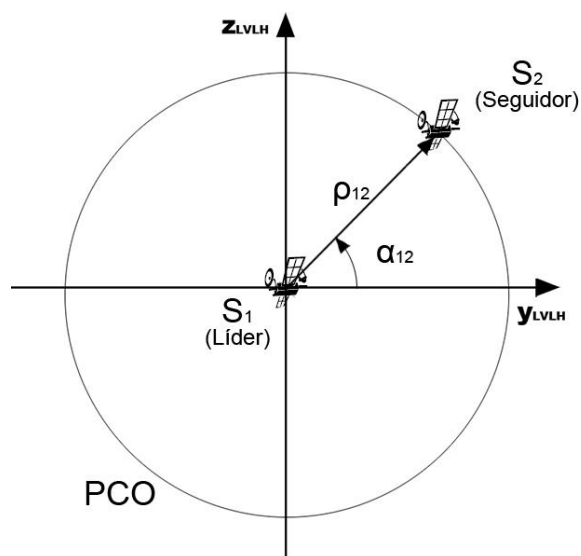
Em que:

- ρ_{12} : raio da órbita PCO;
- α_{12} : ângulo de fase inicial entre os satélites;
- n_0 : movimento médio do satélite líder.

Na prática, escolhem-se os valores do raio da órbita e do ângulo de fase inicial e, a partir deles, são definidas as coordenadas do estado inicial que estabelecem a topologia PCO na dinâmica da formação.

A Figura 2.18 apresenta a geometria da órbita PCO no plano y-z do sistema de coordenadas LVLH.

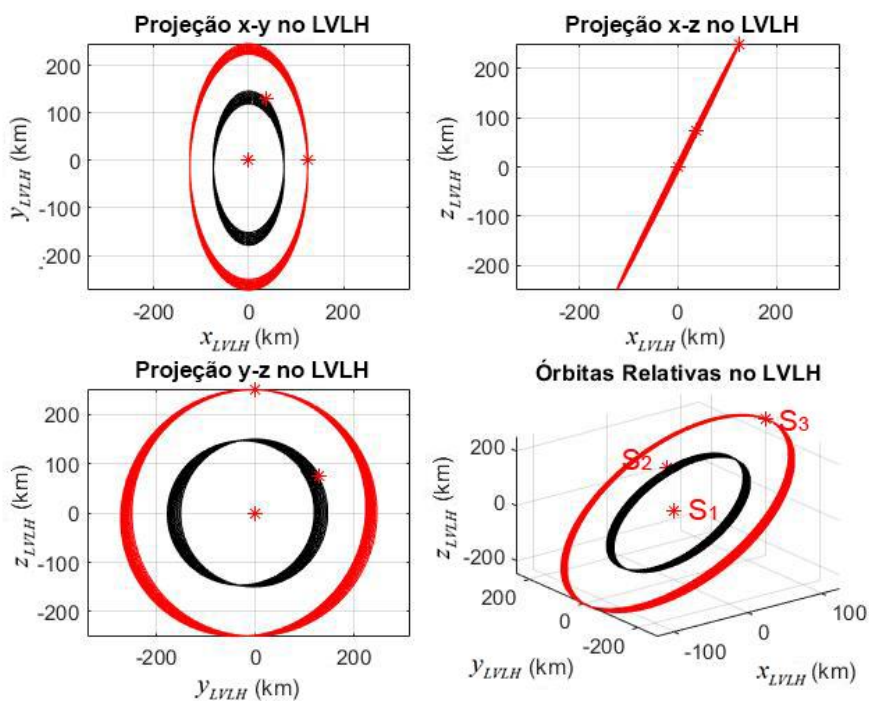
Figura 2.18 – Geometria da Órbita PCO.



Fonte: Produção do autor.

Por fim, na Figura 2.19 são apresentadas as órbitas relativas perturbadas da Figura 2.17 para os 10 primeiros períodos orbitais da formação.

Figura 2.19 – Órbitas Relativas Perturbadas da Topologia PCO.



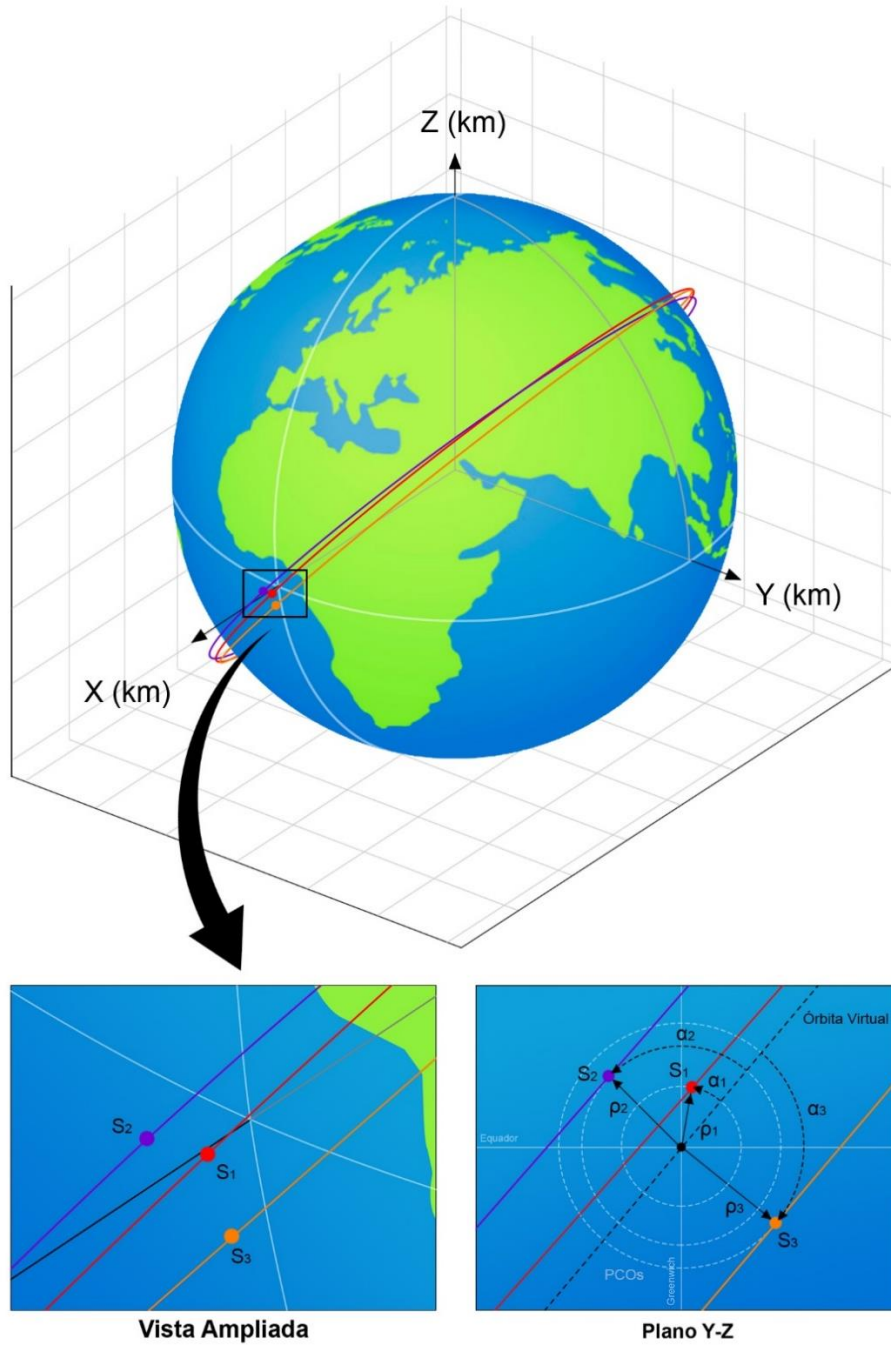
Fonte: Produção do autor.

2.4.4 Topologia NMC

A topologia NMC (*Natural Motion Circumnavigation*) da Figura 2.20 é aquela em que, no sistema de coordenadas LVLH, todos os três satélites da formação encontram-se em órbitas PCO ao redor de uma estrutura virtual (líder virtual).

Figura 2.20 – Topologia NMC.

Sistema de Coordenadas Inercial (ECI)

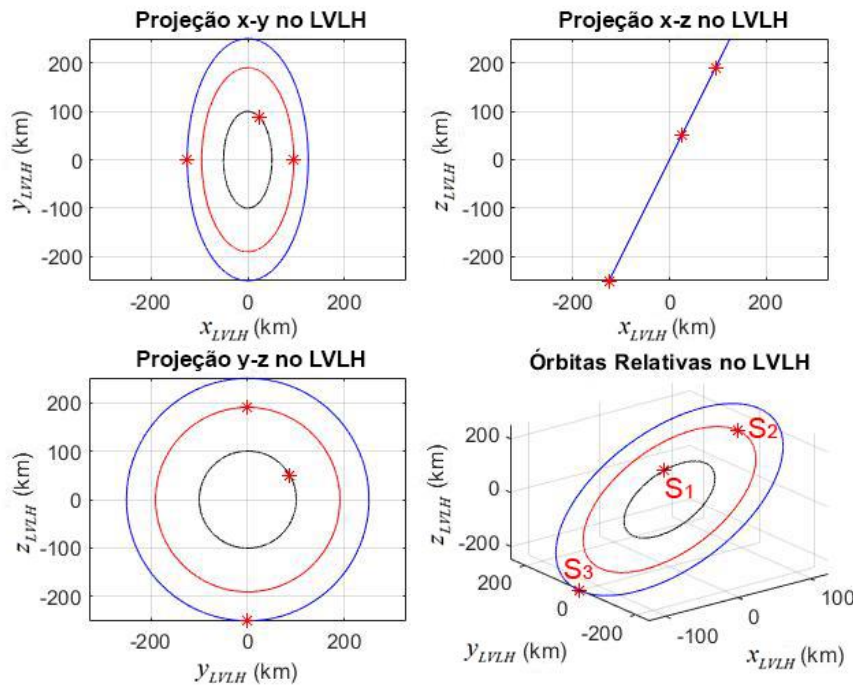


Fonte: Produção do autor.

Da mesma forma que na topologia PCO, considerou-se que no instante da formação apresentado na Figura 2.20, o satélite virtual possui uma órbita virtual circular ($e=0$ e $f=u=M$), ângulos de ascensão reta e de argumento do perigeu nulos ($\Omega = \omega = 0^\circ$) e anomalia média igual a zero ($M = 0$).

Assim, o plano Y-Z do sistema de coordenadas ECI coincide com o plano y-z do sistema de coordenadas LVLH, com os eixos rotacionados em torno de X pelo valor correspondente ao ângulo de inclinação da órbita do líder virtual. Observa-se essa rotação quando o plano Y-Z da Figura 2.20 é comparado com a projeção y-z das órbitas relativas no LVLH, apresentadas Figura 2.21.

Figura 2.21 – Órbitas Relativas da Topologia NMC.



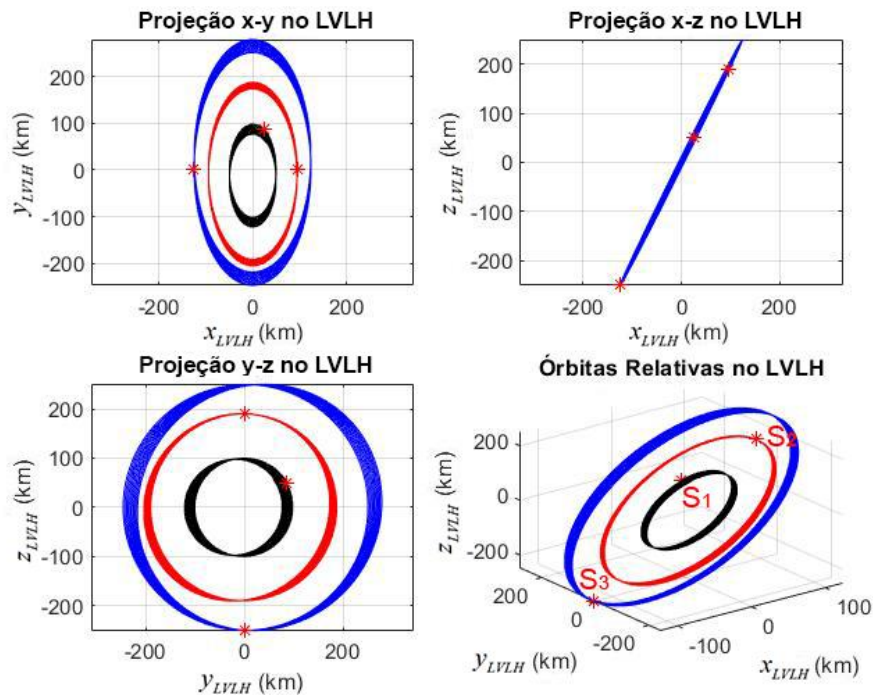
Fonte: Produção do autor.

O equacionamento na topologia NMC é idêntico ao considerado para a PCO, apenas diferindo na questão da abordagem.

Enquanto na PCO utiliza-se a abordagem líder/seguidor com o líder centrado na origem do sistema LVLH e os seguidores com órbitas relativas ao seu redor, na NMC utiliza-se a abordagem estrutura virtual, com um líder virtual centrado na origem do sistema LVLH e os satélites reais da formação com órbitas relativas ao redor desse líder.

A Figura 2.22 ilustra as órbitas relativas perturbadas para os 10 primeiros períodos orbitais da formação.

Figura 2.22 – Órbitas Relativas Perturbadas da Topologia NMC.



Fonte: Produção do autor.

2.5 Resumo do estudo das topologias

A Tabela 2.1 contém um resumo simples e objetivo do estudo das topologias de formação em voo que foram apresentadas neste capítulo.

Tabela 2.1 – Resumo do Estudo das Topologias.

Topologia	Coorbital	NCO	PCO	NMC
Abordagem de Coordenação	Rastreamento Orbital	Rastreamento Orbital	Líder/Seguidor	Estrutura Virtual
Dinâmica Perturbada da Formação	Problema dos Dois Corpos	Problema dos Dois Corpos	Dinâmica Relativa	Dinâmica Relativa

Fonte: Produção do autor.

3 GEOLOCALIZAÇÃO

Neste capítulo são apresentados os principais conceitos em torno do problema de geolocalização, o sistema de coordenadas geocêntrico, o Modelo Não-Esférico da Terra e o algoritmo de geolocalização utilizado neste estudo.

3.1 Definições na geolocalização

A geolocalização pode ser definida como o problema de localização, dentro de um intervalo de precisão desejado, de fontes espacialmente separadas na Terra que emitem energia eletromagnética na forma de sinais de radiofrequência em uma determinada largura de banda. A localização ocorre pela observação dos sinais recebidos dessas fontes por sensores espacialmente separados (PROGRI, 2011).

Essa é uma técnica muito importante e de vasta aplicação em diferentes ramos, tais como em aplicações de radar, sonar, comunicações móveis, identificação de pessoas em missões de emergência e resgate, tecnologias direcionadas à mineração e agricultura, entre outros. O Sistema de Posicionamento Global (*Global Positioning System* - GPS) foi o primeiro a evidenciar os benefícios de informações de localização precisas e confiáveis, apesar da carência na cobertura em ambientes fechados e áreas urbanas (GENTILE et al., 2013). Além disso, na presença de obstruções ou erupções solares, o sistema de GPS pode ficar indisponível, sendo necessário o emprego de algum outro sistema que o substitua.

Missões de geolocalização são compostas por no mínimo três veículos em formação para que os erros associados aos resultados permaneçam dentro de um intervalo aceitável. Na formação, os satélites encontram-se em diferentes posições e possuem velocidades distintas. Dessa forma, ocorrem pequenos atrasos de tempo na recepção (devido às distâncias relativas) e leves alterações na frequência do sinal que é recebido por cada satélite (devido ao efeito Doppler). As técnicas de geolocalização utilizam métodos que buscam explorar

esses fenômenos físicos para localizar emissores de sinais eletromagnéticos na superfície terrestre (GURFIL et al., 2012).

O método TDOA (*Time Difference of Arrival*) de geolocalização utiliza os atrasos no tempo de recepção do sinal entre ao menos três satélites para determinar as suas distâncias relativas e, conseqüentemente, a posição espacial do emissor (GURFIL et al., 2012). Para isso, cada medida de TDOA é traduzida à equação de um hiperboloide. Com a distância do emissor ao centro da Terra previamente conhecida, torna-se possível determinar sua posição espacial. A Equação 3.1 representa a relação existente entre as distâncias relativas e as medidas de TDOA (HO; CHAN, 1997).

$$\Delta S_{i1} \equiv v_E d_{i1} = S_i - S_1, \quad i = 2,3 \quad (3.1)$$

Em que:

- ΔS_{i1} são as distâncias relativas;
- v_E é a velocidade de propagação do sinal do emissor;
- d_{i1} são as medidas de TDOA.

O método FDOA (*Frequency Difference of Arrival*) de geolocalização utiliza as frequências do sinal recebidas juntamente com a velocidade e posições relativas entre os satélites da formação para calcular a localização do emissor, fazendo uso, para isso, do efeito *Doppler* (GURFIL et al., 2012).

No método, as frequências, medidas de FDOA e velocidades relativas são relacionadas conforme a Equação 3.2 (YALU et al., 2015).

$$\Delta V_{i1} \equiv \frac{v_E}{f_E} \dot{d}_{i1} = \dot{V}_i - \dot{V}_1, \quad i = 2,3 \quad (3.2)$$

Em que:

- ΔV_{i1} são as velocidades relativas;
- v_E é a velocidade de propagação do sinal do emissor;
- f_E é a frequência do sinal do emissor;

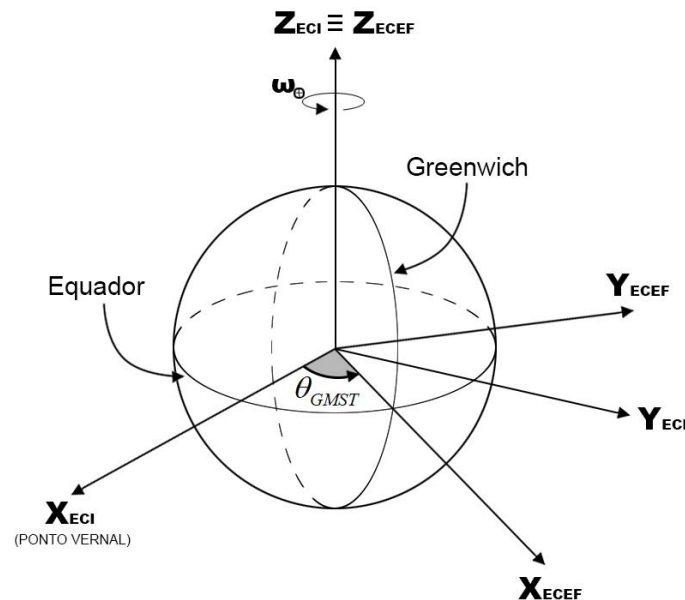
- $\dot{d}_{i,1}$ são as medidas de FDOA.

Algumas técnicas utilizam, ainda, outros métodos que exploram fenômenos físicos distintos para localizar a fonte emissora, enquanto outras combinam métodos para aumentar a precisão do processo de geolocalização.

3.2 Sistema de coordenadas geocêntrico (*earth-centered-earth-fixed – ECEF*)

Em um problema de geolocalização, a formação de satélites busca localizar um emissor na superfície do planeta, que está em constante movimento de rotação. Logo, torna-se necessário implementar um sistema de coordenadas que leve em consideração o movimento de rotação da Terra. Esse novo sistema de coordenadas é denominado sistema geocêntrico ou ECEF (*Earth-Centered-Earth-Fixed*), ilustrado na Figura 3.1.

Figura 3.1 – Sistema de Coordenadas ECEF.



Fonte: Produção do autor.

Nesse sistema, o eixo Z coincide com o eixo Z do sistema inercial, o eixo X aponta para o cruzamento da linha do equador com o meridiano de *Greenwich*, move-se com velocidade angular correspondente à velocidade de rotação do

planeta e apresenta um ângulo relativo ao ponto vernal conhecido como “ângulo ou tempo sideral médio de *Greenwich*” (*Greenwich Mean Sideral Time* – GMST). O eixo Y completa o sistema dextrogiro.

Para determinar a posição de um objeto no planeta, comumente utiliza-se o sistema de coordenadas geográficas, definido pelos ângulos de latitude (ϕ) e longitude (λ).

O ângulo de latitude varia de -90° a 90° com relação à linha do equador ($\phi = 0^\circ$) em direção aos hemisférios norte (variação positiva) e sul (variação negativa).

O ângulo de longitude varia de -180° a 180° com relação ao meridiano de *Greenwich* ($\lambda = 0^\circ$) em direção aos hemisférios leste (variação positiva) e oeste (variação negativa).

O ângulo sideral médio de *Greenwich* (θ_{GMST}) pode ser determinado para um instante qualquer a partir da Equação 3.3 (KUGA et al., 2012).

$$\begin{aligned}\theta_{GMST} &= \theta_{GMST}^0 + \Delta t \omega_{\oplus} \\ \theta_{GMST}^0 &= 99,6909833^\circ + 36000,7689^\circ S_J + 0,00038708^\circ S_J^2 \\ S_J &= \frac{D_J - 2415020}{36525} \\ \omega_{\oplus} &= 15,0410682 \frac{^\circ}{s} = 360,985647 \frac{^\circ}{\text{dia}}\end{aligned}\tag{3.3}$$

Em que:

- θ_{GMST}^0 : é o ângulo sideral médio de *Greenwich* às 00h00 do dia considerado;
- Δt : é o horário no meridiano de *Greenwich* para o dia e instante considerados;
- D_J : é a data Juliana para o dia considerado (deve-se consultar alguma tabela ou *website* para converter o dia considerado para a data Juliana correspondente);
- S_J : é o século Juliano para a data Juliana considerada;
- ω_{\oplus} : é a velocidade de rotação da Terra.

3.3 Conversão entre os sistemas ECI e ECEF

Outra importante conversão de coordenadas, especialmente no problema de geolocalização, ocorre entre os sistemas ECI e ECEF, apresentado na Equação 3.4 (KUGA et al., 2012).

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{ECEF} &= \mathbf{R}(\theta_{GMST}) \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{ECI} \\ \begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{Y} \\ \dot{Z} \end{bmatrix}_{ECEF} &= \mathbf{R}(\theta_{GMST}) \begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{Y} \\ \dot{Z} \end{bmatrix}_{ECI} \end{aligned} \quad (3.4)$$

Em que $\mathbf{R}(\theta_{GMST})$ é a matriz de rotação do sistema, apresentada na Equação 3.5 (KUGA et al., 2012).

$$\mathbf{R}(\theta_{GMST}) = \begin{bmatrix} \cos(\theta_{GMST}) & \text{sen}(\theta_{GMST}) & 0 \\ -\text{sen}(\theta_{GMST}) & \cos(\theta_{GMST}) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

3.4 Modelo não-esférico da Terra

Uma das perturbações consideradas no problema da dinâmica da formação em voo deste estudo é devido à assimetria de distribuição de massa da Terra, que é modelada por coeficientes ou harmônicos. O coeficiente de maior influência nessa consideração é o J_2 , que modela o achatamento dos polos do planeta.

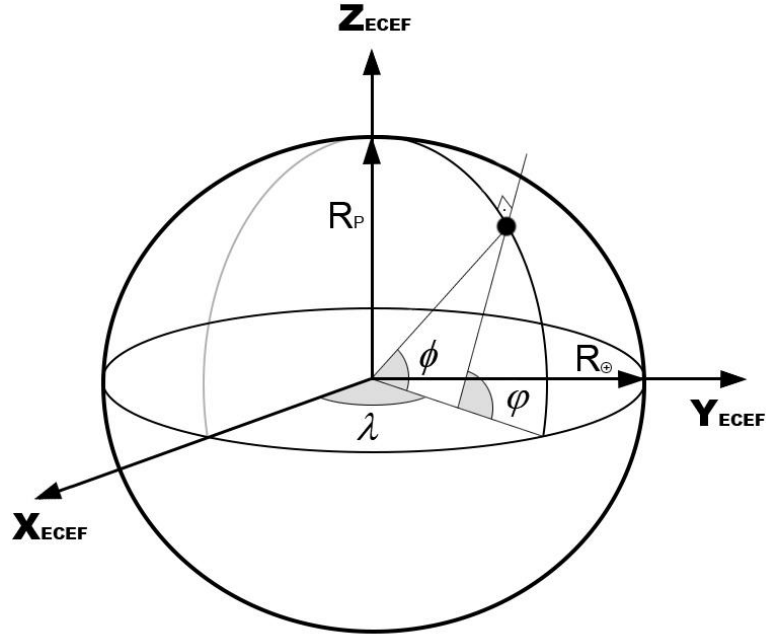
Dessa forma, no problema de localização de um emissor na superfície da Terra, deve-se considerar para o equacionamento um modelo que leve em conta esse achatamento, de forma que se avalie a distância real do emissor ao centro do planeta (origem do sistema de coordenadas).

Ho e Chan (1997) apresentam um modelo não-esférico para a Terra (Figura 3.2) que considera uma nova latitude, denominada latitude geodésica, que caracteriza, junto com a longitude, a localização de um objeto na superfície do

planeta. A Equação 3.6 define a relação entre latitude geodésica (ϕ) e a latitude geocêntrica (ϕ) (HO; CHAN, 1997).

$$\phi = \tan^{-1} \left(\frac{\tan(\phi)}{1 - e_{geod}} \right), \quad e_{geod} = 0,0818191908426214957 \quad (3.6)$$

Figura 3.2 – Modelo Não-Esférico da Terra.



Fonte: Adaptado de Ho e Chan (1997).

Na Figura 3.2, R_p é o raio polar da Terra para o modelo não-esférico, relacionado com o raio equatorial pela Equação 3.7 (HO; CHAN, 1997).

$$R_p = R_{\oplus} \sqrt{1 - e_{geod}^2} \quad (3.7)$$

Por fim, as coordenadas no sistema geocêntrico para um objeto em qualquer lugar da superfície do planeta, considerando o modelo não-esférico, são apresentadas na Equação 3.8 (HO; CHAN, 1997).

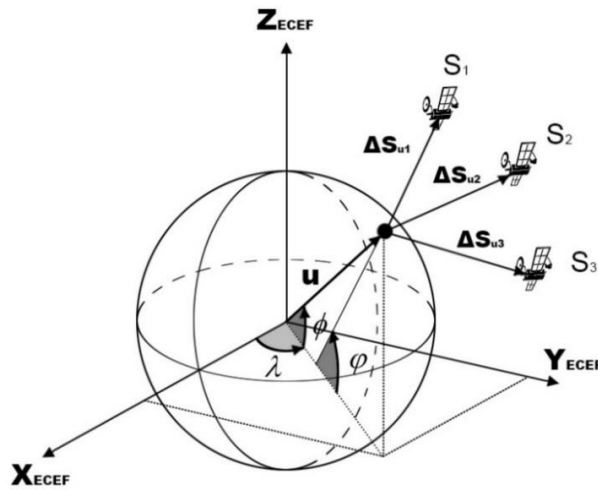
$$\begin{aligned} X_{ECEF} &= \gamma \cos(\phi) \cos(\lambda) \\ Y_{ECEF} &= \gamma \cos(\phi) \sin(\lambda) \\ Z_{ECEF} &= (1 - e_{geod}^2) \gamma \sin(\phi) \end{aligned} \quad (3.8)$$

$$\gamma = \frac{R_{\oplus}}{\sqrt{1 - e_{geod}^2 \sin^2(\phi)}}$$

3.5 Algoritmo de geolocalização

O algoritmo de geolocalização utilizado neste estudo é apresentado e detalhado em Yalu et al. (2015). O algoritmo utiliza medidas combinadas de TDOA e FDOA com as posições e velocidades dos três satélites da formação no sistema de coordenadas ECEF. Além disso, assume-se um conhecimento prévio sobre a localização aproximada do emissor fixo na superfície do planeta, e adota-se o modelo não-esférico da Terra. O problema de geolocalização descrito é ilustrado na Figura 3.3.

Figura 3.3 – Problema de Geolocalização.



Fonte: Produção do autor.

Para aproximar o problema de uma condição mais próxima da realidade, o algoritmo considera que as medidas de TDOA e FDOA, as posições e velocidades dos satélites contêm ruídos de medição. Esses ruídos são modelados como gaussianos, ou seja, apresentam média zero e variância σ^2 .

Para determinar o vetor posição (\mathbf{u}) da fonte emissora que se deseja localizar, o algoritmo minimiza a Equação 3.9 (YALU et al., 2015) de forma a encontrar o vetor solução $\boldsymbol{\theta}$, que representa a atualização da posição estimada inicialmente para o emissor. Essa estimativa inicial para a posição do emissor é necessária para implementação do algoritmo, como será apresentado a seguir.

$$\min_{\boldsymbol{\theta} \in R^3} \|\mathbf{B}\boldsymbol{\theta} - \mathbf{g}\|^2 \quad (3.9)$$

sujeito a: $\boldsymbol{\theta}^T \mathbf{D}\boldsymbol{\theta} + 2\mathbf{d}^T \mathbf{D}\boldsymbol{\theta} = h_r$

Em que:

- $\mathbf{B} = \mathbf{C} \frac{\partial \mathbf{m}}{\partial \mathbf{u}_{\mathbf{u}=\hat{\mathbf{u}}}}$;
- $\mathbf{g} = \mathbf{C}(\mathbf{m} - \hat{\mathbf{m}})$;
- $\mathbf{D} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & d_{33} \end{bmatrix}$;
- $d_{33} = \frac{1}{1 - e_{geod}}$;
- $\mathbf{d} = \hat{\mathbf{u}}$;
- $h_T = R_{\oplus}^2 - \hat{\mathbf{u}}^T \mathbf{D} \hat{\mathbf{u}}$.

O vetor \mathbf{m} é formado pelas posições e velocidades relativas entre os satélites da formação, na presença do ruído gaussiano, conforme apresentado na Equação 3.10 (YALU et al., 2015). Esses valores relativos são obtidos a partir das medidas de TDOA e FDOA, conforme mostram as Equações 3.1 e 3.2, considerando-se os ruídos de medição.

$$\begin{aligned} \mathbf{m} &= [\Delta S_{12} \quad \Delta S_{13} \quad \Delta V_{12} \quad \Delta V_{13}]^T \\ \Delta S_{li} &= v_E (d_{li}^0 + d_{li}^G), \quad i = 2,3 \\ \Delta V_{li} &= \frac{v_E}{f_E} (\dot{d}_{li}^0 + \dot{d}_{li}^G), \quad i = 2,3 \end{aligned} \quad (3.10)$$

Em que d_{li}^0 , \dot{d}_{li}^0 , d_{li}^G e \dot{d}_{li}^G são, respectivamente, as parcelas exatas e as parcelas com o ruído gaussiano das medidas de TDOA e FDOA.

A matriz \mathbf{C} é obtida a partir da decomposição de *Cholesky* da matriz de covariância \mathbf{W} , definidas na Equação 3.11.

$$\begin{aligned} \mathbf{W}^{-1} &= \mathbf{C}^T \mathbf{C} \\ \mathbf{W} &= \mathbf{Q}_m + \frac{\partial \mathbf{m}}{\partial \boldsymbol{\chi}} \mathbf{Q}_\chi \left(\frac{\partial \mathbf{m}}{\partial \boldsymbol{\chi}} \right)^T \end{aligned} \quad (3.11)$$

Em que o vetor χ contém as posições e velocidades dos satélites da formação na presença dos ruídos gaussianos, conforme a Equação 3.12 (YALU et al., 2015).

$$\begin{aligned}\chi &= [\mathbf{S}_1 \ \mathbf{S}_2 \ \mathbf{S}_3 \ \mathbf{V}_1 \ \mathbf{V}_2 \ \mathbf{V}_3]^T \\ \mathbf{S}_i &= \mathbf{S}_i^0 + \mathbf{S}_i^G, \quad i=1,2,3 \\ \mathbf{V}_i &= \mathbf{V}_i^0 + \mathbf{V}_i^G, \quad i=1,2,3\end{aligned}\quad (3.12)$$

Em que \mathbf{S}_i^0 , \mathbf{V}_i^0 , \mathbf{S}_i^G e \mathbf{V}_i^G são, respectivamente, as parcelas exatas e as parcelas com o ruído gaussiano das posições e velocidades dos satélites.

As matrizes \mathbf{Q}_m e \mathbf{Q}_χ são, respectivamente, as matrizes de covariância dos vetores \mathbf{m} e χ , conforme mostra a Equação 3.13 (YALU et al., 2015).

$$\begin{aligned}\mathbf{Q}_m &= \begin{bmatrix} (v_E \sigma_{TDOA})^2 \mathbf{Q} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \left(\frac{v_E}{f_E} \sigma_{FDOA}\right)^2 \mathbf{Q} \end{bmatrix} \\ \mathbf{Q}_\chi &= \begin{bmatrix} \sigma_S^2 \mathbf{I} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \sigma_V^2 \mathbf{I} \end{bmatrix}\end{aligned}\quad (3.13)$$

Em que:

- σ_{TDOA} : é o desvio padrão das medidas de TDOA;
- σ_{FDOA} : é o desvio padrão das medidas de FDOA;
- σ_S : é o desvio padrão das medidas de posição;
- σ_V : é o desvio padrão das medidas de velocidade;
- $\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} 1 & 0,5 \\ 0,5 & 1 \end{bmatrix}$;
- $\mathbf{0}$: é a matriz de zeros que completa a matriz;
- \mathbf{I} : é a matriz identidade 9x9.

As matrizes de derivadas parciais de \mathbf{m} com relação a χ e \mathbf{u} são apresentadas na Equação 3.14 (LI et al., 2014).

$$\begin{aligned}
\frac{\partial \mathbf{m}}{\partial \mathbf{u}} &= \begin{bmatrix} \mathbf{C}_1 \\ \mathbf{C}_2 \end{bmatrix} \mathbf{E} \\
\frac{\partial \mathbf{m}}{\partial \boldsymbol{\chi}} &= \begin{bmatrix} -\mathbf{C}_1 & \mathbf{0} \\ -\mathbf{C}_2 & -\mathbf{C}_1 \end{bmatrix} \\
\mathbf{C}_1 &= \begin{bmatrix} -\mathbf{a}_1^T & \mathbf{a}_2^T & \mathbf{0} \\ -\mathbf{a}_1^T & \mathbf{0} & \mathbf{a}_3^T \end{bmatrix} \\
\mathbf{C}_2 &= \begin{bmatrix} -\mathbf{b}_1^T & \mathbf{b}_2^T & \mathbf{0} \\ -\mathbf{b}_1^T & \mathbf{0} & \mathbf{b}_3^T \end{bmatrix} \\
\mathbf{E} &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}^T
\end{aligned} \tag{3.14}$$

Em que:

- $\mathbf{a}_i = \frac{(\mathbf{u} - \mathbf{S}_i)}{\Delta S_{ui}}$, $i = 1, 2, 3$;
- $\mathbf{b}_i = -\frac{\mathbf{V}_i}{\Delta S_{ui}} - \frac{\Delta V_{ui}}{\Delta S_{ui}^2} (\mathbf{u} - \mathbf{S}_i)$, $i = 1, 2, 3$;
- $\Delta S_{ui} = \|\mathbf{u} - \mathbf{S}_i\|$, $i = 1, 2, 3$;
- $\Delta V_{ui} = -\mathbf{V}_i^T \frac{(\mathbf{u} - \mathbf{S}_i)}{\Delta S_{ui}}$, $i = 1, 2, 3$;
- $\mathbf{0}$: é a matriz de zeros que completa a matriz.

Ainda das definições da Equação 3.9, tem-se que o vetor $\hat{\mathbf{m}}$ é estabelecido conforme a Equação 3.15 (YALU et al., 2015).

$$\begin{aligned}
\hat{\mathbf{m}} &= \tilde{\mathbf{m}} - (\mathbf{u} - \hat{\mathbf{u}}) \frac{\partial \mathbf{m}}{\partial \mathbf{u}_{\mathbf{u}=\hat{\mathbf{u}}}} \\
\tilde{\mathbf{m}} &= \mathbf{m} + \frac{\partial \mathbf{m}}{\partial \boldsymbol{\chi}} \Delta \boldsymbol{\chi} \\
\Delta \boldsymbol{\chi} &= [\mathbf{S}_1^G \quad \mathbf{S}_2^G \quad \mathbf{S}_3^G \quad \mathbf{V}_1^G \quad \mathbf{V}_2^G \quad \mathbf{V}_3^G]^T
\end{aligned} \tag{3.15}$$

Para solucionar a Equação 3.9, é necessário obter o vetor solução $\boldsymbol{\theta}$. Para facilitar a obtenção de $\boldsymbol{\theta}$, Yalu et al. (2015) tornam o processo de geolocalização iterativo, implementando as condições apresentadas nas Equações 3.16 a 3.17.

$$(\mathbf{B}^T \mathbf{B} + \lambda_{GEO} \mathbf{D}) \hat{\boldsymbol{\theta}} = \mathbf{B}^T \mathbf{g} - \lambda_{GEO} \mathbf{D} \mathbf{d} \quad (3.16)$$

$$\hat{\boldsymbol{\theta}}^T \mathbf{D} \hat{\boldsymbol{\theta}} + 2\mathbf{d}^T \mathbf{D} \hat{\boldsymbol{\theta}} = h_T \quad (3.17)$$

$$\mathbf{B}^T \mathbf{B} + \lambda_{GEO} \mathbf{D} \geq \mathbf{0} \quad (3.18)$$

Em que λ_{GEO} é o multiplicador de Lagrange que torna a matriz $\mathbf{B}^T \mathbf{B} + \lambda_{GEO} \mathbf{D}$ positiva semidefinida e $\hat{\boldsymbol{\theta}}$ é o vetor solução em cada iteração.

Isolando-se $\hat{\boldsymbol{\theta}}$ na Equação 3.16, obtém-se a Equação 3.19 (YALU et al., 2015).

$$\hat{\boldsymbol{\theta}}(\lambda_{GEO}) = (\mathbf{B}^T \mathbf{B} + \lambda_{GEO} \mathbf{D})^{-1} (\mathbf{B}^T \mathbf{g} - \lambda_{GEO} \mathbf{D} \mathbf{d}) \quad (3.19)$$

Substituindo a Equação 3.19 na Equação 3.17, obtém-se a função $\Psi(\lambda_{GEO})$ dada pela Equação 3.20 (YALU et al., 2015).

$$\Psi(\lambda_{GEO}) = \hat{\boldsymbol{\theta}}^T(\lambda_{GEO}) \mathbf{D} \hat{\boldsymbol{\theta}}(\lambda_{GEO}) + 2\mathbf{d}^T \mathbf{D} \hat{\boldsymbol{\theta}}(\lambda_{GEO}) - h_T \quad (3.20)$$

Da Equação 3.18, é possível obter o maior multiplicador generalizado de Lagrange (λ_{GEO}^*). Considerando-se, agora, o intervalo definido na Equação 3.21 (YALU et al., 2015), é possível definir a solução global de $\hat{\boldsymbol{\theta}}$ na iteração.

$$I_B = \left(-\frac{1}{\lambda_{GEO}^*}, +\infty \right) \quad (3.21)$$

Para definir a solução global de $\hat{\boldsymbol{\theta}}$ na iteração, aplica-se o método da bissecção na Equação 3.20, considerando o intervalo I_B da Equação 3.21. O valor obtido para λ_{GEO} é colocado na Equação 3.19, que, por fim, define o valor de $\hat{\boldsymbol{\theta}}$.

Na solução iterativa, inicia-se o algoritmo com um vetor posição aproximado para o emissor (estimativa inicial) e a cada iteração encontra-se um novo valor para o vetor solução $\hat{\boldsymbol{\theta}}$. Assim, o vetor posição do emissor é atualizado a cada nova iteração, conforme a Equação 3.22 (YALU et al., 2015).

$$\mathbf{u} = \hat{\mathbf{u}} + \hat{\boldsymbol{\theta}} \quad (3.22)$$

O vetor $\hat{\mathbf{u}}$ é o vetor posição do emissor antes da iteração. No início do algoritmo, $\hat{\mathbf{u}}$ é o vetor posição aproximado para o emissor.

Para encerrar o processo de geolocalização, $\hat{\theta}$ deve igualar-se a um vetor nulo ou tornar-se inferior a um vetor de referência estabelecido. Isso indica que a posição do emissor não é mais atualizada a cada nova iteração e, portanto, atingiu o valor ótimo no algoritmo.

Yalu et al. (2015) mostram, ainda, que a covariância do processo de geolocalização definido pelo algoritmo alcança o Limite Inferior de *Cramér-Rao* (*Cramér-Rao Lower Bound* – CRLB), que é a matriz de covariâncias que contém a menor variância possível alcançada por um estimador não viciado.

Para o algoritmo apresentado, a matriz CRLB é definida na Equação 3.23 (YALU et al., 2015).

$$\begin{aligned}
 \Gamma_{CRLB}(\mathbf{u}) &= \mathbf{J}^{-1} - \mathbf{J}^{-1} \mathbf{F} \left(\mathbf{F}^T \mathbf{J}^{-1} \mathbf{F} \right)^{-1} \mathbf{F}^T \mathbf{J}^{-1} \\
 \mathbf{J} &= \mathbf{X}_J - \mathbf{Y}_J \mathbf{Z}_J^{-1} \mathbf{Y}_J^T \\
 \mathbf{X}_J &= \left(\frac{\partial \mathbf{m}}{\partial \mathbf{u}} \right)^T \mathbf{Q}_m^{-1} \frac{\partial \mathbf{m}}{\partial \mathbf{u}} \\
 \mathbf{Y}_J &= \left(\frac{\partial \mathbf{m}}{\partial \mathbf{u}} \right)^T \mathbf{Q}_m^{-1} \frac{\partial \mathbf{m}}{\partial \chi} \\
 \mathbf{Z}_J &= \mathbf{Q}_\chi^{-1} + \left(\frac{\partial \mathbf{m}}{\partial \chi} \right)^T \mathbf{Q}_m^{-1} \frac{\partial \mathbf{m}}{\partial \chi} \\
 \mathbf{F} &= \frac{\mathbf{u}}{\|\mathbf{u}\|}
 \end{aligned} \tag{3.23}$$

Em que \mathbf{u} é o vetor posição obtido ao final do processo iterativo do algoritmo.

A matriz $\Gamma_{CRLB}(\mathbf{u})$ é uma matriz 3x3, cuja diagonal principal contém as variâncias σ^2 das coordenadas do vetor \mathbf{u} .

4 RESULTADOS

Neste capítulo, são apresentados os resultados das simulações para cada uma das quatro topologias consideradas no estudo, bem como os comentários e algumas considerações em torno dos dados, tabelas, figuras e gráficos que foram obtidos.

Todas as simulações foram feitas no *software* Matlab considerando-se uma formação em voo de três *CubeSats* 12U idênticos e um passo de integração de 1 segundo. A Tabela 4.1 contém as características adotadas para os *CubeSats* nas simulações.

Tabela 4.1 – Características dos *CubeSats* da Formação.

Configuração	12U
Massa	15,78 kg
Medidas	24x24x36 cm
Área de Arrasto	864 cm ²

Fonte: Chen (2018).

Além disso, considera-se em todas as simulações um coeficiente de arrasto igual a 2,2. Esse valor é uma aproximação comumente utilizada há anos em estudos de arrasto envolvendo pequenos satélites (MEHTA et al., 2014). Para simulações que exigem resultados com elevada precisão, deve-se considerar um método matemático para modelar esse coeficiente, como, por exemplo, o Método de Superfícies de Resposta (MEHTA et al., 2014).

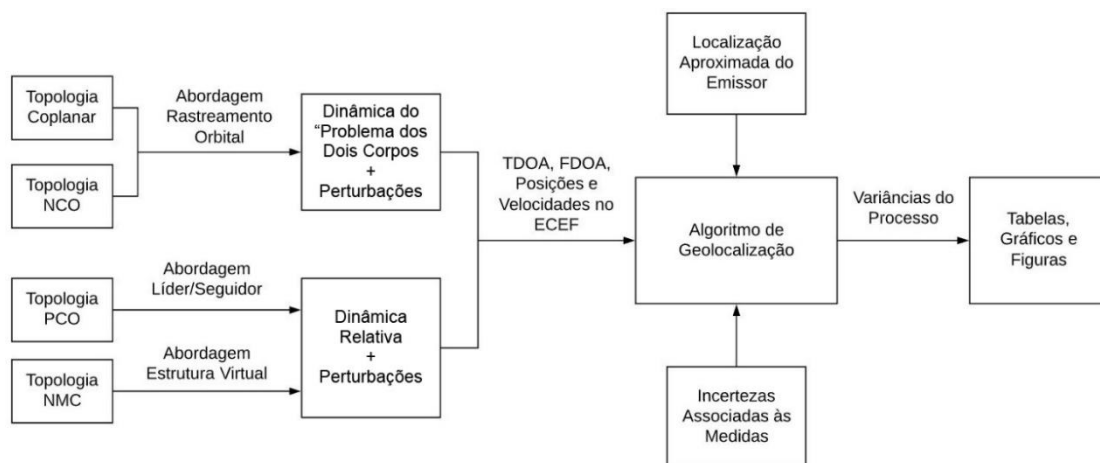
Nos modelos dinâmicos das simulações, considera-se as perturbações devido à assimetria de distribuição de massa da Terra e ao arrasto diferencial. Na geolocalização, consideram-se as incertezas associadas às medidas de TDOA, FDOA, posições e velocidades dos satélites da formação. Essas incertezas são modeladas como ruídos gaussianos de média zero e variância σ^2 . Os desvios padrão considerados para cada medida são os mesmos utilizados em trabalhos

similares a este estudo, ou seja, $\sigma_{TDOA} = 0,1 \mu\text{s}$, $\sigma_{FDOA} = 20 \text{ Hz}$, $\sigma_S = 10 \text{ m}$ e $\sigma_V = 0,05 \text{ m/s}$. Para o emissor, $v_E = 3 \times 10^5 \text{ km/s}$ e $f_E = 14 \text{ GHz}$.

Nas simulações, a fonte emissora está na superfície terrestre e localizada na cidade de São José dos Campos, interior do Estado de São Paulo. Dessa forma, suas coordenadas aproximadas de latitude e longitude geocêntrica são, respectivamente, $-23,178889^\circ$ e $-45,886944^\circ$. Além disso, é considerado o modelo não-esférico da Terra, de forma que a distância da fonte emissora ao centro do planeta seja mais próxima do real.

De forma mais detalhada, a Figura 4.1 mostra o fluxograma que ilustra a metodologia apresentada na Figura 1.1, desde a definição das topologias até a obtenção dos resultados apresentados neste capítulo.

Figura 4.1 – Fluxograma do Estudo.



Fonte: Produção do autor.

4.1 Topologia coorbital

No estudo da topologia coorbital, avaliou-se a precisão da geolocalização quando variadas as distâncias relativas entre os satélites (ΔS_{12} e ΔS_{13}), a altitude e a inclinação da órbita.

As distâncias iniciais foram variadas de 0,1 km a 250 km, a altitude de 300 km a 800km e a inclinação de 40° a 60° .

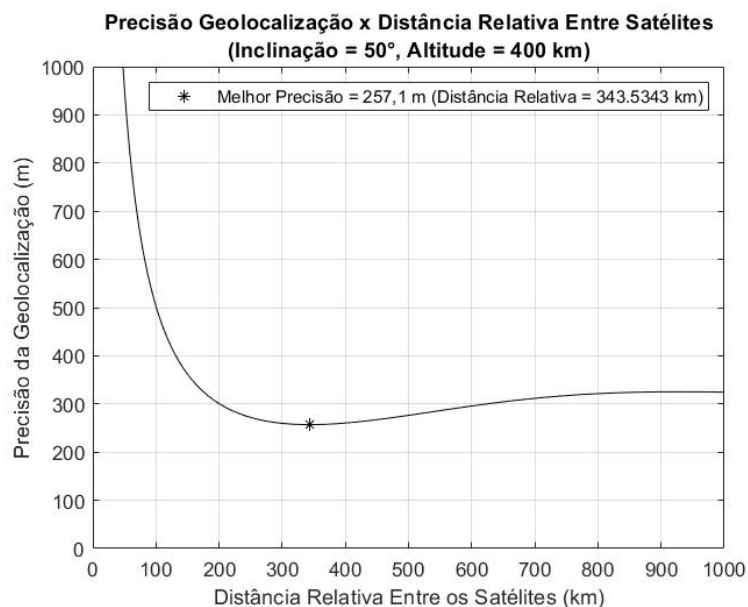
Considerou-se para a órbita da formação que $e = 0$, $\Omega = 0$ e $\omega = 0$. Inicialmente, o satélite S_1 (conforme a Figura 2.10) apresenta $M = 0$. As anomalias dos satélites S_2 e S_3 (conforme a Figura 2.10) são estabelecidas de acordo com a Equação 2.54. As Tabelas A.1 a A.5 do Apêndice A contém as precisões de geolocalização alcançadas para as diferentes situações consideradas.

Por análise direta das tabelas do Apêndice A, é possível concluir para a topologia coorbital, a partir dos casos estudados, que:

- A precisão de geolocalização é melhor quanto mais espaçados estão os satélites entre si;
- Não há significativa melhora ou piora na precisão de geolocalização com a variação da inclinação da órbita dos satélites;
- A precisão de geolocalização é melhor para altitudes mais baixas.

De forma a avaliar a primeira observação, de que a precisão é melhor quanto mais espaçados estão os satélites entre si, considerou-se um caso específico. Nesse caso considerado, a inclinação da órbita é de 50° e a altitude é de 400 km. Fez-se $\Delta S_{12} = \Delta S_{13}$ e variou-se essas distâncias iniciais de 0,1 km a 1000 km. Os resultados obtidos estão apresentados no gráfico da Figura 4.2.

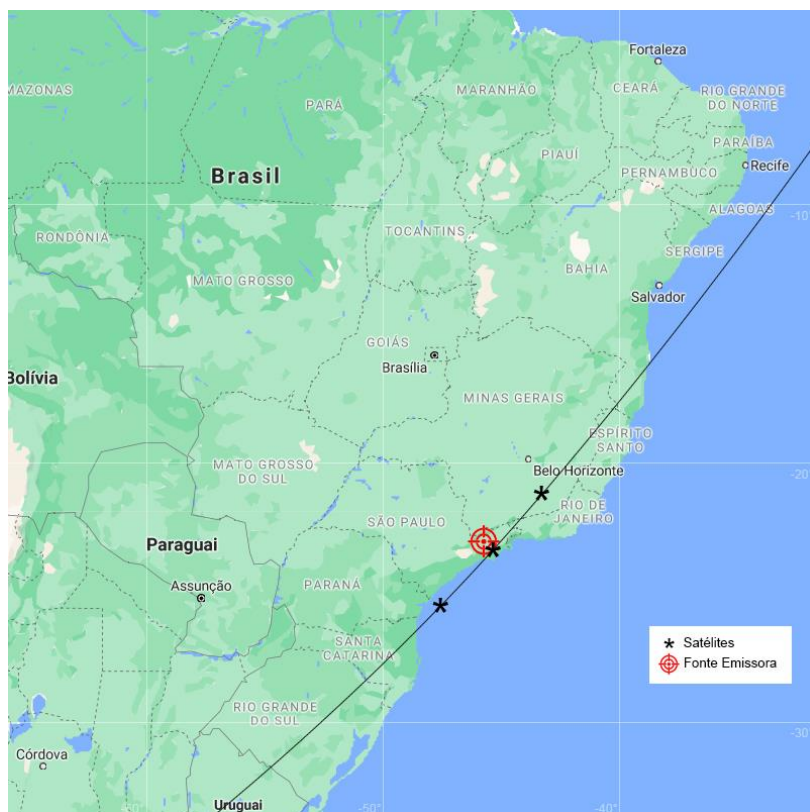
Figura 4.2 – Precisão de Geolocalização Versus ΔS na Topologia Coorbital.



Fonte: Produção do autor.

A partir da Figura 4.2, conclui-se que a precisão de geolocalização melhora até o ponto em que os satélites possuem distância relativa inicial entre si de 343,5 km. Para essa distância relativa, a precisão é de 257,1 m. Nesse instante de geolocalização, os satélites da formação estão dispostos conforme ilustrado na Figura 4.3.

Figura 4.3 – Instante de Geolocalização Para a Topologia Coorbital.



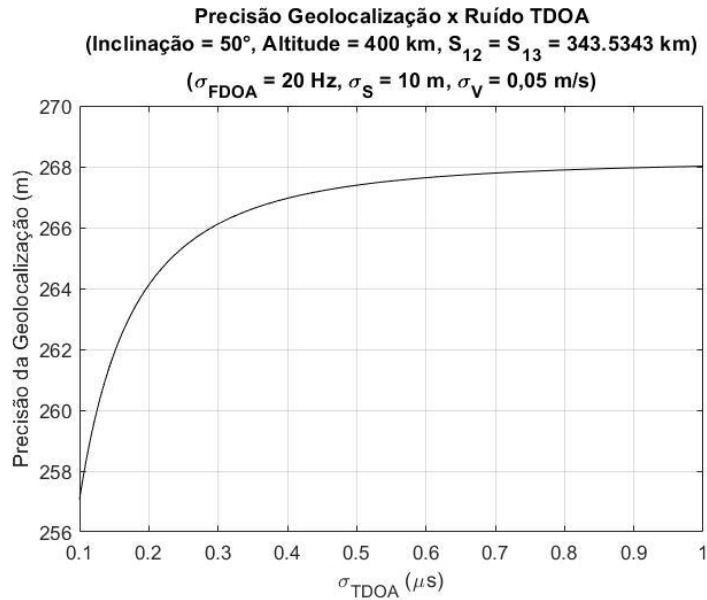
Fonte: Produção do autor.

Além das variações nas distâncias e elementos orbitais, avaliou-se como é impactada a precisão para diferentes incertezas (ruídos) nas medidas de TDOA e FDOA. As Figuras 4.4 e 4.5 ilustram os resultados obtidos com essa análise.

Na Figura 4.4, variou-se o desvio padrão relacionado à medida TDOA de 0,1 a 1 μs e foram mantidos os demais desvios. Na Figura 4.5, variou-se o desvio padrão relacionado à medida FDOA de 10 a 40 Hz e foram mantidos os demais desvios. Por análise e comparação direta entre os dois gráficos, é possível concluir que variações nas incertezas das medidas de TDOA causam um

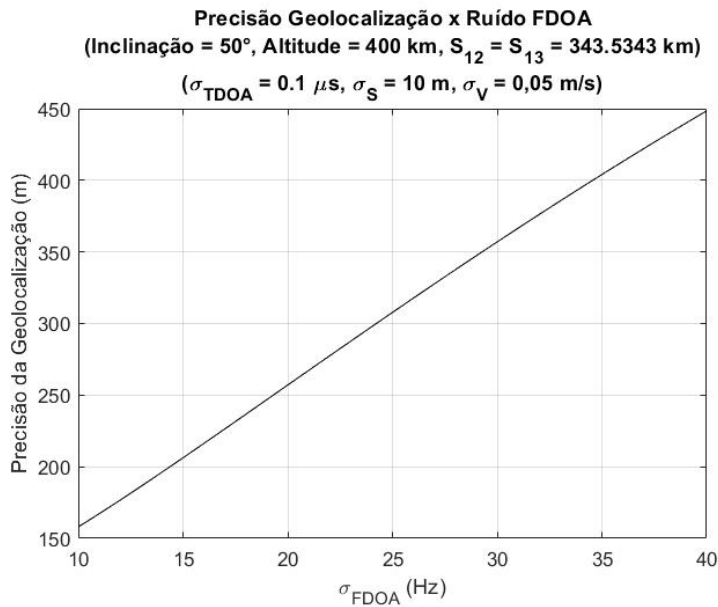
impacto significativamente menor na precisão de geolocalização que as variações nas incertezas das medidas de FDOA.

Figura 4.4 – Precisão de Geolocalização Versus σ_{TDOA} na Topologia Coorbital.



Fonte: Produção do autor.

Figura 4.5 – Precisão de Geolocalização Versus σ_{FDOA} na Topologia Coorbital.



Fonte: Produção do autor.

4.2 Topologia NCO

No estudo da topologia NCO, avaliou-se a precisão da geolocalização quando variadas a distância relativa inicial entre os satélites coorbitais (ΔS_{12}), a distância relativa inicial do satélite não coplanar com relação ao satélite S_1 (conforme a Figura 2.13) (ΔS_{13}), a altitude e a inclinação das órbitas.

Novamente, as distâncias iniciais foram variadas de 0,1 km a 250 km, a altitude de 300 km a 800 km e a inclinação de 40° a 60°. Considerou-se para a órbita dos satélites coorbitais que $e = 0$, $\Omega = 0$ e $\omega = 0$. Inicialmente, o satélite S_1 apresenta $M = 0$. A anomalia do satélite S_2 (conforme a Figura 2.13) é estabelecida de acordo com a Equação 2.54.

Para estabelecer cada uma das distâncias relativas iniciais ΔS_{13} consideradas, é necessário variar minimamente o ângulo de ascensão reta do nodo ascendente da órbita do satélite não coplanar (S_3). O método utilizado nas simulações da topologia NCO deste estudo ajusta o ângulo de ascensão reta e a anomalia média do satélite não coplanar conforme a distância relativa desejada e está descrito no Apêndice E. Com isso, ao considerar as distâncias relativas iniciais de 0,1 km a 250 km, têm-se que Ω_3 foi variado de 0,000845° até 2,1450°.

As Tabelas B.1 a B.5 do Apêndice B contém as precisões de geolocalização alcançadas para essas diferentes situações consideradas.

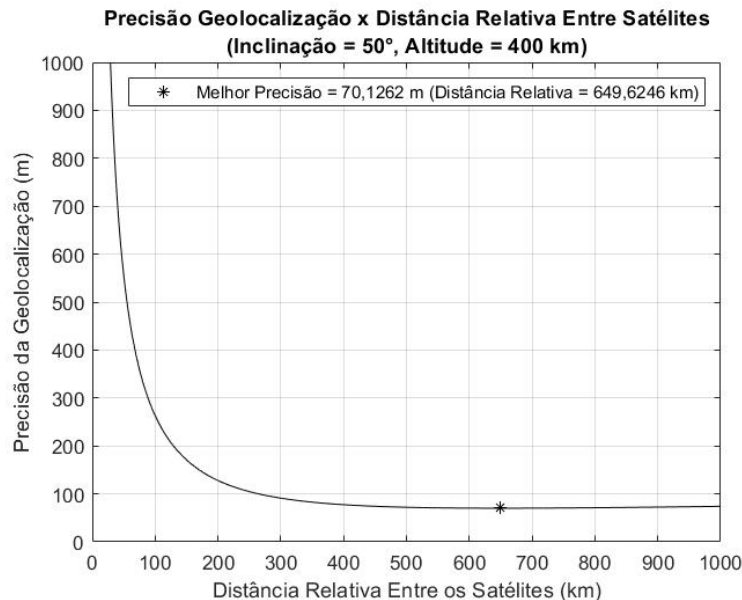
Por análise direta das tabelas do Apêndice B, é possível concluir para a topologia NCO, a partir dos casos estudados, que:

- A precisão de geolocalização é melhor quanto mais espaçados estão os satélites entre si;
- Não há acentuada melhora ou piora na precisão de geolocalização com a variação da inclinação da órbita dos satélites;
- A precisão de geolocalização é melhor para altitudes mais baixas;

- A precisão de geolocalização é significativamente melhor que na topologia coorbital, comparando-se os casos com as mesmas configurações de altitude, inclinação e distâncias relativas iniciais.

Novamente, de forma a avaliar a observação de que a precisão é melhor quanto mais espaçados estão os satélites entre si, considerou-se o mesmo caso específico da topologia coorbital. Ou seja, a inclinação das órbitas é de 50° e as altitudes são de 400 km. Fez-se $\Delta S_{12} = \Delta S_{13}$ e variou-se essas distâncias de 0,1 km a 1000 km. Para isso, foi necessário variar o ângulo de ascensão reta até $\Omega_3 = 8,4606^\circ$ de forma a estabelecer essas diferentes distâncias relativas iniciais. Os resultados obtidos estão apresentados no gráfico da Figura 4.6.

Figura 4.6 – Precisão de Geolocalização *Versus* ΔS na Topologia NCO.



Fonte: Produção do autor.

A partir da Figura 4.6, conclui-se que a precisão de geolocalização melhora até o ponto em que os satélites possuem distância relativa inicial entre si de 649,6 km. Para essa distância relativa, a precisão é de 70,1262 m e $\Omega_3 = 5,4933^\circ$.

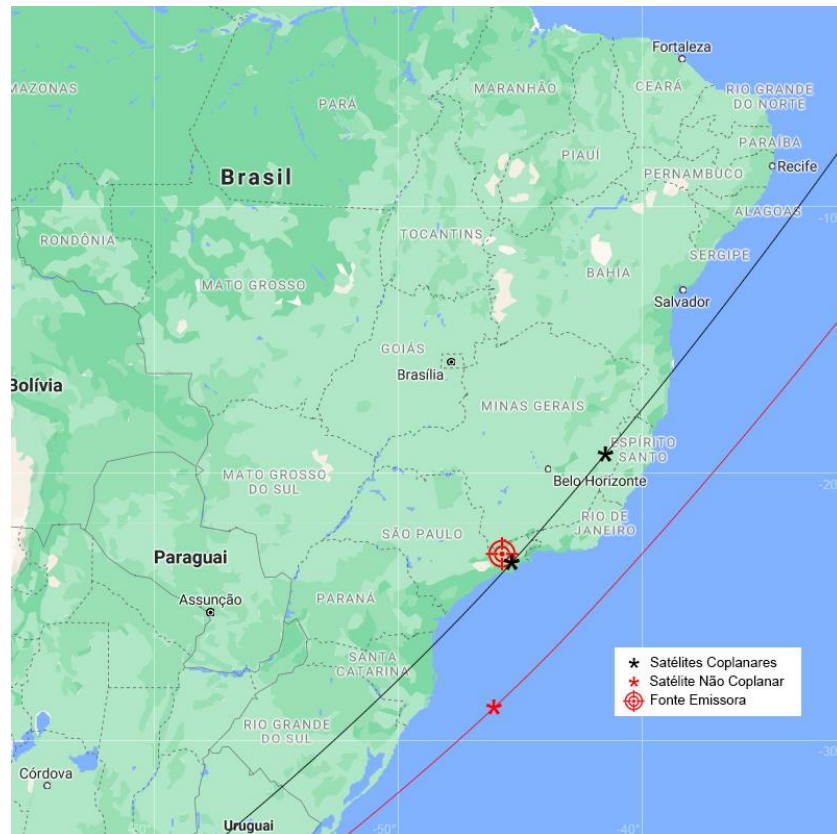
Para distâncias relativas superiores a 649,6 km, a precisão é ligeiramente inferior, porém, muito próxima do melhor valor alcançado.

Para comparação com a topologia coorbital, quando a distância relativa inicial entre os satélites é de 343,5 km ($\Omega_3 = 2,9042^\circ$) na topologia NCO, a precisão

gira em torno de 80 m, valor significativamente melhor que os 257,1 m alcançados anteriormente na formação coorbital.

No instante de geolocalização considerado, em que $\Delta S_{12} = \Delta S_{13} = 649,6$ km, os satélites da formação estão dispostos conforme a Figura 4.7.

Figura 4.7 – Instante de Geolocalização Para a Topologia NCO (Caso 1).



Fonte: Produção do autor.

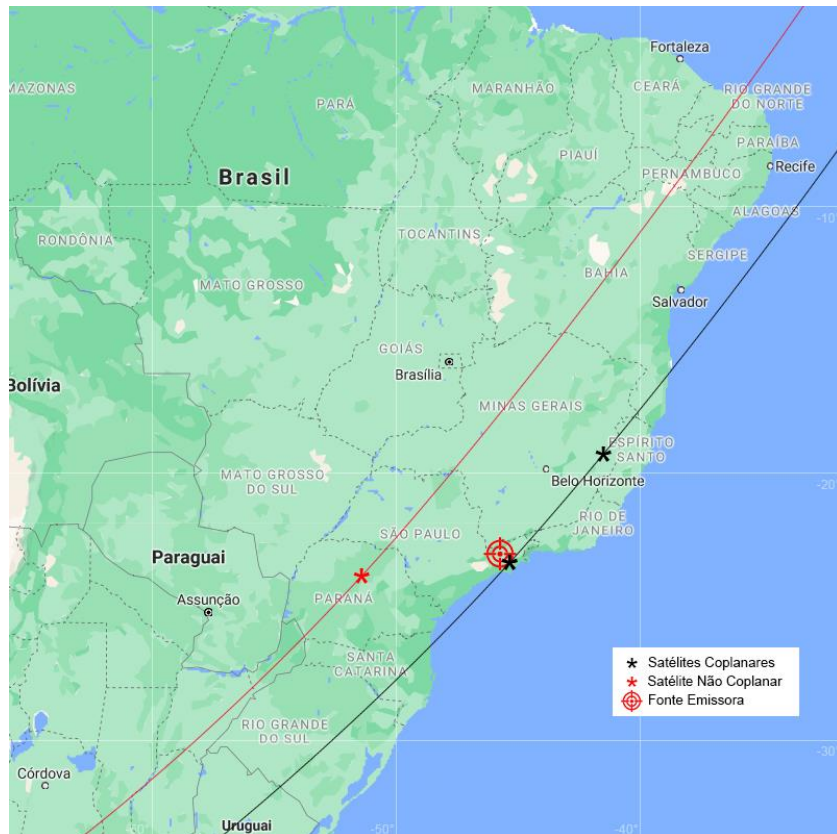
Na topologia NCO, o movimento do satélite não coplanar oscila com relação à órbita dos satélites coorbitais. Dessa forma, em metade do período orbital o satélite não coplanar permanece abaixo dos satélites coorbitais (Figura 4.7) e na outra metade permanece acima (Figura 4.8).

No caso ilustrado pela Figura 4.8, a precisão de geolocalização obtida é de 64,1146 m. Esse valor é ligeiramente melhor, porém, muito próximo do obtido no caso ilustrado pela Figura 4.7.

Observa-se, também, que para uma pequena variação no ângulo de ascensão reta, a precisão da topologia NCO se aproxima dos valores da topologia

coorbital. Esse caso é ilustrado na Figura 4.9, cuja precisão de geolocalização é de 304,7741 m ($\Omega_3 = 0,000845^\circ$), valor muito próximo da topologia coorbital quando se observa o gráfico da Figura 4.2 para $\Delta S = 649,6$ km.

Figura 4.8 – Instante de Geolocalização Para a Topologia NCO (Caso 2).

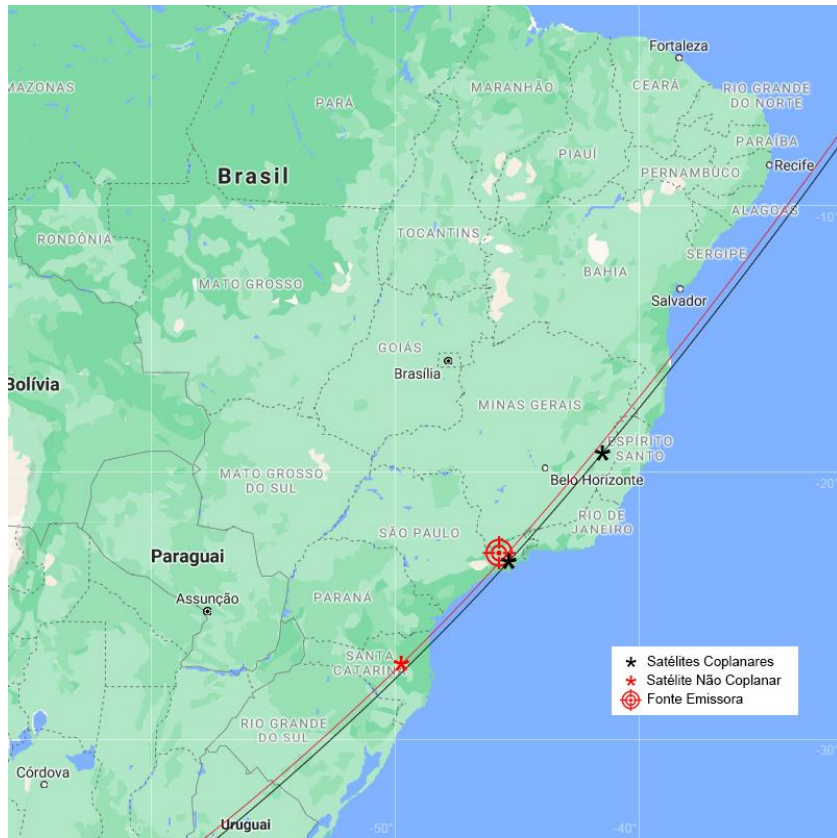


Fonte: Produção do autor.

Além das variações nas distâncias e elementos orbitais, avaliou-se como é impactada a precisão para diferentes incertezas (ruídos) nas medidas de TDOA e FDOA. A forma de avaliação é igual à utilizada na topologia coorbital e o caso considerado é o referente à Figura 4.7. As Figuras 4.10 e 4.11 ilustram os resultados obtidos a partir dessa análise.

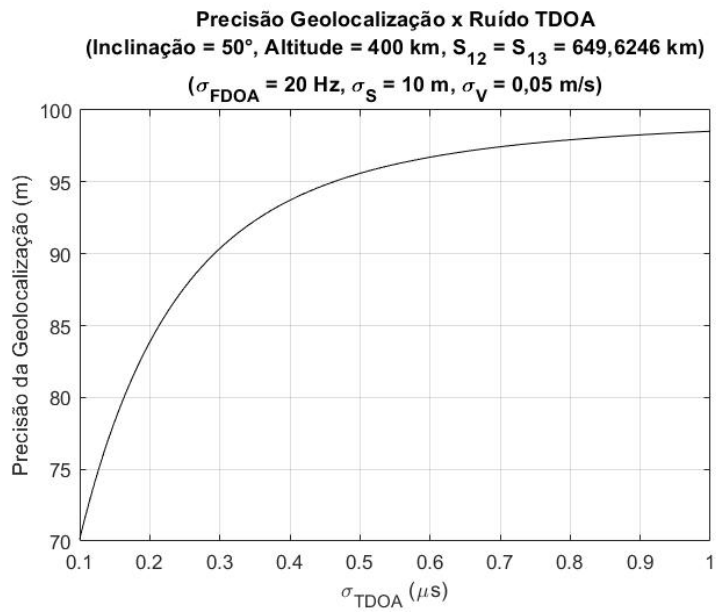
Por análise e comparação direta entre os dois gráficos, é possível concluir que variações nas incertezas das medidas de TDOA causam um impacto relativamente menor na precisão de geolocalização que as variações nas incertezas das medidas de FDOA.

Figura 4.9 – Instante de Geolocalização Para a Topologia NCO (Caso 3).



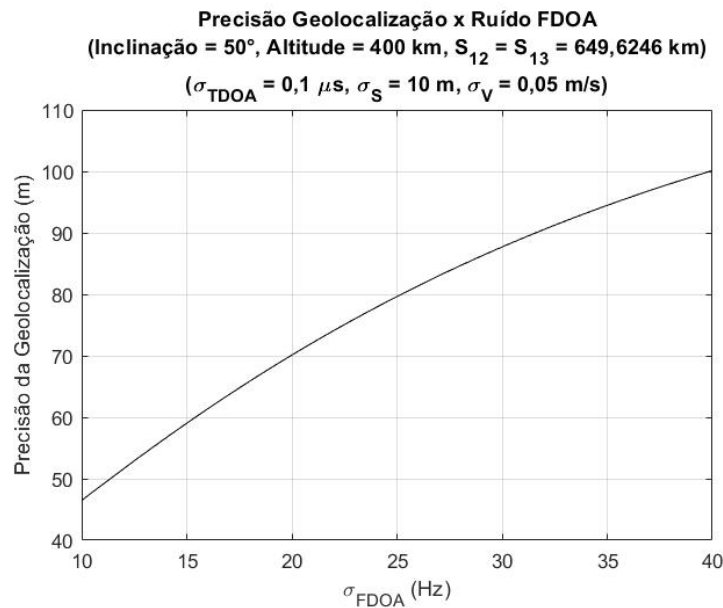
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.10 – Precisão de Geolocalização Versus σ_{TDOA} na Topologia NCO.



Fonte: Produção do autor.

Figura 4.11 – Precisão de Geolocalização Versus σ_{FDOA} na Topologia NCO.



Fonte: Produção do autor.

Na topologia NCO, as incertezas nas medidas de TDOA impactam a precisão de forma mais acentuada que no caso coorbital. Já as incertezas nas medidas de FDOA causam um impacto relativamente menor na precisão quando comparado com o caso coorbital.

4.3 Topologia PCO

No estudo da topologia PCO, avaliou-se a precisão da geolocalização quando variados os raios das órbitas PCO (ρ_{12} e ρ_{13}), a altitude e a inclinação da órbita circular do satélite líder S_1 (conforme a Figura 2.16).

Os raios das PCO foram variados entre 0,1 km e 250 km, de forma que as distâncias relativas entre os seguidores e o líder sejam equivalentes a não mais que 3,75 % da distância do líder ao centro da Terra (raio da órbita circular). Isso permite que a dinâmica linear seja implementada na formação sem grandes problemas. As altitudes da órbita do líder foram variadas de 300 km a 800km e a inclinação de 40° a 60°.

Considerou-se para a órbita do líder que $e = 0$, $\Omega = 0$ e $\omega = 0$. Inicialmente, o líder apresenta $M = 0$. O satélite seguidor S_2 (conforme a Figura 2.16) possui ângulo de fase inicial $\alpha_{12} = 0^\circ$ e o satélite seguidor S_3 (conforme a Figura 2.16) possui ângulo de fase inicial $\alpha_{13} = 90^\circ$

As Tabelas C.1 a C.5 do Apêndice C contém as precisões de geolocalização alcançadas para as diferentes situações consideradas.

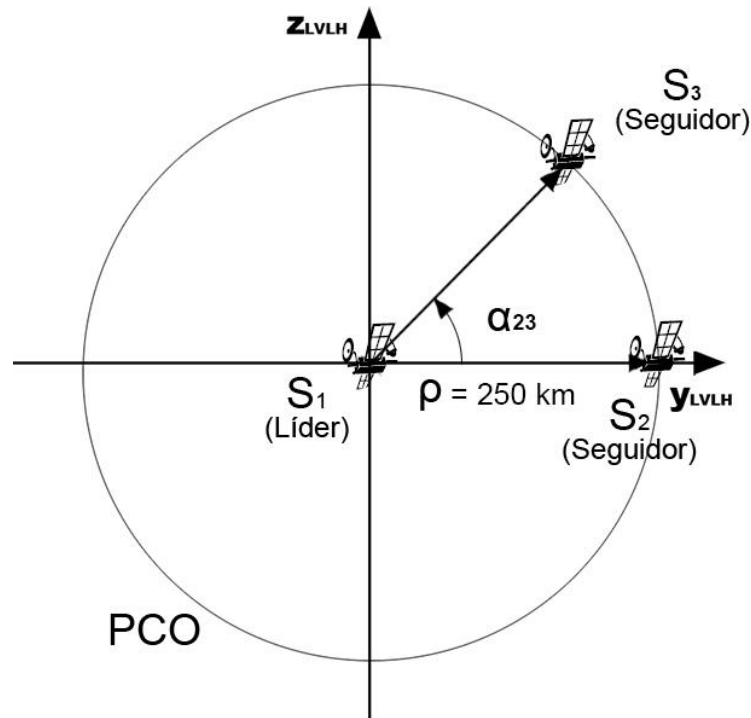
Por análise direta das tabelas do Apêndice C, é possível concluir para a topologia PCO, a partir dos casos estudados, que:

- A precisão de geolocalização é melhor quanto maiores os raios das órbitas PCO (maior distância relativa entre os satélites);
- Não há acentuada melhora ou piora na precisão de geolocalização com a variação da inclinação da órbita dos satélites;
- A precisão de geolocalização é melhor para altitudes mais baixas;
- A precisão de geolocalização é significativamente melhor que nas topologias coorbital e NCO, comparando-se os casos com as mesmas configurações de altitude, inclinação e distâncias relativas entre os satélites.

Como as distâncias relativas entre líder e seguidores (raios das órbitas PCO) são limitadas para garantir a validade da dinâmica relativa linear, cabe avaliar se a precisão de geolocalização é impactada por variações no ângulo de fase entre os satélites.

Para isso, escolheu-se o caso em que a altitude e inclinação da órbita do líder são, respectivamente, 400 km e 50° . Fixou-se o ângulo de fase inicial do satélite seguidor S_2 em $\alpha_{12} = 0^\circ$ e então variou-se o ângulo de fase inicial do satélite seguidor S_3 , de forma que a análise fica em torno do ângulo de fase entre os satélites seguidores (α_{23}), conforme a Figura 4.12.

Figura 4.12 – Configuração da Formação Na Análise do Ângulo de Fase α_{23} .



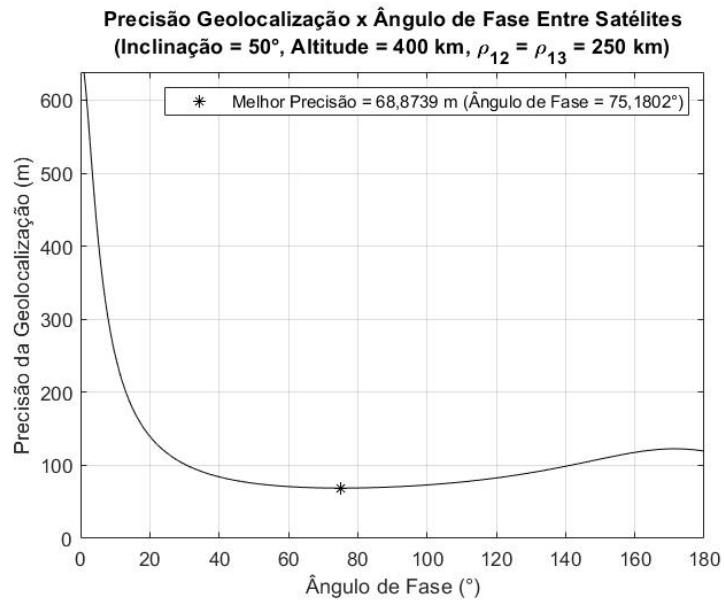
Fonte: Produção do autor.

Avaliou-se os casos em que $0^\circ < \alpha_{23} \leq 180^\circ$ e $0^\circ < \alpha_{23} \leq -180^\circ$. Os resultados estão apresentados, respectivamente, nas Figuras 4.13 e 4.14.

Por análise direta dos dois gráficos das Figuras 4.13 e 4.14, é possível concluir que, para a configuração considerada:

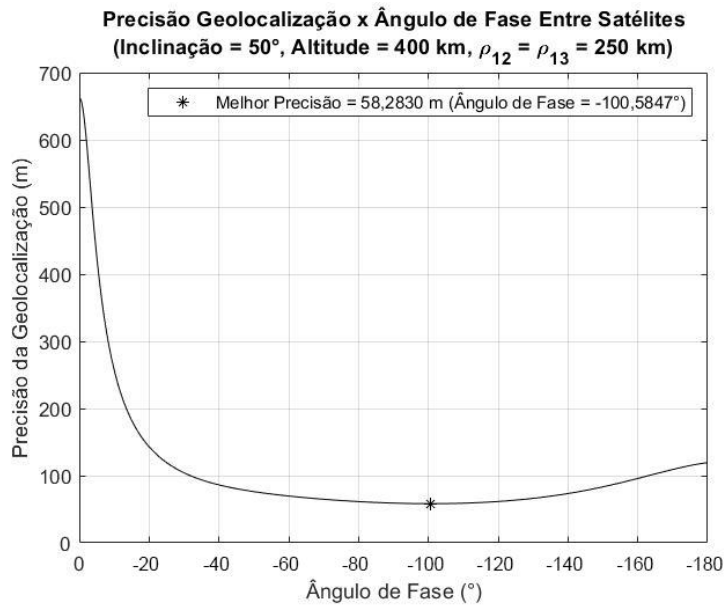
- Um ângulo de fase negativo entre os seguidores alcança uma precisão de geolocalização relativamente melhor;
- Não há variação considerável na precisão de geolocalização alcançada para α_{23} entre 50° e 110° , no caso 1;
- Não há variação considerável na precisão de geolocalização alcançada para α_{23} entre -70° e -130° , no caso 2.

Figura 4.13 – Precisão de Geolocalização *Versus* α_{23} na Topologia PCO (Caso 1).



Fonte: Produção do autor.

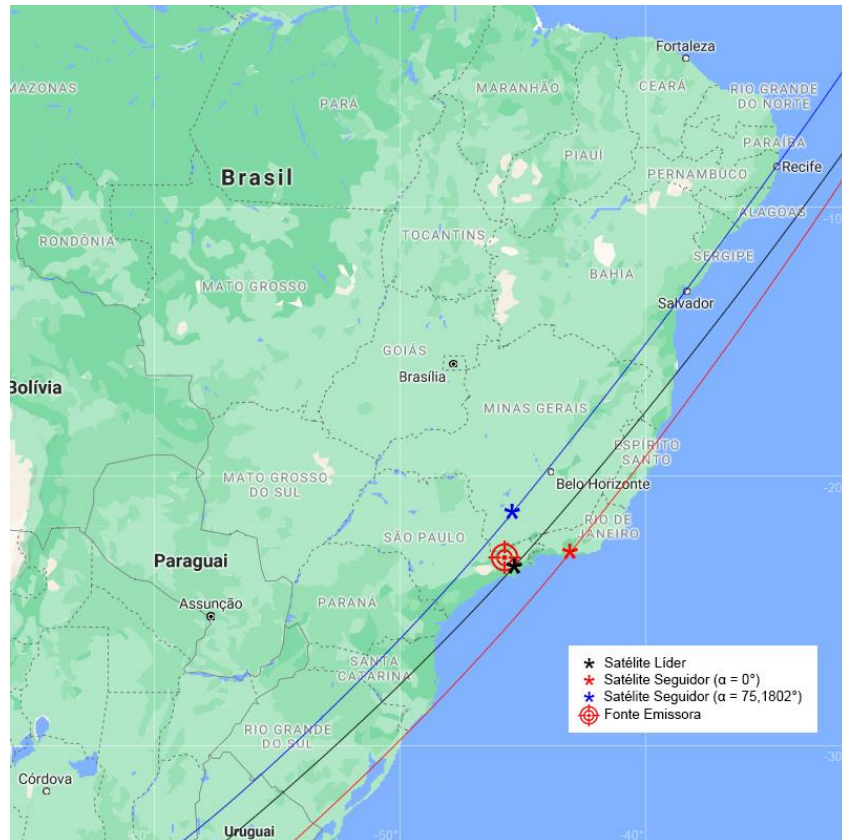
Figura 4.14 – Precisão de Geolocalização *Versus* α_{23} na Topologia PCO (Caso 2).



Fonte: Produção do autor.

Os instantes de geolocalização de melhor precisão alcançadas, para os dois casos considerados, são apresentados nas Figuras 4.15 e 4.16.

Figura 4.15 – Instante de Geolocalização Para a Topologia PCO (Caso 1).

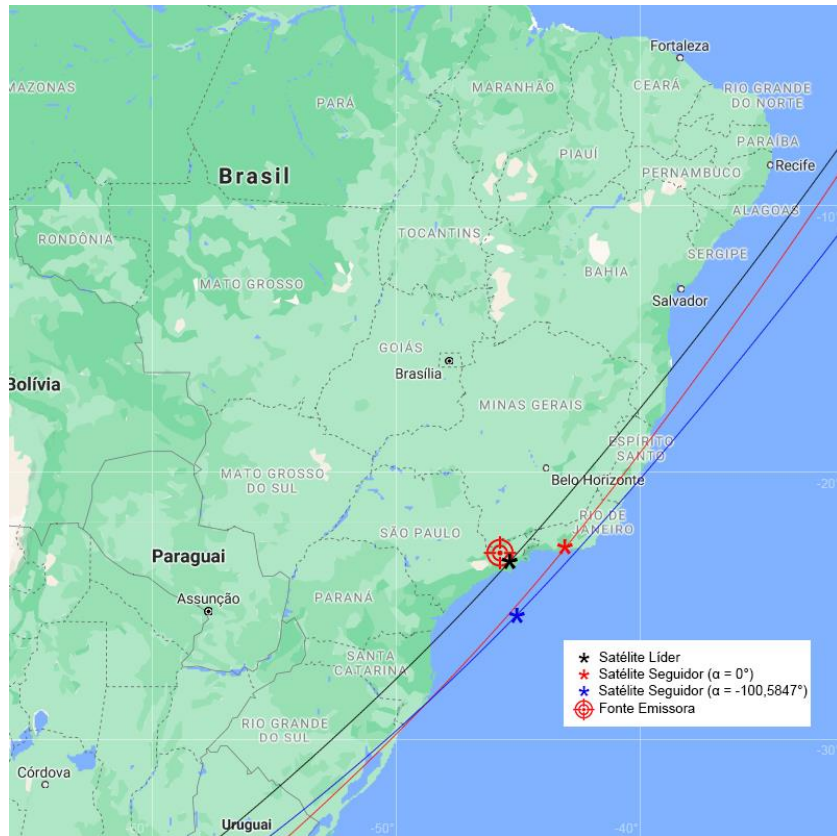


Fonte: Produção do autor.

Por fim, avaliou-se como é impactada a precisão para diferentes incertezas (ruídos) nas medidas de TDOA e FDOA. A forma de avaliação é igual à utilizada nas topologias coorbital e NCO e o caso considerado é o referente à Figura 4.15. As Figuras 4.17 e 4.18 ilustram os resultados obtidos a partir dessa análise.

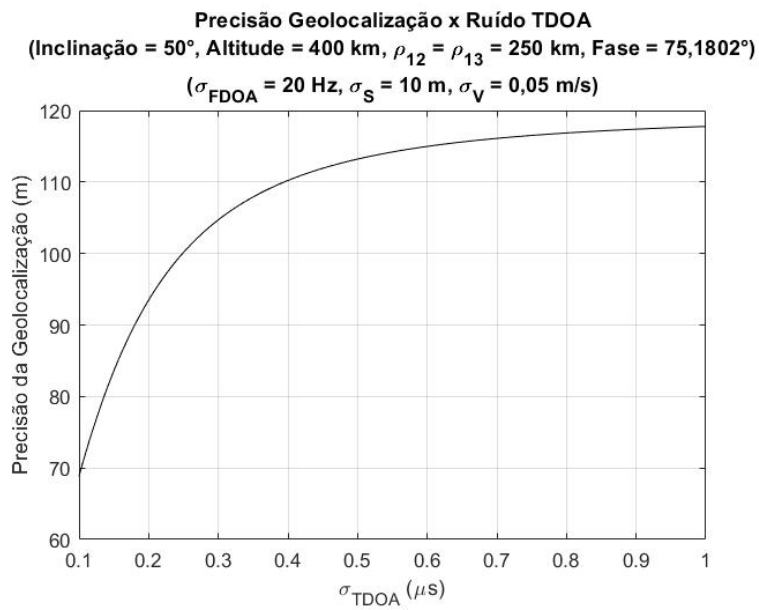
Por análise e comparação direta entre os dois gráficos, é possível concluir que variações nas incertezas das medidas de TDOA causam um impacto consideravelmente maior na precisão de geolocalização que as variações nas incertezas das medidas de FDOA.

Figura 4.16 – Instante de Geolocalização Para a Topologia PCO (Caso 2).



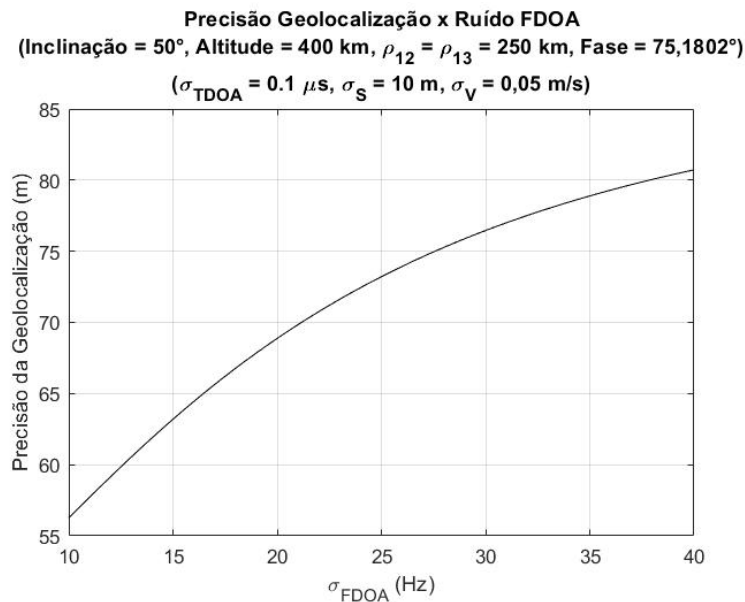
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.17 – Precisão de Geolocalização Versus σ_{TDOA} na Topologia PCO.



Fonte: Produção do autor.

Figura 4.18 – Precisão de Geolocalização Versus σ_{FDOA} na Topologia PCO.



Fonte: Produção do autor.

4.4 Topologia NMC

No estudo da topologia NMC, avaliou-se a precisão da geolocalização quando variados os raios das órbitas PCO (ρ_1 , ρ_2 e ρ_3), a altitude e a inclinação da órbita circular do satélite virtual (conforme a Figura 2.20).

Novamente, os raios das PCO foram variados entre 0,1 km e 250 km, de forma que as distâncias relativas entre os seguidores e o líder virtual sejam equivalentes a não mais que 3,75 % da distância do líder virtual ao centro da Terra (raio da órbita circular). As altitudes da órbita do líder virtual foram variadas de 300 km a 800km e a inclinação de 40° a 60°.

Considerou-se para a órbita do líder virtual que $e = 0$, $\Omega = 0$ e $\omega = 0$. Inicialmente, o líder virtual apresenta $M = 0$. O satélite S_1 (conforme a Figura 2.20) possui ângulo de fase inicial $\alpha_1 = 0^\circ$, o satélite S_2 (conforme a Figura 2.20) possui ângulo de fase inicial $\alpha_2 = 120^\circ$ e o satélite S_3 (conforme a Figura 2.20) possui ângulo de fase inicial $\alpha_3 = -120^\circ$

As Tabelas D.1 a D.5 do Apêndice D contém as precisões de geolocalização alcançadas para as diferentes situações consideradas.

Por análise direta das tabelas do Apêndice D, é possível concluir para a topologia NMC, a partir dos casos estudados, que:

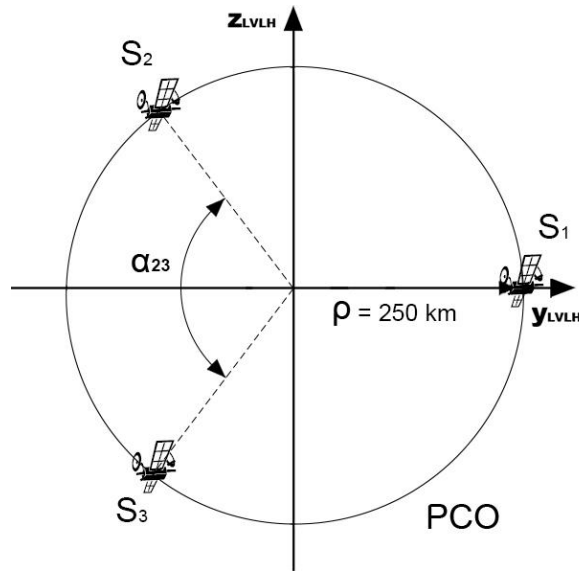
- A precisão de geolocalização é melhor quanto maiores os raios das órbitas PCO e mais distantes estão os satélites entre si;
- Praticamente não há melhora ou piora na precisão de geolocalização com a variação da inclinação da órbita dos satélites;
- A precisão de geolocalização é melhor para altitudes mais baixas;
- A precisão de geolocalização é significativamente melhor que nas topologias coorbital e NCO, comparando-se os casos com as mesmas configurações de altitude, inclinação e distâncias relativas entre os satélites.

Ao considerar o líder virtual, a topologia NMC permite alcançar distâncias relativas maiores entre os satélites da formação que a topologia PCO, visto que a dinâmica relativa linear é limitada pelo valor máximo para o raio da órbita PCO.

Para o caso, por exemplo, em que o raio da PCO é de 250 km, a distância entre os satélites da formação na topologia PCO também é de 250 km, independentemente do ângulo de fase inicial escolhido para os seguidores. Considerando, agora, o mesmo raio de 250 km da PCO para a topologia NMC e sabendo que os satélites estão defasados em 120° entre si, obtém-se uma distância relativa entre os satélites da formação de 433,01 km. Tal fato justifica a melhora obtida na precisão de geolocalização quando comparadas as topologias PCO e NMC para os mesmos valores de altitude do líder, inclinação do líder e raio da órbita PCO.

Sabendo-se que quanto mais espaçados estão os satélites entre si melhor é a precisão de geolocalização, é esperado que com uma defasagem de 120° entre os satélites atinja-se o melhor valor para a precisão. Para investigar essa hipótese, foi proposta a configuração ilustrada na Figura 4.19.

Figura 4.19 – Configuração de Análise Para a Topologia NMC.



Fonte: Produção do autor.

Na investigação, fixou-se $\alpha_1 = 0^\circ$ e variou-se o ângulo de fase entre os satélites S_2 e S_3 , de forma que $\alpha_{12} = \alpha_{13}$. Os resultados são apresentados na Figura 4.20.

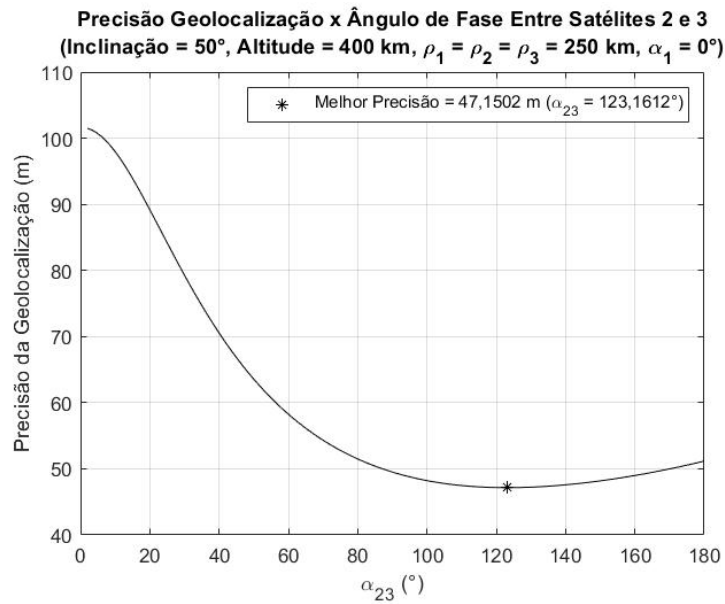
Da Figura 4.20, obteve-se que a melhor precisão ocorre para $\alpha_{23} = 123,1612^\circ$, com precisão melhorada em 1,66 cm comparada com o valor obtido para $\alpha_{23} = 120^\circ$. Esses valores comprovam a hipótese de que quanto mais espaçados entre si estão os satélites na formação NMC, melhor é a precisão de geolocalização obtida.

Entretanto, analisando-se a curva do gráfico da Figura 4.20, é possível concluir que para α_{23} entre 90° e 170° , a precisão diminui em não mais que 3 m comparada com a obtida para o melhor caso.

O instante de geolocalização em que $\rho_1 = \rho_2 = \rho_3 = 250$ km, $\alpha_1 = 0^\circ$ e $\alpha_{23} = 123,1612^\circ$ é ilustrado na Figura 4.21.

As Figuras 4.22 e 4.23 ilustram os resultados obtidos na análise da variação da precisão para diferentes incertezas (ruídos) nas medidas de TDOA e FDOA.

Figura 4.20 – Precisão de Geolocalização Versus α_{23} na Topologia NMC.



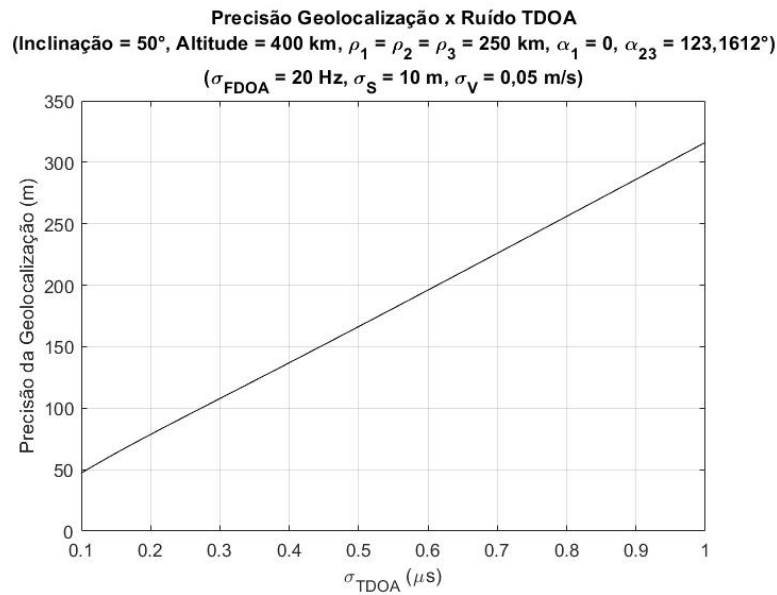
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.21 – Instante de Geolocalização Para a Topologia NMC.



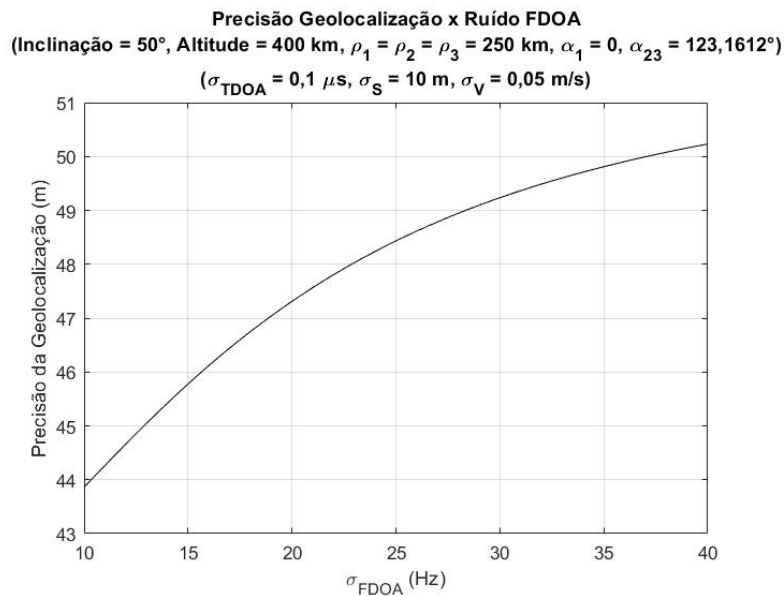
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.22 – Precisão de Geolocalização Versus σ_{TDOA} na Topologia NMC.



Fonte: Produção do autor.

Figura 4.23 – Precisão de Geolocalização Versus σ_{FDOA} na Topologia NMC.



Fonte: Produção do autor.

Analisando os gráficos das Figuras 4.22 e 4.23, é possível concluir que, assim como na topologia PCO, variações nas incertezas das medidas de TDOA causam um impacto consideravelmente maior na precisão de geolocalização que as variações nas incertezas das medidas de FDOA.

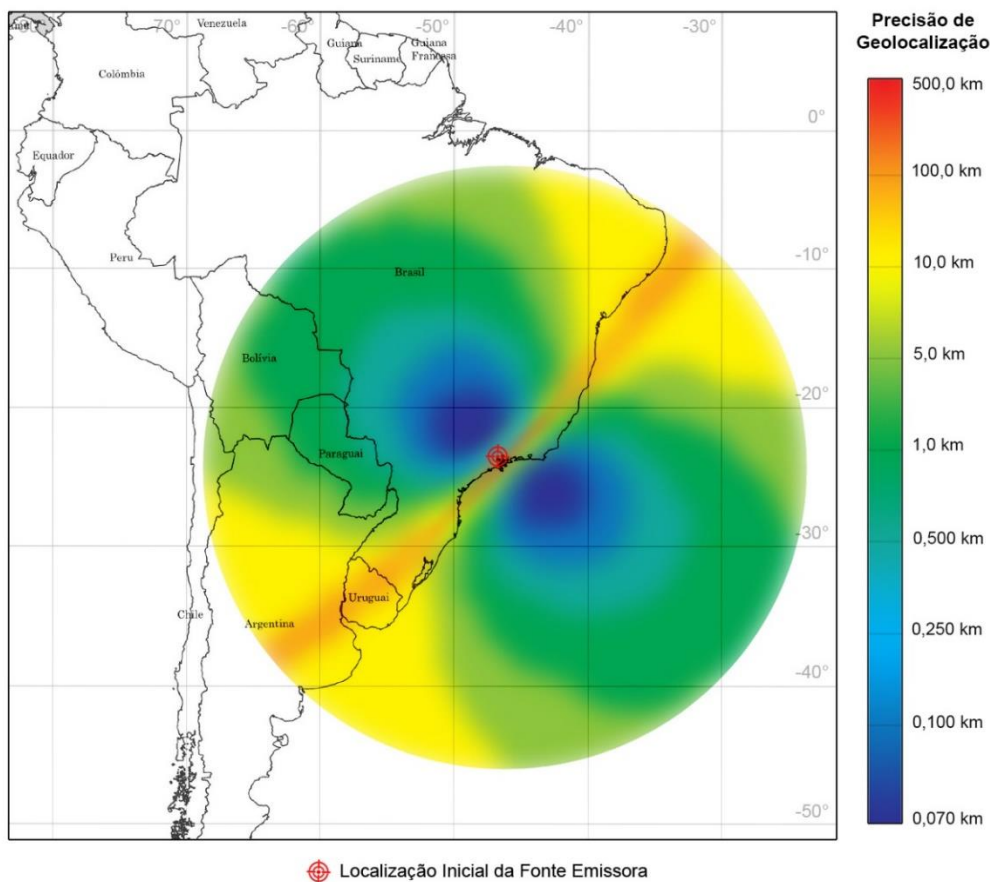
4.5 Gráficos CRLB

Uma análise interessante em torno do processo de geolocalização consiste em avaliar de que forma a precisão obtida varia dentro do raio de alcance da formação. Essa análise pode ser feita por meio dos gráficos CRLB.

Esses gráficos podem ser obtidos variando-se a posição da fonte emissora dentro do raio de alcance da formação, que foi considerado de aproximadamente 2.250 km neste estudo. Dessa forma, obtém-se a precisão para cada cenário considerado. Nos gráficos a seguir, a cor azul representa a região de melhor precisão e a cor vermelha representa a região de pior precisão.

A Figura 4.24 apresenta o gráfico CRLB para a topologia coorbital com $\Delta S_{12} = \Delta S_{13} = 343,5$ km.

Figura 4.24 – Gráfico CRLB da Topologia Coorbital.

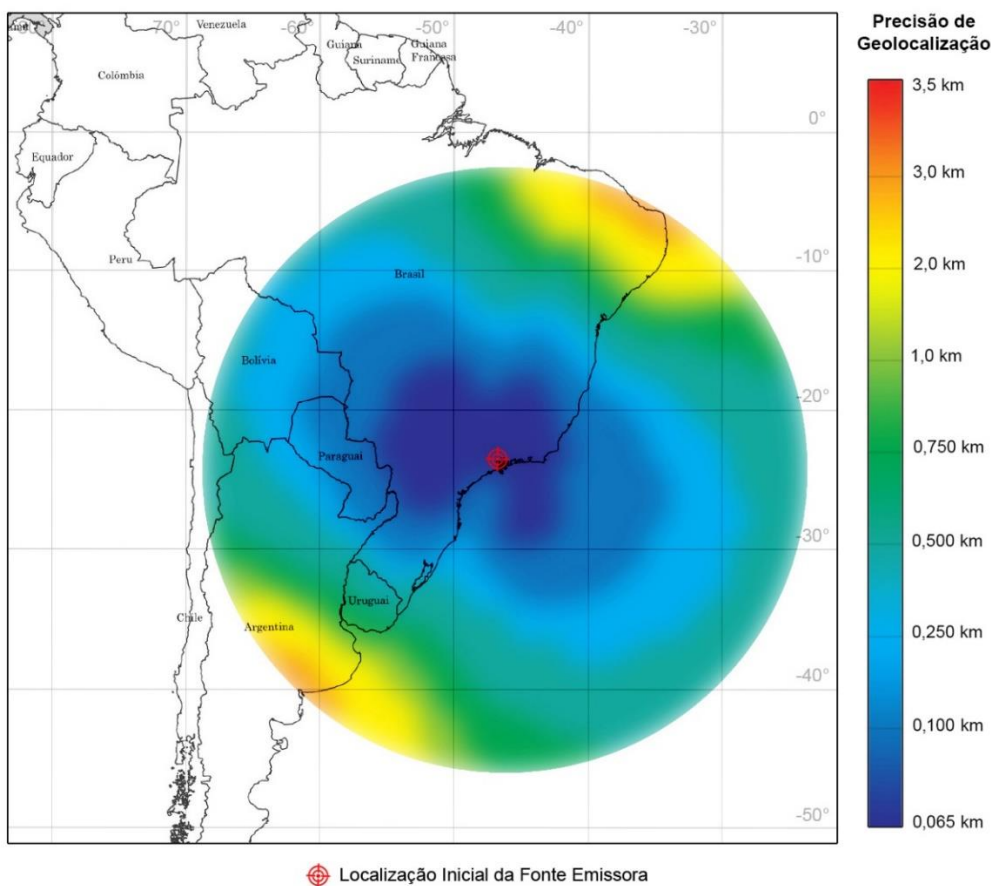


Fonte: Produção do autor.

Observa-se na Figura 4.24 que a precisão de geolocalização é extremamente baixa quando a fonte emissora está localizada próxima à trajetória orbital da formação. Porém, a precisão melhora consideravelmente nas regiões relativamente próximas dos satélites que estão acima ou abaixo da trajetória.

A Figura 4.25 apresenta o gráfico CRLB para a topologia NCO correspondente ao caso 1 da Figura 4.8, em que $\Delta S_{12} = \Delta S_{13} = 649,6$ km e o satélite não coplanar está posicionado abaixo dos satélites coorbitais.

Figura 4.25 – Gráfico CRLB da Topologia NCO.

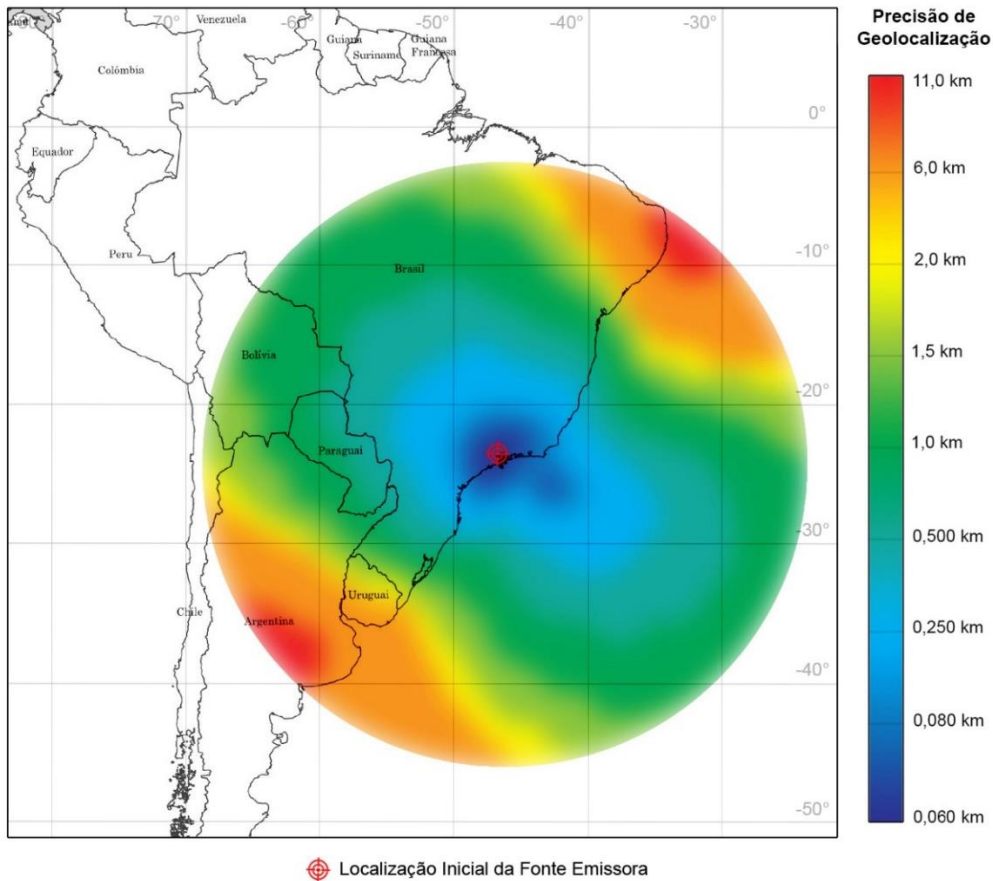


Fonte: Produção do autor.

Na Figura 4.25, observa-se que a variação da precisão de geolocalização dentro do raio de alcance da formação é bem menor para a topologia NCO, de forma que os valores obtidos são melhores para as regiões mais próximas aos satélites e indiferente quanto à trajetória dos satélites coorbitais.

A Figura 4.26 apresenta o gráfico CRLB para a topologia PCO correspondente ao caso 2 da Figura 4.16, em que $\rho_{12} = \rho_{13} = 250$ km, $\alpha_{12} = 0^\circ$ e $\alpha_{13} = -100,58^\circ$.

Figura 4.26 – Gráfico CRLB da Topologia PCO.

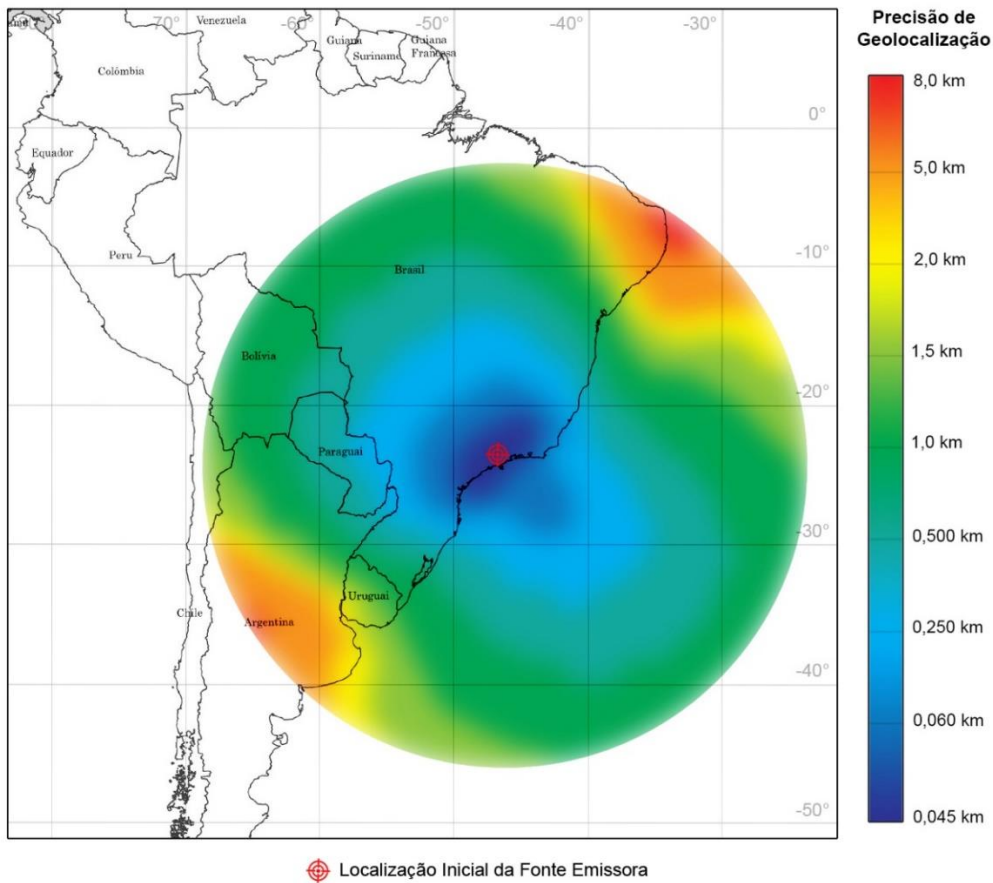


Fonte: Produção do autor.

Observa-se na Figura 4.26 que a precisão de geolocalização varia consideravelmente conforme a fonte emissora distancia-se dos satélites na formação, alcançando valores muito ruins na precisão para as regiões na trajetória orbital à frente e atrás dos satélites.

A Figura 4.27 apresenta o gráfico CRLB para a topologia NMC correspondente à configuração apresentada pela Figura 4.21, em que $\rho_1 = \rho_2 = \rho_3 = 250$ km, $\alpha_1 = 0^\circ$ e $\alpha_{23} = 123,16^\circ$.

Figura 4.27 – Gráfico CRLB da Topologia NMC.



Fonte: Produção do autor.

Na Figura 4.27, observa-se um cenário muito semelhante ao da topologia PCO, com a diferença de que a variação da precisão dentro da área de cobertura da formação é ligeiramente menor que a observada na Figura 4.26.

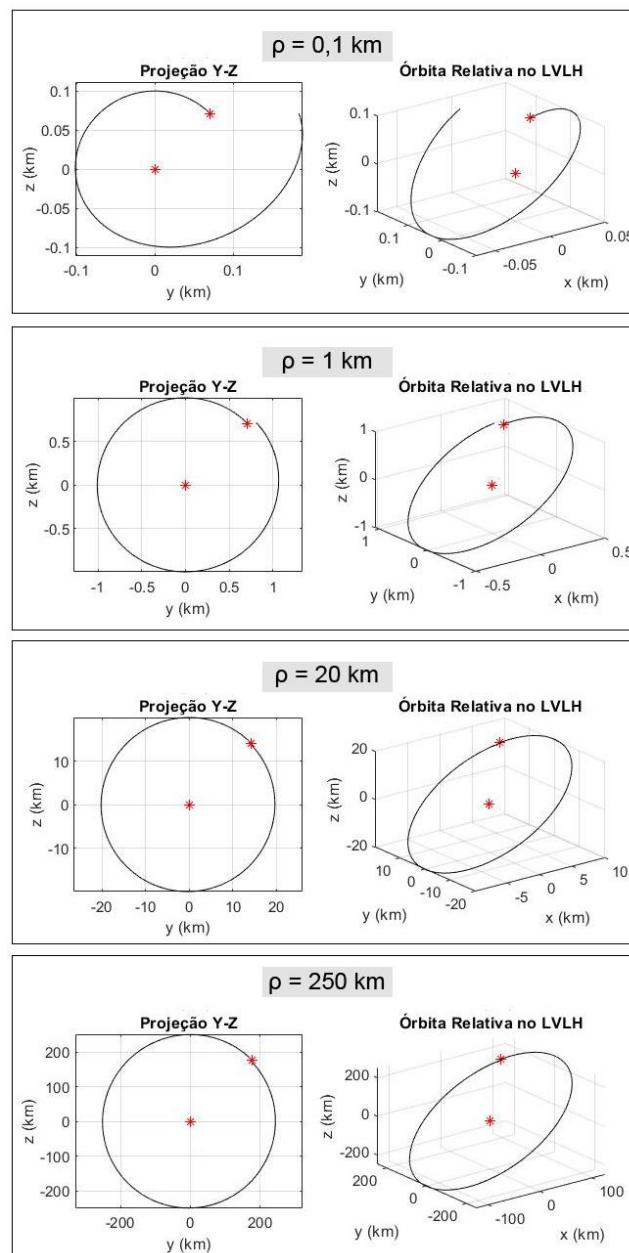
4.6 Avaliação da perturbação

Ao longo do trabalho, falou-se sobre o efeito perturbativo nas órbitas relativas da formação e sobre a necessidade de implementação de um sistema de controle para realização de manobras de correção. Neste estudo, não foram avaliadas quaisquer manobras para correção das derivas nas posições relativas entre satélites. Porém, considerou-se que o instante de geolocalização ocorre antes do término do primeiro período orbital. Dessa forma, para efeitos de simulação,

as perturbações nas posições são ainda pequenas e as distâncias relativas no instante de geolocalização são próximas das estabelecidas inicialmente.

Outro aspecto observado é que, em todas as topologias, as perturbações consideradas afetam consideravelmente a periodicidade das órbitas relativas quando as distâncias relativas entre os satélites são inferiores a 1 km. A Figura 4.28 ilustra essa observação para uma formação de topologia PCO.

Figura 4.28 – Efeito Perturbativo na Periodicidade das Órbitas Relativas.



Fonte: Produção do autor.

Com isso, entende-se que a manutenção de pequenas distâncias relativas em uma formação em voo exige um sistema de controle bastante atuante e preciso.

Já a manutenção de distâncias relativas superiores a 20 km exige um controle menos atuante e praticamente indiferente conforme aumenta-se a distância, ou seja, o efeito perturbativo na órbita relativa é praticamente o mesmo para distâncias relativas iguais a 20 km ou a 250 km.

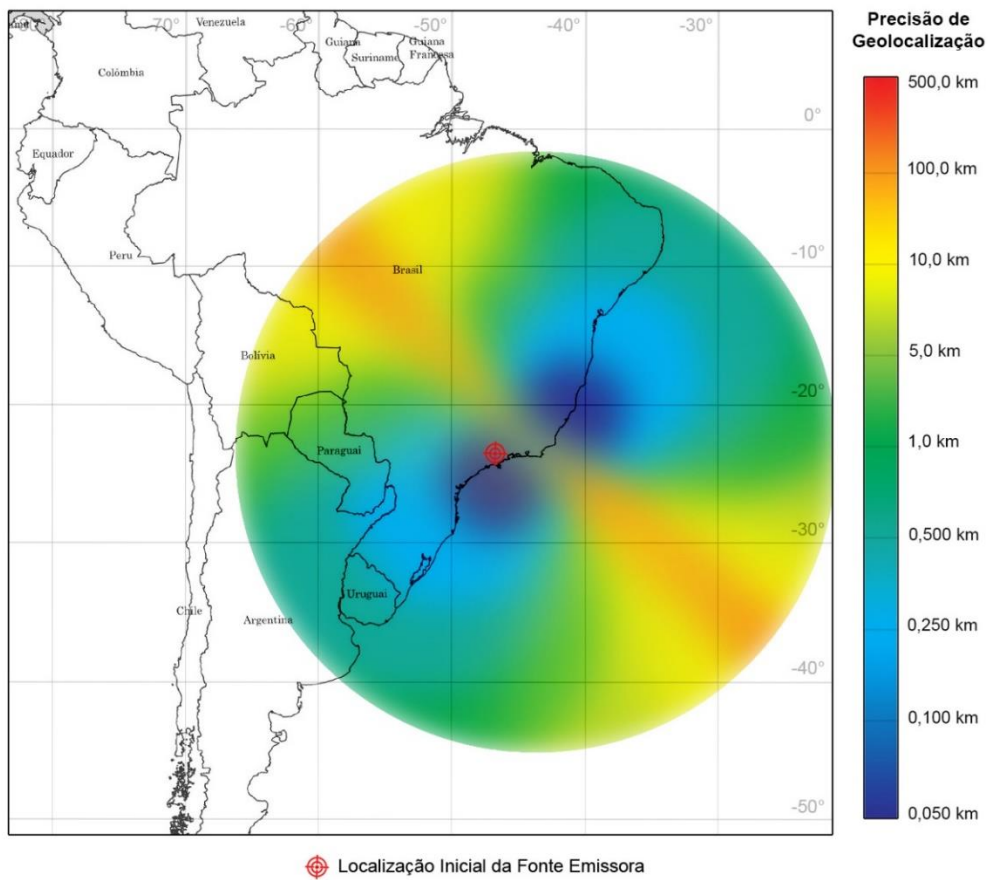
Resta compreender como a geolocalização pode ser afetada após vários períodos orbitais simulados, visto que a formação é impactada quando não há um sistema de manobras de correção implementado. Para isso, considerou-se os mesmos casos anteriores e avaliou-se a geolocalização no próximo instante da simulação em que a formação sobrevoa a região da fonte emissora. Em todos os casos simulados, isso ocorre durante o 26º período orbital, que corresponde a 1 dia 14 horas 2 minutos e 1 segundo após o primeiro instante de geolocalização.

Para a topologia coorbital, a Figura 4.29 apresenta o novo gráfico CRLB de geolocalização e a Figura 4.30 apresenta a variação da altitude e da inclinação da órbita ao longo do tempo de simulação devido às perturbações.

Observa-se uma relativa, mas não acentuada, melhora na precisão da geolocalização, fato que se deve à diminuição considerável da altitude da órbita da formação decorrente da perturbação da força de arrasto atmosférico, como observado pela Figura 4.30 e constatado nas análises anteriores. A inclinação da órbita não é consideravelmente afetada.

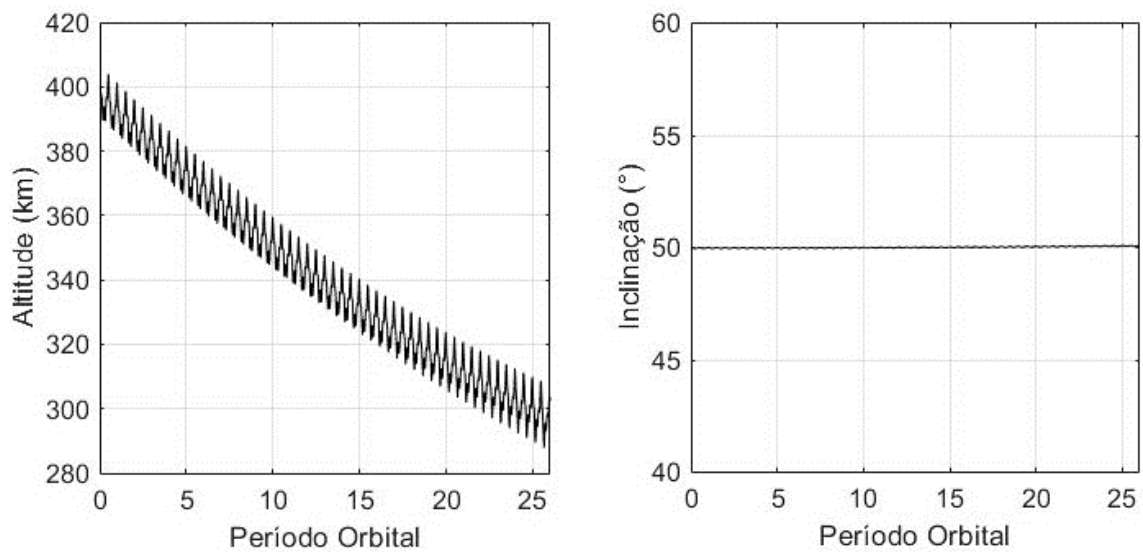
Dessa forma, a perturbação na topologia coorbital mostra-se um problema para a manutenção da configuração da formação em voo e não para a geolocalização em si. A Tabela 4.2 apresenta os valores comparativos das distâncias relativas entre os satélites da formação em cada instante considerado na geolocalização.

Figura 4.29 – Gráfico CRLB do Novo Instante de Geolocalização (Topologia Coorbital).



Fonte: Produção do autor.

Figura 4.30 – Perturbação da Altitude e Inclinação da Órbita.



Fonte: Produção do autor.

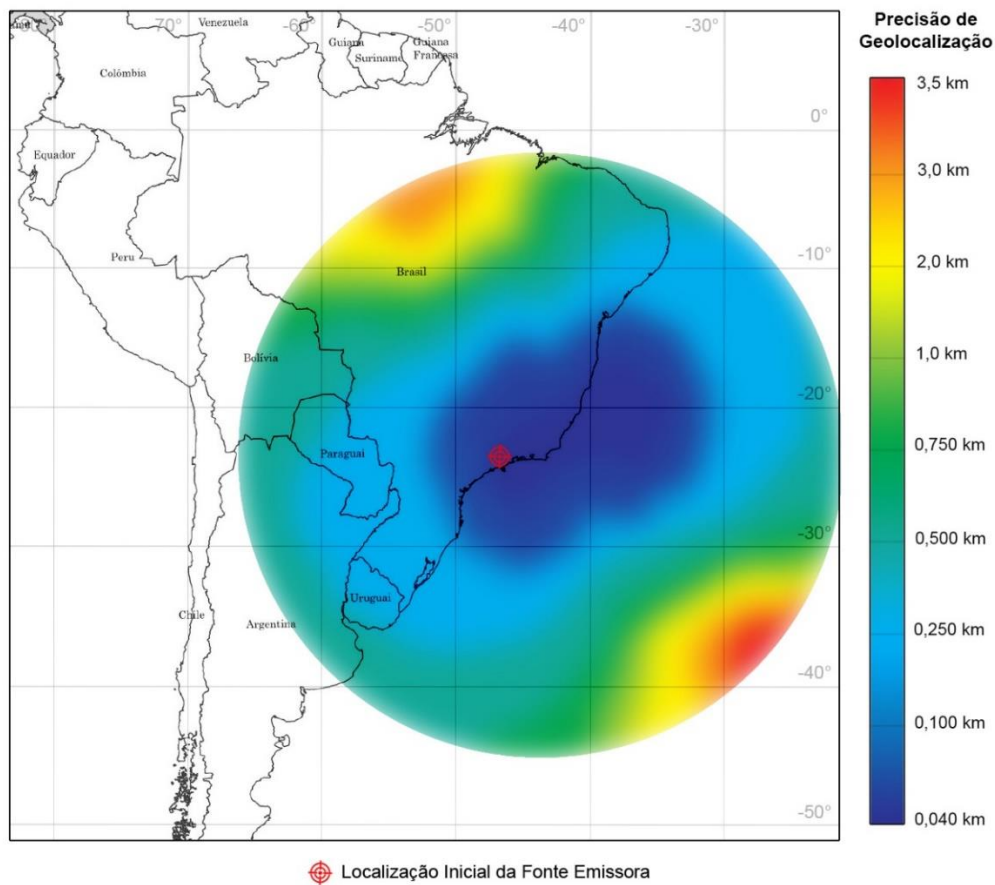
Tabela 4.2 – Distâncias Relativas na Geolocalização (Topologia Coorbital).

	Instante de Simulação		
	Instante Inicial	1° Instante de Geolocalização (Período Orbital = 1)	2° Instante de Geolocalização (Período Orbital = 26)
ΔS_{12}	343,5343 km	343,0961 km	347,1059 km
ΔS_{13}	343,5343 km	343,2411 km	345,4516 km

Fonte: Produção do autor.

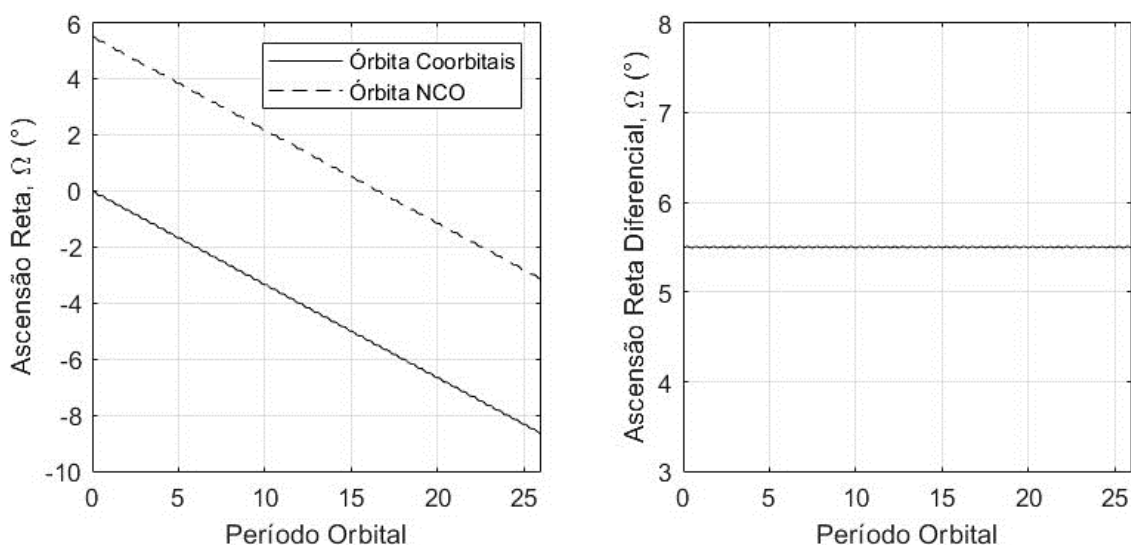
Para a topologia NCO, a Figura 4.31 apresenta o novo gráfico CRLB de geolocalização e a Figura 4.32 apresenta a variação do ângulo de ascensão reta das órbitas ao longo do tempo de simulação devido às perturbações.

Figura 4.31 – Gráfico CRLB do Novo Instante de Geolocalização (Topologia NCO).



Fonte: Produção do autor.

Figura 4.32 – Perturbação da Ascensão Reta das Órbitas.



Fonte: Produção do autor.

Novamente, observa-se uma melhora na precisão de geolocalização que decorre da diminuição considerável da altitude das órbitas. A variação da altitude e da inclinação na topologia NCO é idêntica à apresentada na Figura 4.30 para a topologia coorbital.

Na Figura 4.32, é possível observar a perturbação secular no ângulo de ascensão reta decorrente do potencial perturbador J_2 . Essa perturbação é idêntica para as duas órbitas da formação, como mostra a variação da ascensão reta diferencial, que permanece constante durante toda a simulação.

Como na topologia coorbital, a perturbação mostra-se um problema para a manutenção da configuração da formação em voo e não para a geolocalização em si. A Tabela 4.3 apresenta os valores comparativos das distâncias relativas entre os satélites da formação e do ângulo de ascensão reta em cada instante considerado na geolocalização.

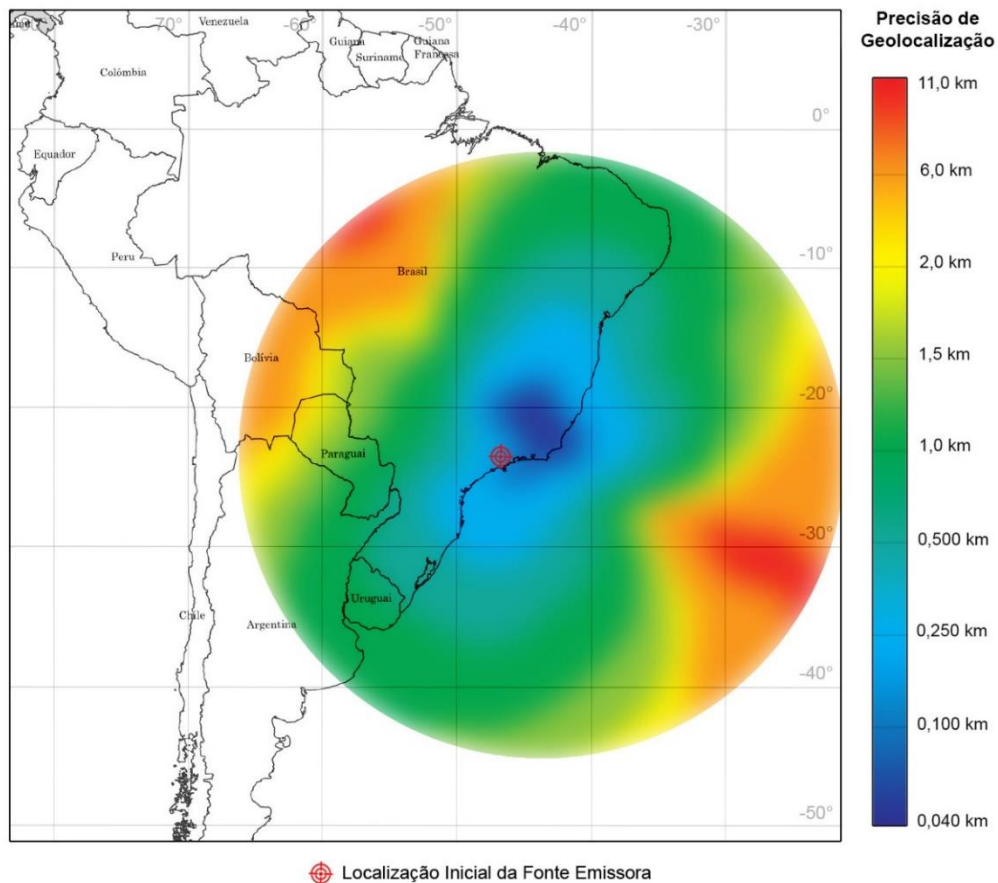
Para a topologia PCO, a Figura 4.33 apresenta o novo gráfico CRLB de geolocalização, as Figura 4.34 e 4.35 apresentam, respectivamente, a variação do raio das órbitas PCO e a variação do ângulo de fase entre os satélites seguidores devido às perturbações ao longo do tempo de simulação.

Tabela 4.3 – Distâncias Relativas na Geolocalização (Topologia NCO).

-	Instante de Simulação		
	Instante Inicial	1° Instante de Geolocalização (Período Orbital = 1)	2° Instante de Geolocalização (Período Orbital = 26)
ΔS_{12}	649,6246 km	650,4154 km	657,8338 km
ΔS_{13}	649,6246 km	646,0101 km	677,4718 km
Ω_3	5,4933°	5,1707°	-2,9733°

Fonte: Produção do autor.

Figura 4.33 – Gráfico CRLB do Novo Instante de Geolocalização (Topologia PCO).

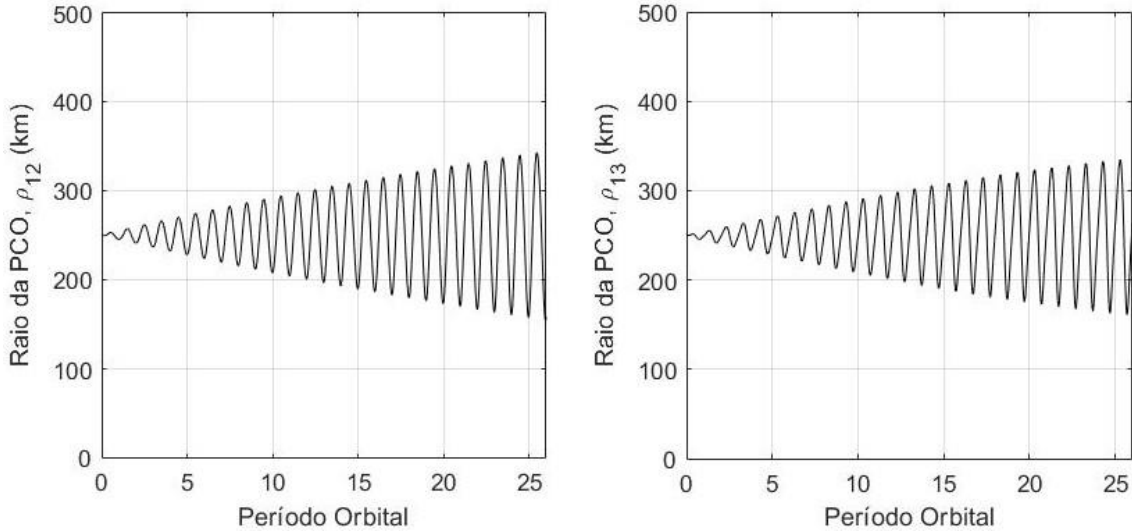


Fonte: Produção do autor.

Novamente, observa-se uma relativa melhora na precisão de geolocalização decorrente da diminuição considerável da altitude das órbitas dos satélites da

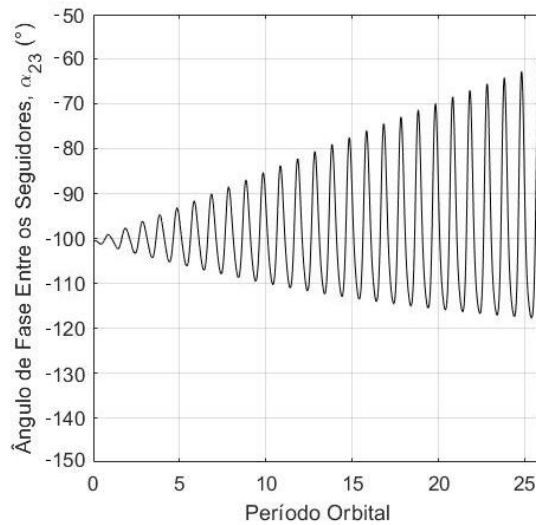
formação. Para o satélite líder (S_1), essa variação é idêntica à apresentada na Figura 4.30 para a topologia coorbital.

Figura 4.34 – Variação do Raio das Órbitas PCO (Topologia PCO).



Fonte: Produção do autor.

Figura 4.35 – Variação do Ângulo de Fase Entre os Seguidores (Topologia PCO).



Fonte: Produção do autor.

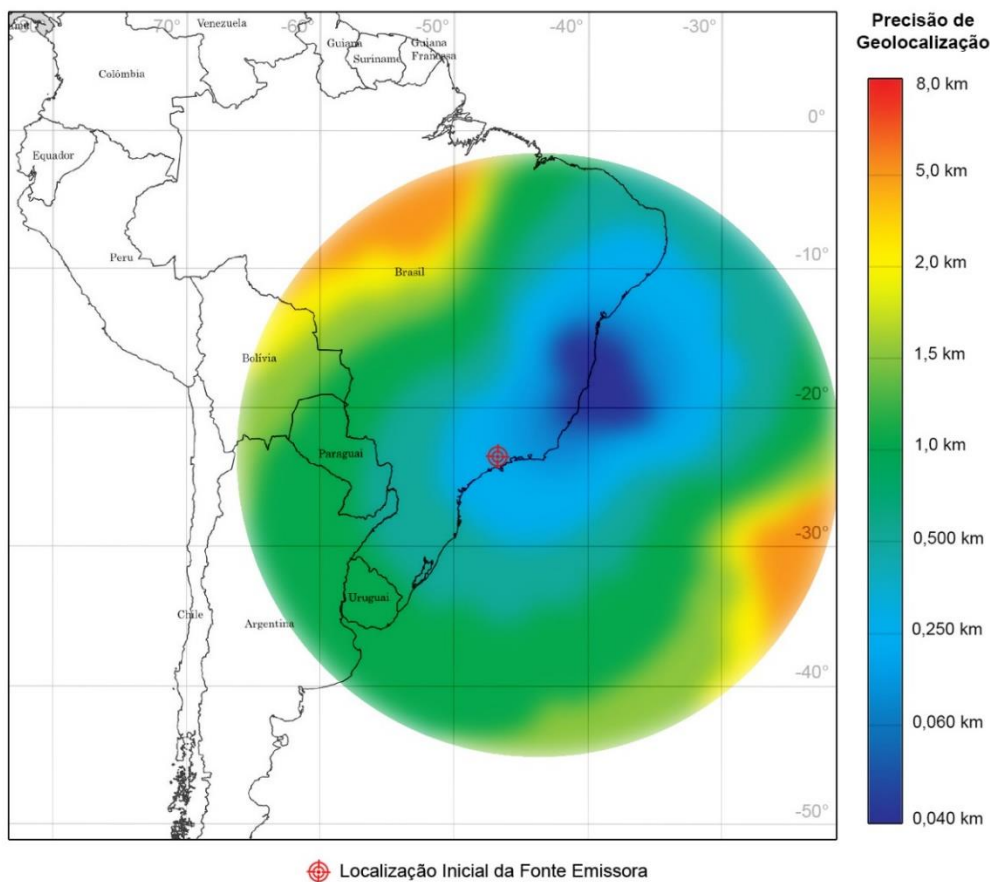
Como nas topologias coorbital e NCO, a perturbação mostra-se um problema para a manutenção da configuração da formação em voo e não para a geolocalização em si. Pela Figura 4.34 é possível observar um comportamento periódico e secular de perturbação do raio das órbitas PCO a cada novo período orbital. Ou seja, existe uma perturbação oscilatória de curto período que se intensifica com o passar do tempo.

O mesmo comportamento devido às perturbações é observado no ângulo de fase entre os satélites seguidores (Figura 4.35), o que não impacta significativamente a precisão da geolocalização, conforme já avaliado na Figura 4.14. Entretanto, para tempos maiores de simulação, a variação observada será cada vez maior até o ponto em que essa variação no ângulo de fase entre os seguidores influenciará diretamente na precisão, conforme a Figura 4.14.

Portanto, essas variações devem ser minimizadas implementando-se um sistema de manobras de correção, pois podem, a longo prazo, comprometer a linearidade das equações da dinâmica relativa utilizadas na simulação e afetar a precisão de geolocalização.

Para a topologia NMC, a Figura 4.36 apresenta o novo gráfico CRLB de geolocalização.

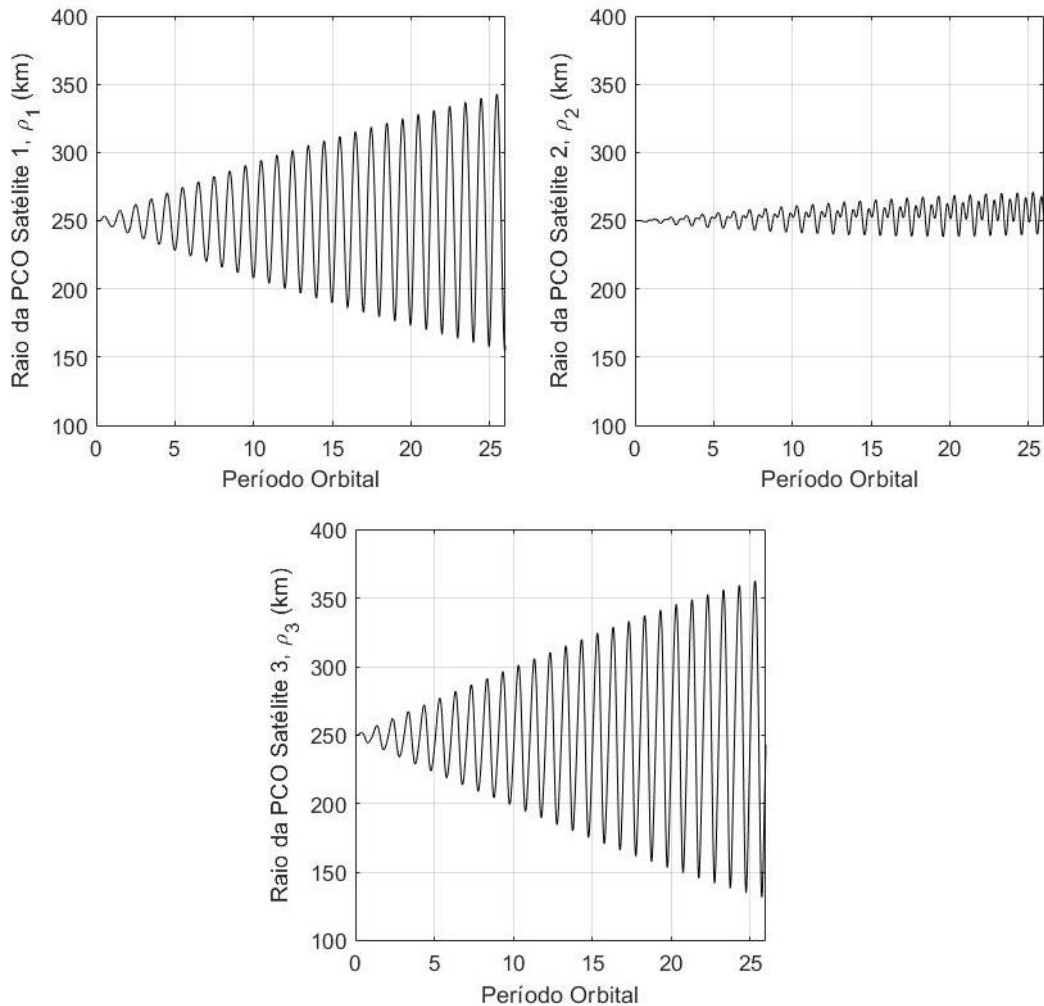
Figura 4.36 – Gráfico CRLB do Novo Instante de Geolocalização (Topologia NMC).



Fonte: Produção do autor.

As Figura 4.37 e 4.38 apresentam, respectivamente, a variação do raio das órbitas PCO e a variação do ângulo de fase entre os satélites devido às perturbações ao longo do tempo de simulação.

Figura 4.37 – Variação do Raio das Órbitas PCO (Topologia NMC).



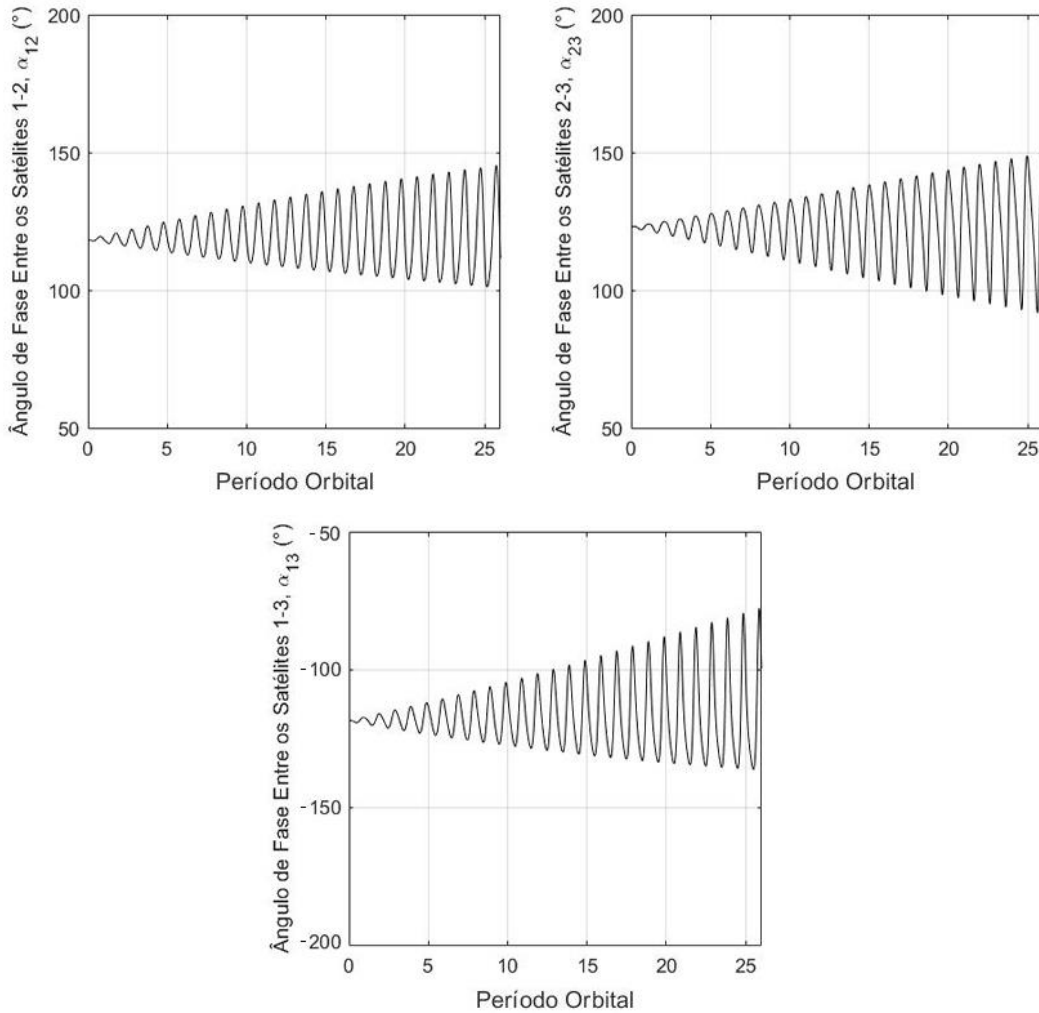
Fonte: Produção do autor.

Como em todas as topologias, observa-se uma pequena melhora na precisão de geolocalização decorrente da diminuição considerável da altitude das órbitas dos satélites da formação. Além disso, a perturbação mostra-se novamente um problema para a manutenção da configuração da formação em voo e não para a geolocalização em si.

Nas Figuras 4.37 e 4.38, observam-se os mesmos comportamentos devido às perturbações obtidos para a topologia PCO. Entretanto, percebe-se que para o

satélite S_2 da formação a variação do raio da órbita PCO é significativamente menor quando comparado com os outros satélites.

Figura 4.38 – Variação do Ângulo de Fase Entre os Satélites (Topologia NMC).

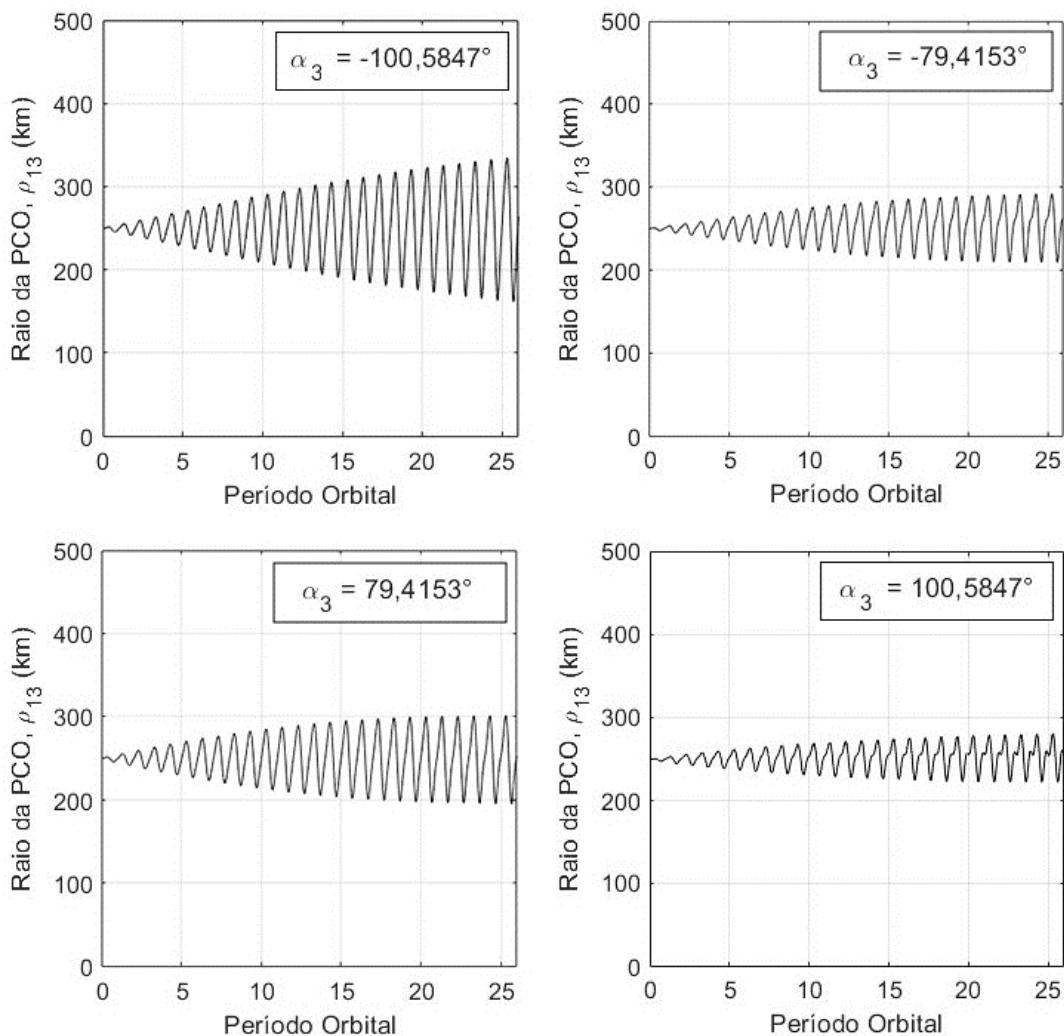


Fonte: Produção do autor.

Ao investigar esse fato, concluiu-se que essa pequena variação ocorre sempre que o ângulo de fase inicial definido para o satélite está contido nos quadrantes pares do plano $y-z$ do sistema LVLH. Ou seja, a variação é menor quando o ângulo de fase inicial está entre $-90^\circ < \alpha_i < 0^\circ$ ou $90^\circ < \alpha_i < 180^\circ$ para $i = 1, 2, 3$.

Para comprovar essa análise, avalia-se o caso da topologia PCO (Figura 4.34) comparando a variação do raio da PCO devido às perturbações para diferentes ângulos iniciais de fase do seguidor S_3 . A Figura 4.39 apresenta essa análise de caso.

Figura 4.39 – Variação do Raio das Órbitas PCO Versus Ângulo de Fase Inicial.

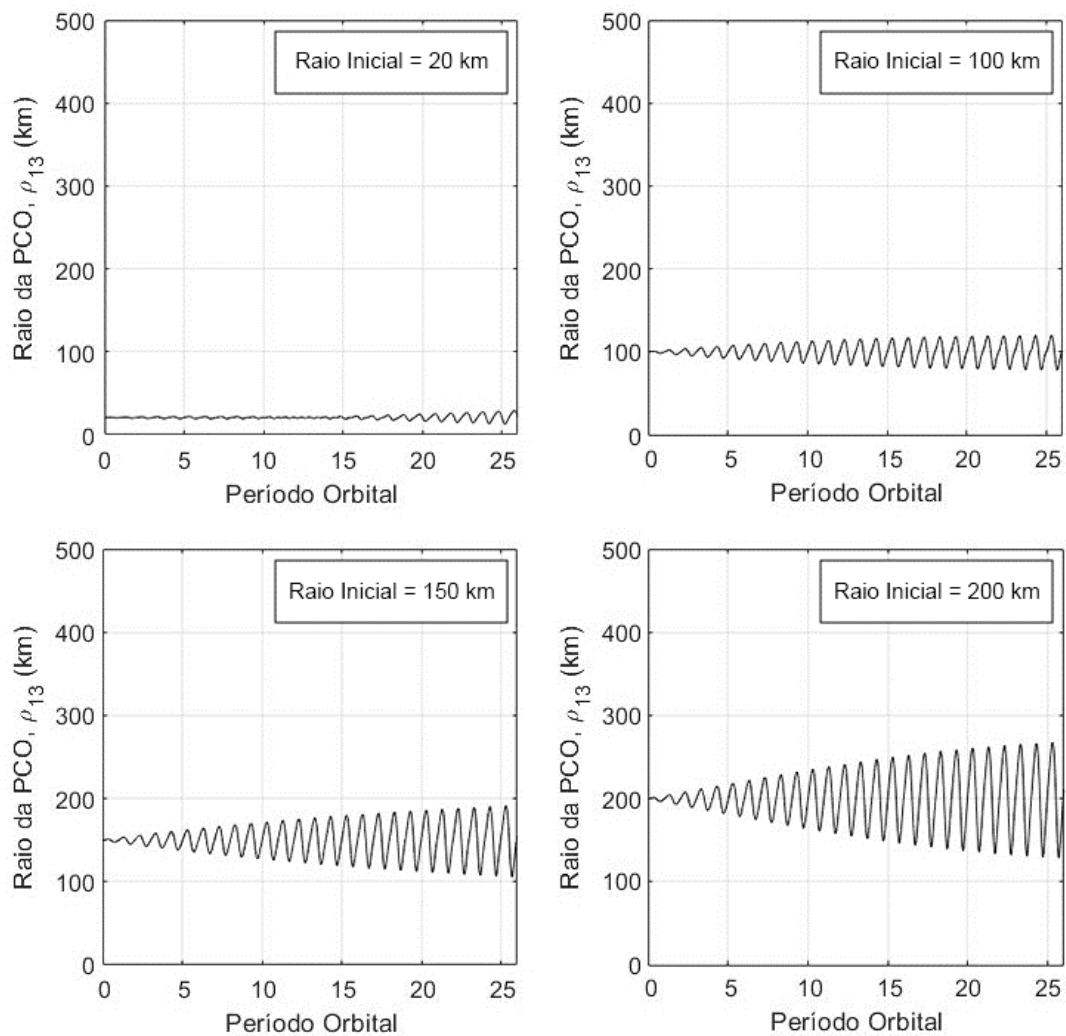


Fonte: Produção do autor.

Além disso, concluiu-se que essa variação do raio da órbita PCO é menor quanto menor é o raio inicial estabelecido para a órbita. Para comprovar, avalia-se o caso da topologia PCO (Figura 4.34) comparando a variação para diferentes raios iniciais do seguidor S_3 . A Figura 4.40 apresenta essa análise de caso.

Nesse caso, deve-se ponderar a precisão de geolocalização e a perturbação da PCO, visto que, para distâncias pequenas, a perturbação é menor e a precisão também e vice-versa.

Figura 4.40 – Variação do Raio das Órbitas PCO Versus Raio Inicial Estabelecido.



Fonte: Produção do autor.

5 CONCLUSÃO

A partir de tudo o que foi exposto ao longo do estudo, pode-se concluir que os resultados alcançaram os objetivos iniciais estabelecidos.

Foi possível avaliar a geolocalização para diferentes configurações e topologias e, com esses resultados, foram elaboradas diversas tabelas que relacionam, de forma objetiva, a precisão do processo com as possíveis características estabelecidas para uma formação em voo de três satélites *CubeSats*.

Foi possível, ainda, comprovar a hipótese inicial do estudo de que a precisão é melhor conforme mais espaçados estão os satélites entre si. Entretanto, observou-se que, para as topologias coorbital e NCO, essa hipótese é limitada a determinadas distâncias relativas. Ou seja, a precisão de geolocalização melhora conforme aumenta-se a distância entre os satélites e começa a diminuir a partir de certo valor. Além disso, observou-se que a precisão de geolocalização diminui conforme aumenta-se a altitude das órbitas dos satélites e não é consideravelmente impactada conforme varia-se a inclinação dessas órbitas.

Para as perturbações consideradas, concluiu-se que não há influência significativa na precisão ao longo dos primeiros períodos orbitais. Entretanto, foi possível perceber que a manutenção da formação em voo é significativamente prejudicada, pois ocorrem derivas nas posições relativas que se intensificam com o tempo. Além disso, a altitude da formação é consideravelmente alterada em virtude do arrasto atmosférico. Sendo assim, torna-se necessário a implementação de um sistema de manobras de correção que minimize essas derivas e evite a diminuição excessiva de altitude, que pode ocasionar um *de-orbit* dos satélites da formação antes do tempo previsto.

Com relação às topologias estudadas, os resultados foram claros em mostrar que a topologia coorbital não é a mais adequada para uma missão de geolocalização. Tal fato evidencia que as triangulações entre os satélites da formação devem existir para que o processo seja viabilizado. Já a NCO mostrou-se bastante competente no processo, alcançando uma boa precisão em quase toda a área de cobertura dos satélites. As topologias PCO e NMC mostraram-se mais precisas que as primeiras. Porém, a precisão é elevada apenas em áreas

próximas aos satélites da formação, diminuindo consideravelmente no restante da área de cobertura.

Para missões que exigem mais precisão no processo de geolocalização, recomenda-se, portanto, o emprego da topologia NMC ou PCO. Deve-se levar em conta, porém, que a fonte emissora precisa estar localizada próxima aos satélites da formação para que a precisão do processo seja elevada.

Para missões que não exigem elevada precisão no processo de geolocalização, recomenda-se o emprego da topologia NCO, que entregará bons resultados em quase toda a área de cobertura.

Com relação à relevância deste trabalho, pode-se citar as contribuições para a área da pesquisa e para o setor espacial brasileiro. Para a área da pesquisa, este estudo mostrou como conectar e implementar diversos conceitos e equações da mecânica orbital e da teoria de formação em voo com um algoritmo de geolocalização. Além disso, as simulações realizadas poderão, em conjunto com trabalhos paralelos, estabelecer uma análise mais profunda e completa de missões espaciais que ainda estão em fase de desenvolvimento. Para o setor espacial brasileiro, este estudo produziu uma série de resultados baseados em simulações que consideraram diversos cenários distintos para uma missão de geolocalização formada por três *CubeSats*. Essa base de resultados, é útil, sobretudo, para a equipe de desenvolvimento da missão brasileira ITASAT-2, que poderá definir a melhor topologia para a missão, baseando-se neste e em próximos trabalhos que utilizem as análises e os resultados que foram apresentados.

Por fim, são feitas duas sugestões de trabalhos futuros para complementar este estudo: avaliar a topologia NCO variando-se alguns detalhes e parâmetros nos satélites da formação, como por exemplo, tornar o satélite central da formação não coplanar, mantendo os outros dois coorbitais e/ou estabelecer uma altitude diferente para a órbita não coplanar; e avaliar as derivas nas posições relativas da formação, implementando um sistema de controle para aplicação de manobras de correção.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ABDU, M. A. *et al.* Equatorial ionosphere responses to two magnetic storms of moderate intensity from conjugate point observations in Brazil. **Journal of Geophysical Research**, v.117, 2012. doi:10.1029/2011JA017174.

ABDU, M. A. *et al.* Ionospheric responses to the October 2003 superstorm: longitude/local time effects over equatorial low and middle latitudes. **Journal of Geophysical Research**, v.112, p. 1-18, 2007.

ABDU, M. A. *et al.* South Atlantic magnetic anomaly ionization: a review and a new focus on electrodynamic effects in the equatorial ionosphere. **Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics**, v.67, p. 1633-1657, 2005.

AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA - AEB. **Projeto Alfa Crux começa a desenvolver estação de solo que vai fazer rastreamento e controle do nanossatélite**. 2020. Disponível em: <https://www.gov.br/aeb/pt-br/assuntos/noticias/projeto-alfa-crux-comeca-a-desenvolver-estacao-de-solo-que-vai-fazer-rastreamento-e-controle-do-nanossatelite>. Acesso em: 01 fev. 2021.

ALFRIEND, K. T. *et al.* **Spacecraft formation flying: dynamics, control and navigation**. [S.l.]: Elsevier, 2010.

BEARD, R. L. *et al.* **GPS clock technology and the navy PTTI programs at the U.S. Naval Research Laboratory**. [S.l.]: Naval Research Laboratory, 1986. p. 37-53.

CAJACOB, D. *et al.* Geolocation of RF emitters with a formation-flying cluster of three microsatellites. In: AIAA/USU CONFERENCE ON SMALL SATELLITES, 30., 2016. **Proceedings...** 2016.

CARVALHO, M. J. M. **Estudo de uma missão espacial para coleta de dados ambientais baseada em nano satélites**. Natal, RN: INPE, 2010.

CARVALHO, R. A. *et al.* **Nanosatellites: space and ground technologies**. [S.l.]: Wiley, 2020.

CHEN, Z. Universal CubeSat platform design technique. **MATEC Web of Conferences**, v.179, n. 01002, 2018. Disponível em: <https://doi.org/10.1051/mateconf/201817901002>. Acesso em: 1 ago. 2020.

CHESTNUT, P. C. Emitter location accuracy using TDOA and differential doppler. **IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems**. v.18, n.2, p. 214-218, 1982.

FONSECA, M. E. **Projeto ITASAT-1**: plataforma experimental para missões de comunicações e imageamento com Nanosatélites. 2014. Disponível em: <http://www.itasat.ita.br/?q=content/o-projeto>. Acesso em: 01 fev. 2021.

GENTILE, C. *et al.* **Geolocation techniques**: principles and applications. New York: Springer, 2013. 292 p.

GUIER, W. H.; WEIFFENBACH, G. C. **Genesis of satellite navigation**. [S.l.]: Johns Hopkins APL Technical Digest, 1998. p. 178-181.

GURFIL, P. *et al.* The SAMSON project – cluster flight and geolocation with three autonomous nano-satellites. In: ANNUAL AIAA/USU CONFERENCE ON SMALL SATELLITES, 26., 2012. **Proceedings...** 2012.

HO, K. C.; CHAN, Y. T. Geolocation of a known altitude object from TDOA and FDOA measurements. **IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems**. v.33, n.3, 1997.

HO, K. C.; XU, W. An accurate algebraic solution for moving source location using TDOA and FDOA measurements. **IEEE Transactions on Signal Processing**. v.52, n.9, p. 2453-2463, 2004.

KAYTON, M.; FRIED, W. R. **Avionics navigation systems**. 2.ed. [S.l.]: John Wiley & Sons, 1997

KLOBUCHAR, J. A. Ionospheric effects on GPS, In: PARKINSON, B. W.; SPILKER, J. J. (Ed.). **Global positioning system**: theory and applications. Washington: AIAA, 1996. p. 485-515.

KNAPP, C.; CARTER, G. The generalized correlation method for estimation of time delay. **IEEE Transactions on Acoustics, Speech, and Signal Processing**. v.24, n.4, p. 320-327, 1976.

KONECNY, G. Small satellites: a tool for Earth observation? In: ISPRS CONGRESS ISTANBUL, 2004. **Proceedings...** 2004. p. 580–582.

KUGA, H. K.; KONDAPALLI, R. R.; CARRARA, V. **Introdução à mecânica orbital**. 2.ed. São José dos Campos: INPE, 2012. 67 p.

KUGA, H. K.; KONDAPALLI, R. R.; CARRARA, V. **Satélites artificiais**: movimento orbital. São José dos Campos: INPE, 2011. 96 p.

LEITNER, J. Formation flying-the future of remote sensing from space. In: INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON SPACE FLIGHT DYNAMICS, 18., 2004. **Proceedings...** 2004.

LI, J. Z. *et al.* Source localization and calibration using TDOA and FDOA measurements in the presence of sensor location uncertainty. **Science China Information Sciences**, v.57, p.1-12, 2014.

MEHTA, P. M. *et al.* Modeling satellite drag coefficients with response surfaces. **Science Direct**, v. 54, p. 1590-1607, 2014. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S027311771400413X>. Acesso em: 18 dez. 2021.

OMAGARI, K. *et al.* Tokyo tech 1 kg picosatellite CUTE-1: development, launch & operations. In: IFAC SYMPOSIUM ON AUTOMATIC CONTROL IN AEROSPACE, 1., 2004, Saint Petersburg. **Proceedings...** IFAC, 2004.

PROGRI, I. **Geolocation of RF signals: principles and simulations**. [S.l.]: Springer, 2011.

QB50. **QB50: mission objectives**. 2018. Disponível em: <https://www.qb50.eu/index.php/project-description-obj.html>. Acesso em: 31 mar. 2020.

SABATINI, M.; PALMERINI, G. B. Linearized formation-flying dynamics in a perturbed orbital environment. In: IEEE AEROSPACE CONFERENCE, 2008. **Proceedings...** IEEE, 2008.

SANTOS, W. A. *et al.* Proposta de uma missão espacial completa para picosatélites e nanosatélites utilizando lançadores nacionais. In: SIMPÓSIO AEROESPACIAL BRASILEIRO, 1., 2012, São José dos Campos-SP. **Anais...** 2012.

SCHMIDT, R. O. **An algorithm for two-receiver TDOA/FDOA emitter location**. Sunnyvale, 1980. Technical Memo TM-1229.

SCHULTHEIS, P. M.; WEINSTEIN, E. Estimation of differential Doppler shifts. **Journal of the Acoustical Society of America**. v.66, p. 1412-1419, 1979.

SHIROMA, W. A. *et al.* CubeSats: a bright future for nanosatellites. **Open Engineering**. v.1, p. 9-15, 2011.

STANSELL, T. A. **The transit navigation satellite system: status, theory, performance, applications**. Magnavox, 1978.

WELLS, D. E. *et al.* **Guide to GPS positioning**. New Brunswick: Canadian GPS Associates, 1986.

APÊNDICE A - TABELAS DE PRECISÃO NA TOPOLOGIA COORBITAL

Tabela A.1 – Variação da Precisão na Topologia Coorbital Para $i = 40^\circ$.

Inclinação Orbital = 40°								
Altitude = 300 km			Altitude = 400 km			Altitude = 500 km		
ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)	ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)	ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)
0,1	0,1	153,88	0,1	0,1	311,14	0,1	0,1	526,30
	0,5	71,520		0,5	151,79		0,5	267,34
	1	32,403		1	67,266		1	117,97
	25	1,5394		25	3,3120		25	5,9415
	50	0,7904		50	1,6836		50	3,0118
	100	0,4428		100	0,8884		100	1,5519
	150	0,3504		150	0,6511		150	1,0928
	200	0,3148		200	0,5487		200	0,8822
	250	0,2977		250	0,4958		250	0,7670
0,5	0,5	44,537	0,5	0,5	94,684	0,5	0,5	168,22
	1	26,408		1	55,070		1	96,998
	25	1,5272		25	3,2855		25	5,8939
	50	0,7871		50	1,6767		50	2,9996
	100	0,4417		100	0,8865		100	1,5486
	150	0,3497		150	0,6501		150	1,0911
	200	0,3143		200	0,5479		200	0,8811
		250		0,2973			250	0,4952
1	1	22,716	1	1	48,450	1	1	86,470
	25	1,5183		25	3,2673		25	5,8622
	50	0,7849		50	1,6721		50	2,9912
	100	0,4410		100	0,8851		100	1,5463
	150	0,3493		150	0,6493		150	1,0899
	200	0,3139		200	0,5474		200	0,8802
		250		0,2969			250	0,4947
25	25	0,9158	25	25	1,9518	25	25	3,4834
	50	0,5960		50	1,2769		50	2,2857
	100	0,3736		100	0,7664		100	1,3490
	150	0,3063		150	0,5838		150	0,9908
	200	0,2809		200	0,5012		200	0,8158
		250		0,2694			250	0,4582

(continua)

Tabela A.1 – Continuação.

50	50	0,4672	50	50	0,9895	50	50	1,7587
	100	0,3151		100	0,6586		100	1,1655
	150	0,2647		150	0,5197		150	0,8927
	200	0,2469		200	0,4543		200	0,7502
	250	0,2403		250	0,4204		250	0,6679
100	100	0,2502	100	100	0,5182	100	100	0,9081
	150	0,2100		150	0,4256		150	0,7385
	200	0,1970		200	0,3798		200	0,6404
	250	0,1943		250	0,3569		250	0,5816
150	150	0,1870	150	150	0,3728	150	150	0,6384
	200	0,1722		200	0,3341		200	0,5640
	250	0,1689		250	0,3151		250	0,5183
200	200	0,1632	200	200	0,3098	200	200	0,5145
	250	0,1582		250	0,2915		250	0,4760
250	250	0,1558	250	250	0,2799	250	250	0,4491

Altitude = 600 km			Altitude = 700 km			Altitude = 800 km		
ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)	ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)	ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)
0,1	0,1	828,02	0,1	0,1	1.247,6	0,1	0,1	1.678,7
	0,5	433,00		0,5	667,40		0,5	921,13
	1	192,19		1	299,67		1	419,73
	25	3,8103		25	15,412		25	21,688
	50	4,9640		50	7,7897		50	10,955
	100	2,5251		100	3,9438		100	5,5292
	150	1,7426		150	2,6867		150	3,7417
	200	1,3710		200	2,0819		200	2,8732
0,5	0,5	275,82	0,5	0,5	430,60	0,5	0,5	601,78
	1	158,66		1	248,25		1	348,72
	25	9,7316		25	15,288		25	21,514
	50	4,9440		50	7,7584		50	10,911
	100	2,5229		100	3,9358		100	5,5181
	150	1,7402		150	2,6830		150	3,7366
	200	1,3695		200	2,0797		200	2,8703
	250	1,1599		250	1,7318		250	2,3646

(continua)

Tabela A.1 – Conclusão.

1	1	142,39	1	1	223,18	1	1	313,38
	25	9,6800		25	15,207		25	21,399
	50	4,9302		50	7,7367		50	10,880
	100	2,5191		100	3,9298		100	5,5097
	150	1,7382		150	2,6801		150	3,7325
	200	1,3682		200	2,0778		200	2,8677
	250	1,1589		250	1,7305		250	2,3628
25	25	5,7399	25	25	9,0073	25	25	12,666
	50	3,7683		50	5,9135		50	8,3150
	100	2,2048		100	3,4442		100	4,8315
	150	1,5883		150	2,4547		150	3,4225
	200	1,2758		200	1,9435		200	2,6864
	250	1,0934		250	1,6384		250	2,2412
50	50	2,8903	50	50	4,5275	50	50	6,3583
	100	1,9086		100	2,9833		100	4,1848
	150	1,4386		150	2,2284		150	3,1096
	200	1,1814		200	1,8057		200	2,4998
	250	1,0257		250	1,5430		250	2,1149
100	100	1,4788	100	100	2,3027	100	100	3,2207
	150	1,1944		150	1,8515		150	2,5824
	200	1,0184		200	1,5628		200	2,1664
	250	0,9047		250	1,3695		250	1,8820
150	150	1,0242	150	150	1,5791	150	150	2,1937
	200	0,8964		200	1,3736		200	1,9006
	250	0,8101		250	1,2281		250	1,6875
200	200	0,8095	200	200	1,2317	200	200	1,6954
	250	0,7403		250	1,1180		250	1,5311
250	250	0,6905	250	250	1,0342	250	250	1,4078

Fonte: Produção do autor.

Tabela A.2 – Variação da Precisão na Topologia Coorbital Para $i = 45^\circ$.

Inclinação Orbital = 45°								
Altitude = 300 km			Altitude = 400 km			Altitude = 500 km		
ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)	ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)	ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)
0,1	0,1	184,16	0,1	0,1	376,45	0,1	0,1	637,68
	0,5	69,716		0,5	144,91		0,5	249,97
	1	33,923		1	70,730		1	123,89
	25	1,5469		25	3,4202		25	5,6556
	50	0,8002		50	1,6479		50	2,8591
	100	0,4565		100	0,8802		100	1,4861
	150	0,3622		150	0,6474		150	1,0496
	200	0,3251		200	0,5466		200	0,8494
	250	0,3068		250	0,4939		250	0,7396
0,5	0,5	44,703	0,5	0,5	93,305	0,5	0,5	162,11
	1	27,560		1	57,464		1	100,61
	25	1,5344		25	3,2141		25	5,6101
	50	0,7968		50	1,6411		50	2,8475
	100	0,4553		100	0,8782		100	1,4830
	150	0,3615		150	0,6463		150	1,0480
	200	0,3246		200	0,5458		200	0,8484
		250		0,3063			250	0,4933
1	1	22,511	1	1	47,039	1	1	81,895
	25	1,5225		25	3,1879		25	5,5621
	50	0,7937		50	1,6344		50	2,8351
	100	0,4543		100	0,8762		100	1,4795
	150	0,3608		150	0,6452		150	1,0462
	200	0,3240		200	0,5450		200	0,8472
		250		0,3058			250	0,4927
25	25	0,9074	25	25	1,8924	25	25	3,2903
	50	0,5973		50	1,2431		50	2,1616
	100	0,3828		100	0,7560		100	1,2878
	150	0,3157		150	0,5789		150	0,9495
	200	0,2895		200	0,4984		200	0,7842
		250		0,2772			250	0,4560

(continua)

Tabela A.2 – Continuação.

50	50	0,4627	50	50	0,9586	50	50	1,6599
	100	0,3199		100	0,6468		100	1,1098
	150	0,2715		150	0,5138		150	0,8539
	200	0,2539		200	0,4508		200	0,7200
	250	0,2468		250	0,4176		250	0,6224
100	100	0,2488	100	100	0,5030	100	100	0,8580
	150	0,2120		150	0,4168		150	0,7018
	200	0,2004		200	0,3741		200	0,6114
	250	0,1980		250	0,3526		250	0,5569
150	150	0,1861	150	150	0,3618	150	150	0,6028
	200	0,1730		200	0,3265		200	0,5354
	250	0,1705		250	0,3092		250	0,4938
200	200	0,1627	200	200	0,3008	200	200	0,4859
	250	0,1585		250	0,2844		250	0,4513
250	250	0,1555	250	250	0,2720	250	250	0,4242

Altitude = 600 km			Altitude = 700 km			Altitude = 800 km		
ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)	ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)	ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)
0,1	0,1	1.088,1	0,1	0,1	1.635,3	0,1	0,1	2.395,3
	0,5	428,02		0,5	646,67		0,5	943,32
	1	209,97		1	321,74		1	476,34
	25	9,7754		25	14,903		25	21,900
	50	4,9268		50	7,4962		50	11,000
	100	2,5229		100	3,8122		100	5,5716
	150	1,7409		150	2,5988		150	3,7707
	200	1,3718		200	2,0163		200	2,8975
0,5	0,5	280,23	0,5	0,5	426,49	0,5	0,5	626,26
	1	171,73		1	263,34		1	390,02
	25	9,6970		25	14,783		25	21,725
	50	4,9069		50	7,4661		50	10,956
	100	2,5177		100	3,8044		100	5,5604
	150	1,7385		150	2,5952		150	3,7655
	200	1,3703		200	2,0141		200	2,8945
	250	1,1620		250	1,6792		250	2,3864

(continua)

Tabela A.2 – Conclusão.

1	1	141,44	1	1	215,37	1	1	316,15
	25	9,6165		25	14,657		25	21,532
	50	4,8862		50	7,4337		50	10,907
	100	2,5121		100	3,7957		100	5,5474
	150	1,7357		150	2,5911		150	3,7595
	200	1,3685		200	2,0116		200	2,8908
	250	1,1607		250	1,6773		250	2,3838
25	25	5,6890	25	25	8,6635	25	25	12,722
	50	3,7322		50	5,6802		50	8,3359
	100	2,1962		100	3,3241		100	4,8621
	150	1,5847		150	2,3718		150	3,4460
	200	1,2752		200	1,8805		200	2,7072
	250	1,0945		250	1,5873		250	2,2605
50	50	2,8628	50	50	4,3522	50	50	6,3834
	100	1,8995		100	2,8782		100	4,2120
	150	1,4342		150	2,1523		150	3,1310
	200	1,1801		200	1,7465		200	2,5189
	250	1,0261		250	1,4943		250	2,1328
100	100	1,4660	100	100	2,2150	100	100	3,2353
	150	1,1869		150	1,7839		150	2,5962
	200	1,0144		200	1,5084		200	2,1801
	250	0,9029		250	1,3238		250	1,8958
150	150	1,0147	150	150	1,5181	150	150	2,2025
	200	0,8904		200	1,3230		200	1,9103
	250	0,8063		250	1,1848		250	1,6979
200	200	0,8019	200	200	1,1840	200	200	1,7020
	250	0,7351		250	1,0766		250	1,5387
250	250	0,6841	250	250	0,9942	250	250	1,4134

Fonte: Produção do autor.

Tabela A.3 – Variação da Precisão na Topologia Coorbital Para $i = 50^\circ$.

Inclinação Orbital = 50°								
Altitude = 300 km			Altitude = 400 km			Altitude = 500 km		
ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)	ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)	ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)
0,1	0,1	198,44	0,1	0,1	406,88	0,1	0,1	690,27
	0,5	65,511		0,5	136,04		0,5	235,74
	1	36,552		1	77,683		1	138,83
	25	1,5717		25	3,2674		25	5,7095
	50	0,8175		50	1,6602		50	2,8772
	100	0,4736		100	0,8950		100	1,5051
	150	0,3768		150	0,6608		150	1,0663
	200	0,3377		200	0,5585		200	0,8646
0,5	0,5	44,901	0,5	0,5	93,626	0,5	0,5	163,16
	1	29,679		1	62,909		1	111,99
	25	1,5588		25	3,2411		25	5,6635
	50	0,8139		50	1,6533		50	2,8655
	100	0,4724		100	0,8930		100	1,5019
	150	0,3761		150	0,6596		150	1,0647
	200	0,3371		200	0,5577		200	0,8635
	250	0,3174		250	0,5041		250	0,7527
1	1	22,516	1	1	47,029	1	1	82,123
	25	1,5421		25	3,2045		25	5,5962
	50	0,8094		50	1,6439		50	2,8484
	100	0,4708		100	0,8902		100	1,4972
	150	0,3751		150	0,6581		150	1,0623
	200	0,3364		200	0,5566		200	0,8620
	250	0,3168		250	0,5033		250	0,7516
25	25	0,9082	25	25	1,8921	25	25	3,2988
	50	0,6042		50	1,2465		50	2,1683
	100	0,3949		100	0,7661		100	1,3010
	150	0,3274		150	0,5894		150	0,9629
	200	0,3002		200	0,5084		200	0,7970
	250	0,2869		250	0,4654		250	0,7032

(continua)

Tabela A.3 – Continuação.

50	50	0,4627	50	50	0,9575	50	50	1,6626
	100	0,3274		100	0,6531		100	1,1190
	150	0,2804		150	0,5220		150	0,8645
	200	0,2626		200	0,4592		200	0,7309
	250	0,2549		250	0,4258		250	0,6532
100	100	0,2494	100	100	0,5030	100	100	0,8601
	150	0,2157		150	0,4201		150	0,7070
	200	0,2052		200	0,3789		200	0,6181
	250	0,2031		250	0,3578		250	0,5343
150	150	0,1867	150	150	0,3618	150	150	0,6041
	200	0,1751		200	0,3284		200	0,5387
	250	0,1732		250	0,3120		250	0,4983
200	200	0,1633	200	200	0,3007	200	200	0,4868
	250	0,1598		250	0,2854		250	0,4536
250	250	0,1561	250	250	0,2720	250	250	0,4250

Altitude = 600 km			Altitude = 700 km			Altitude = 800 km		
ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)	ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)	ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)
0,1	0,1	1.146,0	0,1	0,1	1.666,2	0,1	0,1	2.289,4
	0,5	404,27		0,5	609,80		0,5	876,44
	1	228,04		1	350,44		1	514,04
	25	9,8419		25	14,984		25	21,772
	50	4,9459		50	7,5120		50	10,896
	100	2,5429		100	3,8315		100	5,5305
	150	1,7583		150	2,6160		150	3,7470
	200	1,3875		200	2,0317		200	2,8809
0,5	0,5	281,59	0,5	0,5	427,25	0,5	0,5	617,90
	1	186,36		1	286,05		1	419,01
	25	9,7630		25	14,864		25	21,598
	50	4,9260		50	7,4819		50	10,852
	100	2,5376		100	3,8237		100	5,5193
	150	1,7558		150	2,6124		150	3,7419
	200	1,3859		200	2,0295		200	2,8779
	250	1,1765		250	1,6935		250	2,3743

(continua)

Tabela A.3 – Conclusão.

1	1	141,53	1	1	215,28	1	1	312,54
	25	9,6562		25	14,697		25	21,350
	50	4,8990		50	7,4400		50	10,790
	100	2,5304		100	3,8127		100	5,5033
	150	1,7523		150	2,6072		150	3,7346
	200	1,3837		200	2,0264		200	2,8736
	250	1,1749		250	1,6914		250	2,3713
25	25	5,7022	25	25	8,6753	25	25	12,599
	50	3,7397		50	5,6833		50	8,2462
	100	2,2102		100	3,3369		100	4,8216
	150	1,5986		150	2,3853		150	3,4219
	200	1,2885		200	0,1894		200	2,6902
	250	1,1072		250	1,5999		250	2,2479
50	50	2,8676	50	50	4,3557	50	50	6,3188
	100	1,9099		100	2,8880		100	4,1766
	150	1,4456		150	2,1634		150	3,1084
	200	1,1915		200	1,7577		200	2,5024
	250	1,0374		250	1,5055		250	2,1204
100	100	1,4693	100	100	2,2179	100	100	3,2037
	150	1,1929		150	1,7897		150	2,5743
	200	1,0218		200	1,5155		200	2,1635
	250	0,9110		250	1,3317		250	1,8830
150	150	1,0168	150	150	1,5199	150	150	2,1809
	200	0,8943		200	1,3267		200	1,8933
	250	0,8115		250	1,1897		250	1,6843
200	200	0,8034	200	200	1,1850	200	200	1,6848
	250	0,7379		250	1,0791		250	1,5246
250	250	0,6853	250	250	0,9950	250	250	1,3990

Fonte: Produção do autor.

Tabela A.4 – Variação da Precisão na Topologia Coorbital Para $i = 55^\circ$.

Inclinação Orbital = 55°								
Altitude = 300 km			Altitude = 400 km			Altitude = 500 km		
ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)	ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)	ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)
0,1	0,1	173,79	0,1	0,1	327,73	0,1	0,1	585,68
	0,5	63,405		0,5	125,09		0,5	235,74
	1	39,709		1	81,195		1	159,54
	25	1,5953		25	3,1525		25	5,9602
	50	0,8337		50	1,6068		50	2,9946
	100	0,4885		100	0,8768		100	1,5715
	150	0,3894		150	0,6511		150	1,1158
	200	0,3483		200	0,5511		200	0,9054
	250	0,3270		250	0,4978		250	0,7895
0,5	0,5	44,450	0,5	0,5	88,208	0,5	0,5	166,92
	1	31,818		1	64,718		1	126,19
	25	1,5821		25	3,1268		25	5,9120
	50	0,8300		50	1,6001		50	2,9824
	100	0,4873		100	0,8748		100	1,5681
	150	0,3886		150	0,6500		150	1,1141
	200	0,3477		200	0,5504		200	0,9043
		250		0,3265			250	0,4972
1	1	22,537	1	1	44,862	1	1	85,263
	25	1,5611		25	3,0841		25	5,8280
	50	0,8242		50	1,5889		50	2,9613
	100	0,4852		100	0,8714		100	1,5623
	150	0,3874		150	0,6482		150	1,1112
	200	0,3468		200	0,5491		200	0,9025
		250		0,3258			250	0,4962
25	25	0,9079	25	25	1,8033	25	25	3,4237
	50	0,6103		50	1,1971		50	2,2511
	100	0,4053		100	0,7467		100	1,3562
	150	0,3375		150	0,5790		150	1,0064
	200	0,3092		200	0,5007		200	0,8340
		250		0,2948			250	0,4582

(continua)

Tabela A.4 – Continuação.

50	50	0,4621	50	50	0,9118	50	50	1,7243
	100	0,3337		100	0,6324		100	1,1650
	150	0,2879		150	0,5104		150	0,9026
	200	0,2698		200	0,4508		200	0,7642
	250	0,2615		250	0,4183		250	0,6834
100	100	0,2492	100	100	0,4790	100	100	0,8923
	150	0,2186		150	0,4054		150	0,7359
	200	0,2090		200	0,3683		200	0,6446
	250	0,2069		250	0,3489		250	0,5893
150	150	0,1865	150	150	0,3444	150	150	0,6267
	200	0,1764		200	0,3156		200	0,5601
	250	0,1749		250	0,3014		250	0,5190
200	200	0,1630	200	200	0,2861	200	200	0,5049
	250	0,1602		250	0,2732		250	0,4712
250	250	0,1558	250	250	0,2586	250	250	0,4407

Altitude = 600 km			Altitude = 700 km			Altitude = 800 km		
ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)	ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)	ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)
0,1	0,1	895,25	0,1	0,1	1.280,8	0,1	0,1	1.766,4
	0,5	381,95		0,5	580,41		0,5	851,07
	1	240,32		1	372,88		1	558,47
	25	9,7269		25	14,985		25	22,346
	50	4,8816		50	7,4975		50	11,159
	100	2,5181		100	3,8306		100	5,6693
	150	1,7462		150	2,6203		150	3,8467
	200	1,3800		200	2,0367		200	2,9588
0,5	0,5	272,03	0,5	0,5	415,83	0,5	0,5	613,63
	1	193,94		1	300,67		1	450,38
	25	9,6486		25	14,865		25	22,166
	50	4,8619		50	7,4674		50	11,114
	100	2,5129		100	3,8228		100	5,6578
	150	1,7437		150	2,6167		150	3,8415
	200	1,3784		200	2,0345		200	2,9557
	250	1,1715		250	1,6991		250	2,4399

(continua)

Tabela A.4 – Conclusão.

1	1	139,56	1	1	215,10	1	1	320,83
	25	9,5276		25	14,675		25	21,849
	50	4,8316		50	7,4203		50	11,046
	100	2,5049		100	2,8106		100	5,6398
	150	1,7398		150	2,6110		150	3,8333
	200	1,3760		200	2,0312		200	2,9509
	250	1,1698		250	1,6968		250	2,4367
25	25	5,6092	25	25	8,6426	25	25	12,887
	50	3,6825		50	5,6631		50	8,4337
	100	2,1853		100	3,3328		100	4,9389
	150	1,5856		150	2,3873		150	3,5109
	200	1,2803		200	1,8970		200	2,7617
	250	1,1016		250	1,6043		250	2,3093
50	50	2,8194	50	50	4,3374	50	50	6,4606
	100	1,8854		100	2,8823		100	4,2763
	150	1,4319		150	2,1636		150	3,1876
	200	1,1826		200	1,7598		200	2,5678
	250	1,0311		250	1,5088		250	2,1773
100	100	1,4450	100	100	2,2091	100	100	3,2763
	150	1,1776		150	1,7865		150	2,6367
	200	1,0111		200	1,5148		200	2,2178
	250	0,9032		250	1,3327		250	1,9318
150	150	0,9999	150	150	1,5139	150	150	2,2304
	200	0,8820		200	1,3234		200	1,9381
	250	0,8020		250	1,1884		250	1,7258
200	200	0,7898	200	200	1,1800	200	200	1,7227
	250	0,7271		250	1,0760		250	1,5604
250	250	0,6736	250	250	0,9907	250	250	1,4303

Fonte: Produção do autor.

Tabela A.5 – Variação da Precisão na Topologia Coorbital Para $i = 60^\circ$.

Inclinação Orbital = 60°								
Altitude = 300 km			Altitude = 400 km			Altitude = 500 km		
ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)	ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)	ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)
0,1	0,1	170,68	0,1	0,1	330,11	0,1	0,1	562,53
	0,5	64,322		0,5	131,23		0,5	237,03
	1	43,811		1	92,181		1	171,71
	25	1,6459		25	3,3215		25	6,0119
	50	0,8647		50	1,6924		50	3,0199
	100	0,5116		100	0,9278		100	1,5921
	150	0,4084		150	0,6908		150	1,1345
	200	0,3645		200	0,5850		200	0,9221
0,5	0,5	44,984	0,5	0,5	91,959	0,5	0,5	166,60
	1	34,430		1	71,844		1	133,05
	25	1,6321		25	3,2942		25	5,9629
	50	0,8608		50	1,6853		50	3,0075
	100	0,5103		100	0,9256		100	1,5886
	150	0,4076		150	0,6896		150	1,1327
	200	0,3639		200	0,5842		200	0,9210
	250	0,3408		250	0,5276		250	0,8037
1	1	22,887	1	1	46,860	1	1	85,178
	25	1,6072		25	3,2438		25	5,8696
	50	0,8539		50	1,6721		50	2,9841
	100	0,5079		100	0,9217		100	1,5822
	150	0,4061		150	0,6875		150	1,1296
	200	0,3629		200	0,5828		200	0,9189
	250	0,3400		250	0,5265		250	0,8023
25	25	0,9225	25	25	1,8869	25	25	3,4323
	50	0,6271		50	1,2561		50	2,2625
	100	0,4225		100	0,7884		100	1,3709
	150	0,3531		150	0,6133		150	1,0216
	200	0,3231		200	0,5309		200	0,8483
	250	0,3074		250	0,4859		250	0,7497

(continua)

Tabela A.5 – Continuação.

50	50	0,4691	50	50	0,9535	50	50	1,7277
	100	0,3453		100	0,6658		100	1,1746
	150	0,3001		150	0,5397		150	0,9144
	200	0,2812		200	0,4774		200	0,7761
	250	0,2720		250	0,4431		250	0,6950
100	100	0,2527	100	100	0,5009	100	100	0,8941
	150	0,2247		150	0,4264		150	0,7415
	200	0,2158		200	0,3884		200	0,6518
	250	0,2138		250	0,3684		250	0,5971
150	150	0,1889	150	150	0,3601	150	150	0,6279
	200	0,1801		200	0,3312		200	0,5635
	250	0,1791		250	0,3169		250	0,5236
200	200	0,1649	200	200	0,2989	200	200	0,5056
	250	0,1628		250	0,2862		250	0,4734
250	250	0,1575	250	250	0,2701	250	250	0,4411

Altitude = 600 km			Altitude = 700 km			Altitude = 800 km		
ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)	ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)	ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)
0,1	0,1	869,33	0,1	0,1	1.195,3	0,1	0,1	1.669,5
	0,5	392,42		0,5	575,85		0,5	857,94
	1	258,85		1	385,70		1	583,38
	25	9,9894		25	14,874		25	22,522
	50	5,0091		50	7,4385		50	11,236
	100	2,5879		100	3,8072		100	5,7112
	150	1,7980		150	2,6104		150	3,8805
	200	1,4220		200	2,0315		200	2,9861
0,5	0,5	276,98	0,5	0,5	408,80	0,5	0,5	612,51
	1	205,55		1	306,65		1	464,95
	25	9,9086		25	14,754		25	22,340
	50	4,9888		50	7,4085		50	11,191
	100	2,5825		100	3,7994		100	5,6996
	150	1,7954		150	2,6067		150	3,8752
	200	1,4204		200	2,0292		200	2,9829
	250	1,2079		250	1,6965		250	2,4536

(continua)

Tabela A.5 – Conclusão.

1	1	143,10	1	1	213,22	1	1	323,17
	25	9,7758		25	14,555		25	22,037
	50	4,9557		50	7,3593		50	11,116
	100	2,5739		100	3,7868		100	5,6809
	150	1,7913		150	2,6009		150	3,8667
	200	1,4179		200	2,0258		200	2,9781
	250	1,2061		250	1,6942		250	2,4604
25	25	5,7419	25	25	8,5513	25	25	12,957
	50	3,7727		50	5,6093		50	8,4831
	100	2,2437		100	3,3090		100	4,9728
	150	1,6314		150	2,3762		150	3,5401
	200	1,3186		200	1,8908		200	2,7862
	250	1,1354		250	1,6010		250	2,3310
50	50	2,8851	50	50	4,2904	50	50	6,4943
	100	1,9339		100	2,8584		100	4,3034
	150	1,4719		150	2,1513		150	3,2125
	200	1,2171		200	1,7524		200	2,5894
	250	1,0620		250	1,5044		250	2,1970
100	100	1,4789	100	100	2,1853	100	100	3,2937
	150	1,2080		150	1,7721		150	2,6545
	200	1,0388		200	1,5054		200	2,2344
	250	0,9289		250	1,3264		250	1,9476
150	150	1,0234	150	150	1,4975	150	150	2,2423
	200	0,9042		200	0,1312		200	1,9502
	250	0,8233		250	1,1801		250	1,7380
200	200	0,8081	200	200	1,1670	200	200	1,7317
	250	0,7450		250	1,0661		250	1,5699
250	250	0,6890	250	250	0,9795	250	250	1,4375

Fonte: Produção do autor.

APÊNDICE B - TABELAS DE PRECISÃO NA TOPOLOGIA NCO

Tabela B.1 – Variação da Precisão na Topologia NCO Para $i = 40^\circ$.

Inclinação Orbital = 40°								
Altitude = 300 km			Altitude = 400 km			Altitude = 500 km		
ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)	ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)	ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)
0,1	0,1	90,404	0,1	0,1	146,55	0,1	0,1	209,19
	0,5	40,039		0,5	57,133		0,5	76,340
	1	35,715		1	53,738		1	75,199
	25	2,0691		25	3,9854		25	6,6386
	50	1,2775		50	2,3776		50	3,8842
	100	1,1538		100	1,9063		100	2,8346
	150	1,9361		150	2,6911		150	3,3594
	200	32,789		200	16,365		200	7,4736
250	1,6130	250	2,9441	250	9,2776			
0,5	0,5	31,961	0,5	0,5	45,330	0,5	0,5	58,495
	1	23,169		1	31,682		1	40,554
	25	2,0275		25	3,9047		25	6,4955
	50	1,2602		50	2,3469		50	3,8346
	100	1,1377		100	1,8830		100	2,8039
	150	1,8886		150	2,6387		150	3,3097
	200	25,141		200	13,987		200	7,1847
	250	1,6407		250	3,0011		250	9,5683
1	1	20,824	1	1	28,242	1	1	35,492
	25	2,0448		25	3,9578		25	6,5949
	50	1,2652		50	2,3648		50	3,8709
	100	1,1385		100	1,8904		100	2,8194
	150	1,8834		150	2,6445		150	3,3236
	200	22,635		200	13,628		200	7,1953
	250	1,6480		250	2,9991		250	9,3999
25	25	0,7160	25	25	1,2558	25	25	1,8241
	50	0,5333		50	0,9308		50	1,3583
	100	0,4694		100	0,7821		100	1,1257
	150	0,5302		150	0,8228		150	1,1243
	200	0,6622		200	0,9676		200	1,2359
	250	0,7934		250	1,1367		250	1,4046

(continua)

Tabela B.1 – Continuação.

50	50	0,3405	50	50	0,6007	50	50	0,8838
	100	0,2730		100	0,4673		100	0,6789
	150	0,2788		150	0,4534		150	0,6384
	200	0,3100		200	0,4817		200	0,6506
	250	0,3504		250	0,5293		250	0,6888
100	100	0,1637	100	100	0,2864	100	100	0,4263
	150	0,1473		150	0,2516		150	0,3690
	200	0,1489		200	0,2459		200	0,3514
	250	0,1576		250	0,2529		250	0,3515
150	150	0,1105	150	150	0,1878	150	150	0,2790
	200	0,1043		200	0,1736		200	0,2540
	250	0,1052		250	0,1709		250	0,2449
200	200	0,0875	200	200	0,1425	200	200	0,2085
	250	0,0850		250	0,1355		250	0,1955
250	250	0,0762	250	250	0,1180	250	250	0,1688

Altitude = 600 km			Altitude = 700 km			Altitude = 800 km		
ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)	ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)	ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)
0,1	0,1	280,32	0,1	0,1	358,35	0,1	0,1	434,17
	0,5	98,030		0,5	122,68		0,5	149,65
	1	100,63		1	130,42		1	163,10
	25	9,8845		25	13,798		25	18,049
	50	5,7021		50	7,8920		50	10,249
	100	3,8540		100	5,0390		100	6,2305
	150	3,9941		150	4,7771		150	5,5035
	200	5,9179		200	5,8213		200	5,8875
0,5	0,5	71,677	0,5	0,5	84,922	0,5	0,5	98,012
	1	49,712		1	59,186		1	68,779
	25	9,6558		25	13,447		25	17,540
	50	5,6299		50	7,7899		50	10,111
	100	3,8172		100	4,9953		100	6,1804
	150	3,9486		150	4,7324		150	5,4602
	200	5,8026		200	5,7455		200	5,8318
	250	28,014		250	10,464		250	7,6654

(continua)

Tabela B.1 – Conclusão.

1	1	42,741	1	1	49,952	1	1	57,182
	25	9,7948		25	13,598		25	17,646
	50	5,6864		50	7,8646		50	10,193
	100	3,8408		100	5,0265		100	6,2159
	150	3,9677		150	4,7556		150	5,4846
	200	5,8259		200	5,7697		200	5,8538
	250	26,632		250	10,480		250	7,6884
25	25	2,3754	25	25	2,8987	25	25	3,3826
	50	1,7738		50	2,1698		50	2,5363
	100	1,4664		100	1,8009		100	2,1131
	150	1,4188		150	1,7143		150	1,9922
	200	1,4841		200	1,7372		200	1,9765
	250	1,6210		250	1,8325		250	2,0305
50	50	1,1631	50	50	1,4290	50	50	1,6743
	100	0,8864		100	1,0850		100	1,2692
	150	0,8187		150	0,9933		150	1,1564
	200	0,8112		200	0,9679		200	1,1154
	250	0,8336		250	0,9742		250	1,1075
100	100	0,5689	100	100	0,7065	100	100	0,8334
	150	0,4869		150	0,6004		150	0,7053
	200	0,4558		200	0,5562		200	0,6495
	250	0,4464		250	0,5374		250	0,6224
150	150	0,3747	150	150	0,4688	150	150	0,5562
	200	0,3372		200	0,4185		200	0,4942
	250	0,3201		250	0,3931		250	0,4612
200	200	0,2796	200	200	0,3508	200	200	0,4177
	250	0,2591		250	0,3224		250	0,3817
250	250	0,2246	250	250	0,2814	250	250	0,3354

Fonte: Produção do autor.

Tabela B.2 – Variação da Precisão na Topologia NCO Para $i = 45^\circ$.

Inclinação Orbital = 45°								
Altitude = 300 km			Altitude = 400 km			Altitude = 500 km		
ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)	ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)	ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)
0,1	0,1	90,074	0,1	0,1	142,00	0,1	0,1	199,95
	0,5	55,301		0,5	87,430		0,5	130,44
	1	54,036		1	87,987		1	133,41
	25	3,2457		25	6,0675		25	10,145
	50	2,2045		50	3,7638		50	5,9037
	100	5,3844		100	6,2221		100	7,5921
	150	2,4736		150	6,2401		150	25,604
	200	0,8819		200	1,6146		200	3,2204
	250	0,5313		250	0,8694		250	1,5318
0,5	0,5	33,301	0,5	0,5	45,854	0,5	0,5	58,563
	1	26,215		1	35,926		1	46,356
	25	3,1349		25	5,8535		25	9,7434
	50	2,1498		50	3,6791		50	5,7738
	100	4,9952		100	5,9322		100	7,3253
	150	2,5419		150	6,4598		150	25,792
	200	0,8910		200	1,6331		200	3,2646
		250		0,5345			250	0,8750
1	1	19,109	1	1	25,587	1	1	31,838
	25	3,1281		25	5,8207		25	9,5603
	50	2,1416		50	3,6684		50	5,7373
	100	4,8413		100	5,8164		100	7,1923
	150	2,5646		150	6,4274		150	21,950
	200	0,8955		200	1,6391		200	3,2710
		250		0,5363			250	0,8775
25	25	0,7222	25	25	1,1996	25	25	1,6760
	50	0,5729		50	0,9319		50	1,2953
	100	0,5708		100	0,8664		100	1,1627
	150	0,6726		150	0,9500		150	1,2079
	200	0,7090		200	1,0039		200	1,2688
		250		0,5832			250	0,8627

(continua)

Tabela B.2 – Continuação.

50	50	0,3403	50	50	0,5744	50	50	0,8173
	100	0,2915		100	0,4696		100	0,6512
	150	0,3069		150	0,4683		150	0,6265
	200	0,3380		200	0,4956		200	0,6402
	250	0,3579		250	0,5166		250	0,6589
100	100	0,1614	100	100	0,2726	100	100	0,3941
	150	0,1483		150	0,2436		150	0,3455
	200	0,1511		200	0,2402		200	0,3319
	250	0,1598		250	0,2474		250	0,3332
150	150	0,1075	150	150	0,1776	150	150	0,2573
	200	0,1022		200	0,1654		200	0,2360
	250	0,1036		250	0,1638		250	0,2290
200	200	0,0841	200	200	0,1337	200	200	0,1916
	250	0,0820		250	0,1279		250	0,1808
250	250	0,0726	250	250	0,1102	250	250	0,1549

Altitude = 600 km			Altitude = 700 km			Altitude = 800 km		
ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)	ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)	ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)
0,1	0,1	270,70	0,1	0,1	342,18	0,1	0,1	422,92
	0,5	192,11		0,5	271,25		0,5	378,58
	1	198,81		1	281,21		1	390,42
	25	14,448		25	19,539		25	24,833
	50	8,0133		50	10,664		50	13,697
	100	8,0947		100	9,1912		100	10,331
	150	27,684		150	15,390		150	12,906
	200	8,0863		200	35,372		200	41,788
0,5	250	2,9474	250	6,1825	250	16,873		
	0,5	71,652	0,5	0,5	84,871	0,5	0,5	98,413
	1	57,496		1	68,973		1	80,974
	25	13,859		25	18,678		25	23,675
	50	7,8534		50	10,452		50	13,418
	100	7,8997		100	9,0143		100	10,166
	150	24,276		150	14,752		150	12,598
	200	8,2347		200	34,829		200	36,662
250	2,9736	250		6,2530	250		17,081	

(continua)

Tabela B.2 – Conclusão.

1	1	38,694	1	1	45,025	1	1	51,294
	25	13,531		25	17,924		25	22,33
	50	7,8143		50	10,346		50	13,194
	100	7,8250		100	8,9257		100	10,058
	150	21,627		150	14,248		150	12,345
	200	8,1399		200	29,329		200	31,165
	250	2,9748		250	6,2289		250	16,502
25	25	2,1348	25	25	2,5572	25	25	2,9599
	50	1,6387		50	1,9608		50	2,2658
	100	1,4365		100	1,7002		100	1,9533
	150	1,4413		150	1,6714		150	1,8958
	200	1,4965		200	1,7092		200	1,9135
	250	1,4913		250	1,7421		250	1,9555
50	50	1,0538	50	50	1,2723	50	50	1,4787
	100	0,8217		100	0,9820		100	1,1340
	150	0,7720		150	0,9112		150	1,0444
	200	0,7699		200	0,8952		200	1,0164
	250	0,7832		250	0,9014		250	1,0150
100	100	0,5154	100	100	0,6280	100	100	0,7341
	150	0,4441		150	0,5362		150	0,6228
	200	0,4182		200	0,4993		200	0,5759
	250	0,4116		250	0,4854		250	0,5554
150	150	0,3393	150	150	0,4166	150	150	0,4895
	200	0,3066		200	0,3732		200	0,4358
	250	0,2926		250	0,3525		250	0,4087
200	200	0,2529	200	200	0,3118	200	200	0,3677
	250	0,2354		250	0,2878		250	0,3373
250	250	0,2032	250	250	0,2506	250	250	0,2959

Fonte: Produção do autor.

Tabela B.3 – Variação da Precisão na Topologia NCO Para $i = 50^\circ$.

Inclinação Orbital = 50°								
Altitude = 300 km			Altitude = 400 km			Altitude = 500 km		
ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)	ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)	ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)
0,1	0,1	175,37	0,1	0,1	185,38	0,1	0,1	267,22
	0,5	391,67		0,5	403,23		0,5	472,83
	1	225,68		1	264,71		1	350,86
	25	9,1994		25	14,140		25	23,258
	50	11,089		50	11,660		50	16,881
	100	2,1065		100	5,0878		100	10,722
	150	0,7589		150	1,4467		150	2,6284
	200	0,4470		200	0,7676		200	1,3084
	250	0,3181		250	0,5073		250	0,8201
0,5	0,5	37,762	0,5	0,5	50,768	0,5	0,5	63,979
	1	32,232		1	43,684		1	55,618
	25	8,2802		25	12,867		25	20,799
	50	9,6430		50	10,758		50	15,622
	100	2,1565		100	5,2353		100	11,025
	150	0,7658		150	1,4613		150	2,6568
	200	0,4493		200	0,7720		200	1,3163
		250		0,3192			250	0,5093
1	1	17,333	1	1	23,097	1	1	28,576
	25	7,2512		25	10,973		25	16,381
	50	8,0959		50	9,4571		50	13,299
	100	2,1975		100	5,3008		100	10,798
	150	0,7727		150	1,4758		150	2,6842
	200	0,4519		200	0,7768		200	1,3256
		250		0,3205			250	0,5115
25	25	0,7357	25	25	1,1542	25	25	1,5593
	50	0,6164		50	0,9287		50	1,2356
	100	0,6480		100	0,9006		100	1,1470
	150	0,6458		150	0,9041		150	1,1408
	200	0,4997		200	0,7532		200	1,0270
		250		0,3687			250	0,5606

(continua)

Tabela B.3 – Continuação.

50	50	0,3451	50	50	0,5564	50	50	0,7681
	100	0,3091		100	0,4681		100	0,6245
	150	0,3254		150	0,4677		150	0,6026
	200	0,3336		200	0,4713		200	0,5986
	250	0,3131		250	0,4451		250	0,5754
100	100	0,1609	100	100	0,2634	100	100	0,3717
	150	0,1505		150	0,2381		150	0,3283
	200	0,1536		200	0,2350		200	0,3157
	250	0,1599		250	0,2387		250	0,3138
150	150	0,1060	150	150	0,1709	150	150	0,2427
	200	0,1015		200	0,1600		200	0,2235
	250	0,1025		250	0,1581		250	0,2166
200	200	0,0821	200	200	0,1279	200	200	0,1804
	250	0,0800		250	0,1225		250	0,1703
250	250	0,0702	250	250	0,1047	250	250	0,1453

Altitude = 600 km			Altitude = 700 km			Altitude = 800 km		
ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)	ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)	ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)
0,1	0,1	381,39	0,1	0,1	521,59	0,1	0,1	666,48
	0,5	472,89		0,5	520,06		0,5	563,38
	1	365,23		1	418,22		1	462,66
	25	26,931		25	33,917		25	39,417
	50	16,901		50	20,192		50	22,676
	100	70,269		100	77,231		100	33,817
	150	5,7190		150	12,582		150	46,402
	200	2,4347		200	4,4143		200	8,8569
0,5	0,5	77,430	0,5	0,5	90,997	0,5	0,5	104,74
	1	67,797		1	80,186		1	92,780
	25	24,562		25	30,883		25	36,036
	50	16,067		50	19,293		50	21,789
	100	58,410		100	55,778		100	31,233
	150	5,7961		150	12,766		150	44,967
	200	2,4521		200	4,4508		200	8,9445
	250	1,4133		250	2,3738		250	4,1594

(continua)

Tabela B.3 – Conclusão.

1	1	35,093	1	1	40,724	1	1	46,279
	25	20,176		25	24,590		25	28,266
	50	14,531		50	17,327		50	19,551
	100	32,050		100	33,009		100	25,512
	150	5,8083		150	12,484		150	33,655
	200	2,4647		200	4,4688		200	8,9171
	250	1,4190		250	2,3841		250	4,1761
25	25	1,9383	25	25	2,2936	25	25	2,6341
	50	1,5161		50	1,7850		50	2,0422
	100	1,3698		100	1,5908		100	1,8040
	150	1,3590		150	1,5651		150	1,7628
	200	1,3060		200	1,5423		200	1,7545
	250	1,1359		250	1,4358		250	1,7050
50	50	0,9654	50	50	1,1504	50	50	1,3261
	100	0,7648		100	0,9001		100	1,0292
	150	0,7223		150	0,8403		150	0,9539
	200	0,7123		200	0,8226		200	0,9290
	250	0,6977		250	0,8109		250	0,9176
100	100	0,4746	100	100	0,5709	100	100	0,6613
	150	0,4110		150	0,4892		150	0,5629
	200	0,3879		200	0,4568		200	0,5220
	250	0,3796		250	0,4426		250	0,5026
150	150	0,3131	150	150	0,3794	150	150	0,4415
	200	0,2837		200	0,3406		200	0,3939
	250	0,2704		250	0,3215		250	0,3693
200	200	0,2335	200	200	0,2843	200	200	0,3321
	250	0,2174		250	0,2624		250	0,3046
250	250	0,1874	250	250	0,2283	250	250	0,2671

Fonte: Produção do autor.

Tabela B.4 – Variação da Precisão na Topologia NCO Para $i = 55^\circ$.

Inclinação Orbital = 55°								
Altitude = 300 km			Altitude = 400 km			Altitude = 500 km		
ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)	ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)	ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)
0,1	0,1	156,61	0,1	0,1	219,46	0,1	0,1	283,55
	0,5	90,602		0,5	120,15		0,5	166,53
	1	75,520		1	119,27		1	158,32
	25	22,388		25	42,388		25	118,62
	50	3,3638		50	6,4390		50	19,018
	100	0,9108		100	1,6646		100	3,5477
	150	0,4581		150	0,7814		150	1,4590
	200	0,3027		200	0,4872		200	0,8427
	250	0,2292		250	0,3512		250	0,5741
0,5	0,5	35,473	0,5	0,5	46,885	0,5	0,5	59,597
	1	29,105		1	40,131		1	51,501
	25	22,919		25	36,592		25	52,864
	50	3,4693		50	6,6095		50	19,203
	100	0,9201		100	1,6814		100	3,5894
	150	0,4606		150	0,7856		150	1,4679
	200	0,3037		200	0,4889		200	0,8460
		250		0,2298			250	0,3521
1	1	15,819	1	1	20,800	1	1	25,665
	25	14,204		25	18,668		25	21,330
	50	3,5923		50	6,7024		50	16,346
	100	0,9348		100	1,7102		100	3,6612
	150	0,4645		150	0,7931		150	1,4858
	200	0,3054		200	0,4920		200	0,8528
		250		0,2307			250	0,3538
25	25	0,7394	25	25	1,1159	25	25	1,4619
	50	0,6466		50	0,9217		50	1,1627
	100	0,6310		100	0,8598		100	1,0676
	150	0,4926		150	0,7165		150	0,9739
	200	0,3475		200	0,5240		200	0,7826
		250		0,2612			250	0,3889

(continua)

Tabela B.4 – Continuação.

50	50	0,3506	50	50	0,5436	50	50	0,7236
	100	0,3186		100	0,4634		100	0,5893
	150	0,3198		150	0,4480		150	0,5603
	200	0,2954		200	0,4144		200	0,5324
	250	0,2544		250	0,3595		250	0,4833
100	100	0,1608	100	100	0,2567	100	100	0,3516
	150	0,1519		150	0,2345		150	0,3107
	200	0,1537		200	0,2299		200	0,2970
	250	0,1563		250	0,2283		250	0,2910
150	150	0,1048	150	150	0,1661	150	150	0,2301
	200	0,1007		200	0,1565		200	0,2116
	250	0,1013		250	0,1542		250	0,2043
200	200	0,0805	200	200	0,1238	200	200	0,1710
	250	0,0785		250	0,1188		250	0,1612
250	250	0,0684	250	250	0,1008	250	250	0,1375

Altitude = 600 km			Altitude = 700 km			Altitude = 800 km		
ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)	ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)	ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)
0,1	0,1	353,47	0,1	0,1	426,16	0,1	0,1	501,53
	0,5	218,57		0,5	272,18		0,5	327,08
	1	203,23		1	247,97		1	293,24
	25	95,966		25	80,629		25	75,614
	50	47,436		50	255,97		50	114,61
	100	6,7088		100	13,779		100	34,250
	150	2,5271		150	4,4473		150	8,0426
	200	1,3931		200	2,3122		200	3,8502
0,5	250	0,9158	250	1,4647	250	2,3361		
	0,5	72,285	0,5	0,5	85,031	0,5	0,5	97,741
	1	62,762		1	74,011		1	85,179
	25	55,921		25	56,351		25	57,726
	50	42,589		50	82,227		50	71,141
	100	6,7876		100	13,897		100	33,421
	150	2,5434		150	4,4782		150	8,0992
	200	1,3989		200	2,3226		200	3,8693
250	0,9185	250		1,4695	250		2,3445	

(continua)

Tabela B.4 – Conclusão.

1	1	31,807	1	1	36,923	1	1	41,979
	25	26,646		25	29,398		25	32,050
	50	26,106		50	32,562		50	33,883
	100	6,8147		100	13,442		100	26,814
	150	2,5658		150	4,5134		150	8,1094
	200	1,4078		200	2,3389		200	3,8963
	250	0,9229		250	1,4774		250	2,3585
25	25	1,7955	25	25	2,1088	25	25	2,4129
	50	1,4061		50	1,6361		50	1,8609
	100	1,2740		100	1,4702		100	1,6624
	150	1,2034		150	1,4143		150	1,6099
	200	1,0494		200	1,3108		200	1,5453
	250	0,8490		250	1,1377		250	1,4215
50	50	0,8935	50	50	1,0533	50	50	1,2074
	100	0,7124		100	0,8297		100	0,9438
	150	0,6690		150	0,7734		150	0,8754
	200	0,6423		200	0,7466		200	0,8463
	250	0,6035		250	0,7178		250	0,8239
100	100	0,4417	100	100	0,5255	100	100	0,6053
	150	0,3834		150	0,4511		150	0,5158
	200	0,3608		200	0,4206		200	0,4781
	250	0,3502		250	0,4059		250	0,4595
150	150	0,2921	150	150	0,3500	150	150	0,4046
	200	0,2649		200	0,3142		200	0,3608
	250	0,2521		250	0,2963		250	0,3383
200	200	0,2182	200	200	0,2627	200	200	0,3046
	250	0,2032		250	0,2424		250	0,2794
250	250	0,1751	250	250	0,2111	250	250	0,2452

Fonte: Produção do autor.

Tabela B.5 – Variação da Precisão na Topologia NCO Para $i = 60^\circ$.

Inclinação Orbital = 60°								
Altitude = 300 km			Altitude = 400 km			Altitude = 500 km		
ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)	ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)	ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)
0,1	0,1	88,082	0,1	0,1	132,01	0,1	0,1	182,09
	0,5	35,583		0,5	52,156		0,5	73,062
	1	54,886		1	84,862		1	116,37
	25	4,4787		25	9,3836		25	19,898
	50	1,7139		50	3,5051		50	7,1466
	100	0,5952		100	1,1040		100	2,0429
	150	0,3342		150	0,5754		150	1,0003
	200	0,2325		200	0,3771		200	0,6245
	250	0,1812		250	0,2794		250	0,4443
0,5	0,5	28,500	0,5	0,5	39,203	0,5	0,5	50,361
	1	25,154		1	35,239		1	45,602
	25	4,6140		25	9,5525		25	19,539
	50	1,7399		50	3,5553		50	7,2299
	100	0,5989		100	1,1111		100	2,0565
	150	0,3355		150	0,5776		150	1,0043
	200	0,2331		200	0,3781		200	0,6263
		250		0,1816			250	0,2800
1	1	14,568	1	1	19,262	1	1	23,811
	25	4,8142		25	9,3468		25	15,832
	50	1,7968		50	3,6713		50	7,3360
	100	0,6070		100	1,1292		100	2,0971
	150	0,3381		150	0,5830		150	1,0160
	200	0,2344		200	0,3805		200	0,6312
		250		0,1823			250	0,2813
25	25	0,7497	25	25	1,0806	25	25	1,3867
	50	0,6515		50	0,8847		50	1,1031
	100	0,5504		100	0,7688		100	0,9800
	150	0,3742		150	0,5725		150	0,8117
	200	0,2631		200	0,4073		200	0,6144
		250		0,2022			250	0,3053

(continua)

Tabela B.5 – Continuação.

50	50	0,3551	50	50	0,5285	50	50	0,6892
	100	0,3222		100	0,4475		100	0,5619
	150	0,2977		150	0,4110		150	0,5183
	200	0,2515		200	0,3563		200	0,4689
	250	0,2075		250	0,2969		250	0,4078
100	100	0,1623	100	100	0,2515	100	100	0,3375
	150	0,1536		150	0,2284		150	0,2973
	200	0,1525		200	0,2200		200	0,2809
	250	0,1503		250	0,2128		250	0,2704
150	150	0,1047	150	150	0,1622	150	150	0,2207
	200	0,1005		200	0,1521		200	0,2025
	250	0,1004		250	0,1487		250	0,1944
200	200	0,0796	200	200	0,1204	200	200	0,1638
	250	0,0775		250	0,1152		250	0,1542
250	250	0,0671	250	250	0,0976	250	250	0,1315

Altitude = 600 km			Altitude = 700 km			Altitude = 800 km		
ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)	ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)	ΔS_{12} (km)	ΔS_{13} (km)	Precisão (km)
0,1	0,1	243,34	0,1	0,1	330,88	0,1	0,1	475,54
	0,5	98,917		0,5	130,30		0,5	168,14
	1	141,92		1	166,61		1	244,34
	25	46,043		25	75,914		25	260,46
	50	15,169		50	25,163		50	72,375
	100	3,7725		100	6,0343		100	11,638
	150	1,7297		150	2,7009		150	4,6504
	200	1,0335		200	1,5825		200	2,5992
0,5	0,5	61,705	0,5	0,5	73,087	0,5	0,5	84,372
	1	55,901		1	66,335		1	75,152
	25	39,282		25	55,079		25	80,369
	50	15,152		50	24,479		50	56,623
	100	3,7985		100	6,0696		100	11,670
	150	1,7371		150	2,7122		150	4,6707
	200	1,0366		200	1,5873		200	2,6078
	250	0,7128		250	1,0767		250	1,7037

(continua)

Tabela B.5 – Conclusão.

1	1	29,730	1	1	34,674	1	1	39,073
	25	23,705		25	28,327		25	32,615
	50	14,094		50	20,469		50	31,037
	100	3,8479		100	6,1179		100	11,502
	150	1,7534		150	2,7378		150	4,7120
	200	1,0434		200	1,5984		200	2,6283
	250	0,7163		250	1,0825		250	1,7142
25	25	1,6819	25	25	1,9681	25	25	2,2433
	50	1,3198		50	1,5332		50	1,7384
	100	1,1828		100	1,3722		100	1,5566
	150	1,0566		150	1,2673		150	1,4760
	200	0,8684		200	1,1074		200	1,3655
	250	0,6850		250	0,9227		250	1,2080
50	50	0,8393	50	50	0,9856	50	50	1,1250
	100	0,6708		100	0,7794		100	0,8834
	150	0,6204		150	0,7192		150	0,8150
	200	0,5790		200	0,6799		200	0,7790
	250	0,5274		250	0,6373		250	0,7469
100	100	0,4172	100	100	0,4937	100	100	0,5655
	150	0,3609		150	0,4229		150	0,4810
	200	0,3372		200	0,3922		200	0,4443
	250	0,3241		250	0,3760		250	0,4255
150	150	0,2758	150	150	0,3285	150	150	0,3773
	200	0,2492		200	0,2941		200	0,3357
	250	0,2363		250	0,2768		250	0,3142
200	200	0,2059	200	200	0,2463	200	200	0,2837
	250	0,1914		250	0,2271		250	0,2600
250	250	0,1652	250	250	0,1981	250	250	0,2284

Fonte: Produção do autor.

APÊNDICE C - TABELAS DE PRECISÃO NA TOPOLOGIA PCO

Tabela C.1 – Variação da Precisão na Topologia PCO Para $i = 40^\circ$.

Inclinação Orbital = 40°								
Altitude = 300 km			Altitude = 400 km			Altitude = 500 km		
ρ_{12} (km)	ρ_{13} (km)	Precisão (km)	ρ_{12} (km)	ρ_{13} (km)	Precisão (km)	ρ_{12} (km)	ρ_{13} (km)	Precisão (km)
0,1	0,1	91,488	0,1	0,1	115,29	0,1	0,1	180,90
	0,5	33,886		0,5	48,757		0,5	68,234
	1	18,027		1	26,922		1	37,152
	25	0,7366		25	1,0953		25	1,5334
	50	0,3653		50	0,5416		50	0,7576
	100	0,1856		100	0,2707		100	0,3754
	150	0,1289		150	0,1841		150	0,2519
	200	0,1019		200	0,1425		200	0,1921
	250	0,0864		250	0,1185		250	0,1575
0,5	0,1	51,324	0,5	0,1	56,246	0,5	0,1	84,104
	0,5	25,629		0,5	27,992		0,5	38,516
	1	15,415		1	19,326		1	26,261
	25	0,7335		25	1,0888		25	1,5235
	50	0,3644		50	0,5399		50	0,7551
	100	0,1853		100	0,2702		100	0,3747
	150	0,1287		150	0,1838		150	0,2515
	200	0,1018		200	0,1424		200	0,1919
	250	0,0864		250	0,1184		250	0,1573
1	0,1	27,196	1	0,1	34,130	1	0,1	49,291
	0,5	18,357		0,5	20,939		0,5	28,571
	1	12,107		1	14,597		1	19,417
	25	0,7292		25	1,0801		25	1,5094
	50	0,3632		50	0,5377		50	0,7518
	100	0,1849		100	0,2696		100	0,3738
	150	0,1285		150	0,1835		150	0,2511
	200	0,1017		200	0,1422		200	0,1917
	250	0,0863		250	0,1183		250	0,1571

(continua)

Tabela C.1 – Continuação.

25	0,1	1,1906	25	0,1	1,6901	25	0,1	2,2792
	0,5	1,1866		0,5	1,6786		0,5	2,2592
	1	1,1779		1	1,6575		1	2,2261
	25	0,4535		25	0,6113		25	0,7860
	50	0,2825		50	0,3945		50	0,5209
	100	0,1630		100	0,2326		100	0,3152
	150	0,1175		150	0,1663		150	0,2250
	200	0,0946		200	0,1317		200	0,1765
	250	0,0811		250	0,1109		250	0,1469
50	0,1	0,6934	50	0,1	0,9235	50	0,1	1,2061
	0,5	0,6936		0,5	0,9217		0,5	1,2022
	1	0,6929		1	0,9180		1	1,1959
	25	0,3608		25	0,4742		25	0,6022
	50	0,2265		50	0,3077		50	0,3955
	100	0,1406		100	0,1966		100	0,2593
	150	0,1057		150	0,1478		150	0,1966
	200	0,0870		200	0,1203		200	0,1595
	250	0,0755		250	0,1030		250	0,1354
100	0,1	0,5420	100	0,1	0,5892	100	0,1	0,6997
	0,5	0,5436		0,5	0,5895		0,5	0,6993
	1	0,5453		1	0,5894		1	0,6984
	25	0,3316		25	0,3952		25	0,4776
	50	0,1936		50	0,2527		50	0,3157
	100	0,1135		100	0,1565		100	0,2012
	150	0,0870		150	0,1209		150	0,1571
	200	0,0735		200	0,1014		200	0,1321
	250	0,0652		250	0,0889		250	0,1154
150	0,1	0,7182	150	0,1	0,5553	150	0,1	0,5715
	0,5	0,7231		0,5	0,5564		0,5	0,5717
	1	0,7282		1	0,5574		1	0,5718
	25	0,3648		25	0,3946		25	0,4368
	50	0,1931		50	0,2452		50	0,2944
	100	0,1036		100	0,1419		100	0,1796
	150	0,0765		150	0,1066		150	0,1371
	200	0,0642		200	0,0891		200	0,1152
	250	0,0572		250	0,0786		250	0,1014

(continua)

Tabela C.1 – Continuação.

200	0,1	2,1276	200	0,1	0,6731	200	0,1	0,5583
	0,5	2,1766		0,5	0,6757		0,5	0,5589
	1	2,2139		1	0,6781		1	0,5596
	25	0,3874		25	0,4383		25	0,4408
	50	0,1928		50	0,2526		50	0,2940
	100	0,0998		100	0,1374		100	0,1722
	150	0,0717		150	0,0998		150	0,1276
	200	0,0591		200	0,0820		200	0,1055
	250	0,0522		250	0,0719		250	0,0924
250	0,1	1,5560	250	0,1	1,1187	250	0,1	0,6270
	0,5	1,5189		0,5	1,1276		0,5	0,6283
	1	1,4677		1	1,1355		1	0,6297
	25	0,3432		25	0,4993		25	0,4805
	50	0,1830		50	0,2604		50	0,3048
	100	0,0970		100	0,1359		100	0,1707
	150	0,0692		150	0,0964		150	0,1232
	200	0,0564		200	0,0781		200	0,1002
	250	0,0495		250	0,0678		250	0,0869

Altitude = 600 km			Altitude = 700 km			Altitude = 800 km		
ρ_{12} (km)	ρ_{13} (km)	Precisão (km)	ρ_{12} (km)	ρ_{13} (km)	Precisão (km)	ρ_{12} (km)	ρ_{13} (km)	Precisão (km)
0,1	0,1	270,48	0,1	0,1	294,43	0,1	0,1	336,56
	0,5	90,123		0,5	112,44		0,5	137,18
	1	48,892		1	62,278		1	77,299
	25	2,0399		25	2,6208		25	3,2833
	50	1,0089		50	1,2970		50	1,6259
	100	0,4984		100	0,6397		100	0,8015
	150	0,3320		150	0,4245		150	0,5305
	200	0,2510		200	0,3192		200	0,3975
	250	0,2037		250	0,2575		250	0,3192
0,5	0,1	115,79	0,5	0,1	138,17	0,5	0,1	164,38
	0,5	49,433		0,5	57,723		0,5	67,012
	1	33,658		1	40,301		1	47,556
	25	2,0259		25	2,6012		25	3,2574
	50	1,0055		50	1,2923		50	1,6198

(continua)

Tabela C.1 – Continuação.

0,5	100	0,4975	0,5	100	0,6385	0,5	100	0,8000
	150	0,3316		150	0,4239		150	0,5298
	200	0,2507		200	0,3189		200	0,3970
	250	0,2036		250	0,2572		250	0,3189
1	0,1	66,235	1	0,1	82,168	1	0,1	99,612
	0,5	36,521		0,5	43,137		0,5	50,320
	1	24,401		1	28,792		1	33,489
	25	2,0050		25	2,5714		25	3,2168
	50	1,0007		50	1,2857		50	1,6112
	100	0,4963		100	0,6369		100	0,7979
	150	0,3310		150	0,4232		150	0,5289
	200	0,2504		200	0,3184		200	0,3965
250	0,2033	250	0,2569	250	0,3185			
25	0,1	2,9766	25	0,1	3,7617	25	0,1	4,5902
	0,5	2,9475		0,5	3,7212		0,5	4,5385
	1	2,8988		1	3,6523		1	4,4486
	25	0,9677		25	1,1526		25	1,3424
	50	0,6556		50	0,7959		50	0,9429
	100	0,4082		100	0,5100		100	0,6214
	150	0,2931		150	0,3696		150	0,4552
	200	0,2291		200	0,2890		200	0,3569
250	0,1893	250	0,2381	250	0,2937			
50	0,1	1,5507	50	0,1	1,9418	50	0,1	2,3545
	0,5	1,5448		0,5	1,9335		0,5	2,3440
	1	1,5354		1	1,9203		1	2,3269
	25	0,7388		25	0,8794		25	1,0236
	50	0,4864		50	0,5789		50	0,6737
	100	0,3263		100	0,3962		100	0,4695
	150	0,2508		150	0,3094		150	0,3723
	200	0,2041		200	0,2535		200	0,3077
250	0,1729	250	0,2150	250	0,2619			
100	0,1	0,8591	100	0,1	1,0481	100	0,1	1,2491
	0,5	0,8581		0,5	1,0465		0,5	1,2471
	1	0,8565		1	1,0441		1	1,2439
	25	0,5764		25	0,6844		25	0,7975
	50	0,3825		50	0,4516		50	0,5226
	100	0,2468		100	0,2932		100	0,3404

(continua)

Tabela C.1 – Conclusão.

100	150	0,1949	100	150	0,2338	100	150	0,2738
	200	0,1649		200	0,1994		200	0,2355
	250	0,1443		250	0,1754		250	0,2084
150	0,1	0,6555	150	0,1	0,7700	150	0,1	0,8959
	0,5	0,6553		0,5	0,7695		0,5	0,8952
	1	0,6550		1	0,7688		1	0,8942
	25	0,5039		25	0,5855		25	0,6742
	50	0,3482		50	0,4060		50	0,4665
	100	0,2174		100	0,2557		100	0,2947
	150	0,1678		150	0,1988		150	0,2302
	200	0,1418		200	0,1689		200	0,1966
200	0,1	0,5830	200	0,1	0,6509	200	0,1	0,7340
	0,5	0,5833		0,5	0,6509		0,5	0,7338
	1	0,5834		1	0,6508		1	0,7334
	25	0,4763		25	0,5331		25	0,5999
	50	0,3365		50	0,3841		50	0,4354
	100	0,2058		100	0,2395		100	0,2740
	150	0,1547		150	0,1817		150	0,2089
	200	0,1289		200	0,1521		200	0,1756
250	0,1	0,5754	250	0,1	0,6016	250	0,1	0,6520
	0,5	0,5759		0,5	0,6018		0,5	0,6521
	1	0,5764		1	0,6020		1	0,6520
	25	0,4805		25	0,5117		25	0,5579
	50	0,3383		50	0,3759		50	0,4179
	100	0,2020		100	0,2326		100	0,2636
	150	0,1485		150	0,1731		150	0,1977
	200	0,1217		200	0,1427		200	0,1637
	250	0,1058		250	0,1245		250	0,1433

Fonte: Produção do autor.

Tabela C.2 – Variação da Precisão na Topologia PCO Para $i = 45^\circ$.

Inclinação Orbital = 45°								
Altitude = 300 km			Altitude = 400 km			Altitude = 500 km		
ρ_{12} (km)	ρ_{13} (km)	Precisão (km)	ρ_{12} (km)	ρ_{13} (km)	Precisão (km)	ρ_{12} (km)	ρ_{13} (km)	Precisão (km)
0,1	0,1	111,76	0,1	0,1	115,31	0,1	0,1	182,01
	0,5	45,485		0,5	48,447		0,5	67,867
	1	21,315		1	26,776		1	36,817
	25	0,7801		25	1,0799		25	1,5084
	50	0,3883		50	0,5312		50	0,7426
	100	0,1966		100	0,2632		100	0,3657
	150	0,1347		150	0,1779		150	0,2441
	200	0,1048		200	0,1372		200	0,1855
	250	0,0875		250	0,1137		250	0,1516
0,5	0,1	245,03	0,5	0,1	57,089	0,5	0,1	85,738
	0,5	36,747		0,5	28,168		0,5	38,813
	1	19,979		1	19,362		1	26,332
	25	0,7827		25	1,0740		25	1,4996
	50	0,3888		50	0,5297		50	0,7404
	100	0,1966		100	0,2627		100	0,3651
	150	0,1347		150	0,1777		150	0,2438
	200	0,1048		200	0,1370		200	0,1853
	250	0,0875		250	0,1136		250	0,1515
1	0,1	186,19	1	0,1	34,610	1	0,1	50,347
	0,5	27,377		0,5	21,197		0,5	28,935
	1	14,533		1	14,713		1	19,572
	25	0,7852		25	1,0661		25	1,4869
	50	0,3893		50	0,5277		50	0,7374
	100	0,1967		100	0,2622		100	0,3643
	150	0,1348		150	0,1774		150	0,2435
	200	0,1048		200	0,1369		200	0,1851
	250	0,0874		250	0,1135		250	0,1513

(continua)

Tabela C.2 – Continuação.

25	0,1	7,0893	25	0,1	1,6984	25	0,1	2,3159
	0,5	7,2074		0,5	1,6881		0,5	2,2968
	1	6,5460		1	1,6681		1	2,2643
	25	0,4868		25	0,6181		25	0,7937
	50	0,3117		50	0,3958		50	0,5224
	100	0,1839		100	0,2298		100	0,3120
	150	0,1303		150	0,1626		150	0,2208
	200	0,1026		200	0,1280		200	0,1721
	250	0,0860		250	0,1073		250	0,1426
50	0,1	5,8121	50	0,1	0,9190	50	0,1	1,2184
	0,5	5,9720		0,5	0,9176		0,5	1,2149
	1	5,6783		1	0,9145		1	1,2091
	25	0,4110		25	0,4806		25	0,6104
	50	0,2383		50	0,3119		50	0,4000
	100	0,1542		100	0,1972		100	0,2600
	150	0,1177		150	0,1466		150	0,1954
	200	0,0960		200	0,1183		200	0,1573
	250	0,0821		250	0,1007		250	0,1328
100	0,1	44,8897	100	0,1	0,5715	100	0,1	0,6969
	0,5	18,2837		0,5	0,5721		0,5	0,6966
	1	9,5106		1	0,5722		1	0,6960
	25	0,3841		25	0,3965		25	0,4827
	50	0,2005		50	0,2565		50	0,3202
	100	0,1181		100	0,1592		100	0,2040
	150	0,0931		150	0,1222		150	0,1586
	200	0,0799		200	0,1018		200	0,1325
	250	0,0711		250	0,0887		250	0,1151
150	0,1	2,3154	150	0,1	0,5172	150	0,1	0,5581
	0,5	2,2371		0,5	0,5184		0,5	0,5584
	1	2,1256		1	0,5194		1	0,5587
	25	0,3613		25	0,3883		25	0,4366
	50	0,1895		50	0,2475		50	0,2975
	100	0,1054		100	0,1447		100	0,1825
	150	0,0805		150	0,1087		150	0,1393
	200	0,0691		200	0,0905		200	0,1167
	250	0,0623		250	0,0795		250	0,1023

(continua)

Tabela C.2 – Continuação.

200	0,1	1,0522	200	0,1	0,5808	200	0,1	0,5294
	0,5	1,0361		0,5	0,5830		0,5	0,5301
	1	1,0144		1	0,5852		1	0,5309
	25	0,3293		25	0,4221		25	0,4332
	50	0,1810		50	0,2536		50	0,2951
	100	0,0998		100	0,1401		100	0,1748
	150	0,0746		150	0,1020		150	0,1298
	200	0,0632		200	0,0838		200	0,1074
	250	0,0569		250	0,0732		250	0,0938
250	0,1	0,6627	250	0,1	0,8015	250	0,1	0,5669
	0,5	0,6562		0,5	0,8067		0,5	0,5681
	1	0,6476		1	0,8119		1	0,5695
	25	0,2945		25	0,4796		25	0,4616
	50	0,1723		50	0,2621		50	0,3036
	100	0,0965		100	0,1385		100	0,1728
	150	0,0714		150	0,0986		150	0,1253
	200	0,0600		200	0,0799		200	0,1020
	250	0,0537		250	0,0693		250	0,0884

Altitude = 600 km			Altitude = 700 km			Altitude = 800 km		
ρ_{12} (km)	ρ_{13} (km)	Precisão (km)	ρ_{12} (km)	ρ_{13} (km)	Precisão (km)	ρ_{12} (km)	ρ_{13} (km)	Precisão (km)
0,1	0,1	271,99	0,1	0,1	295,97	0,1	0,1	337,66
	0,5	88,460		0,5	110,49		0,5	134,11
	1	47,709		1	60,759		1	74,914
	25	1,9798		25	2,5408		25	3,1617
	50	0,9779		50	1,2560		50	1,5651
	100	0,4820		100	0,6184		100	0,7711
	150	0,3203		150	0,4097		150	0,5101
	200	0,2418		200	0,3076		200	0,3820
	250	0,1960		250	0,2478		250	0,3066
0,5	0,1	119,66	0,5	0,1	142,56	0,5	0,1	170,14
	0,5	49,690		0,5	58,006		0,5	67,231
	1	33,530		1	40,176		1	47,289
	25	1,9674		25	2,5236		25	3,1390
	50	0,9748		50	1,2519		50	1,5598

(continua)

Tabela C.2 – Continuação.

0,5	100	0,4811	0,5	100	0,6173	0,5	100	0,7697
	150	0,3199		150	0,4092		150	0,5095
	200	0,2415		200	0,3073		200	0,3816
	250	0,1958		250	0,2476		250	0,3064
1	0,1	69,105	1	0,1	85,708	1	0,1	104,67
	0,5	37,034		0,5	43,702		0,5	50,943
	1	24,524		1	28,933		1	33,599
	25	1,9489		25	2,4973		25	3,1034
	50	0,9706		50	1,2462		50	1,5522
	100	0,4801		100	0,6159		100	0,7679
	150	0,3194		150	0,4085		150	0,5087
	200	0,2412		200	0,3069		200	0,3811
250	0,1956	250	0,2474	250	0,3060			
25	0,1	3,1145	25	0,1	3,9425	25	0,1	4,8689
	0,5	3,0836		0,5	3,8994		0,5	4,8113
	1	3,0307		1	3,8244		1	4,7091
	25	0,9737		25	1,1594		25	1,3481
	50	0,6536		50	0,7941		50	0,9386
	100	0,4018		100	0,5025		100	0,6105
	150	0,2863		150	0,3615		150	0,4439
	200	0,2228		200	0,2814		200	0,3467
250	0,1836	250	0,2312	250	0,2846			
50	0,1	1,6186	50	0,1	2,0318	50	0,1	2,4954
	0,5	1,6125		0,5	2,0232		0,5	2,4839
	1	1,6027		1	2,0092		1	2,4650
	25	0,7496		25	0,8915		25	1,0370
	50	0,4900		50	0,5829		50	0,6772
	100	0,3257		100	0,3957		100	0,4680
	150	0,2483		150	0,3066		150	0,3683
	200	0,2009		200	0,2498		200	0,3026
250	0,1693	250	0,2108	250	0,2564			
100	0,1	0,8914	100	0,1	1,0923	100	0,1	1,3211
	0,5	0,8905		0,5	1,0908		0,5	1,3190
	1	0,8890		1	1,0884		1	1,3156
	25	0,5901		25	0,7010		25	0,8192
	50	0,3882		50	0,4579		50	0,5296
	100	0,2493		100	0,2958		100	0,3428

(continua)

Tabela C.2 – Conclusão.

100	150	0,1960	100	150	0,2350	100	150	0,2747
	200	0,1650		200	0,1995		200	0,2353
	250	0,1438		250	0,1748		250	0,2074
150	0,1	0,6748	150	0,1	0,7983	150	0,1	0,9450
	0,5	0,6748		0,5	0,7980		0,5	0,9444
	1	0,6746		1	0,7974		1	0,9433
	25	0,5166		25	0,6020		25	0,6980
	50	0,3543		50	0,4133		50	0,4756
	100	0,2204		100	0,2589		100	0,2979
	150	0,1698		150	0,2008		150	0,2321
	200	0,1431		200	0,1703		200	0,1979
200	0,1	0,5937	200	0,1	0,6704	200	0,1	0,7715
	0,5	0,5940		0,5	0,6704		0,5	0,7714
	1	0,5943		1	0,6704		1	0,7711
	25	0,4861		25	0,5475		25	0,6231
	50	0,3421		50	0,3913		50	0,4455
	100	0,2087		100	0,2428		100	0,2776
	150	0,1569		150	0,1840		150	0,2112
	200	0,1306		200	0,1539		200	0,1773
250	0,1	0,5765	250	0,1	0,6138	250	0,1	0,6821
	0,5	0,5771		0,5	0,6141		0,5	0,6822
	1	0,5778		1	0,6144		1	0,6823
	25	0,4857		25	0,5231		25	0,5793
	50	0,3424		50	0,3823		50	0,4283
	100	0,2046		100	0,2356		100	0,2674
	150	0,1506		150	0,1753		150	0,2001
	200	0,1234		200	0,1446		200	0,1655
	250	0,1073		250	0,1261		250	0,1448

Fonte: Produção do autor.

Tabela C.3 – Variação da Precisão na Topologia PCO Para $i = 50^\circ$.

Inclinação Orbital = 50°								
Altitude = 300 km			Altitude = 400 km			Altitude = 500 km		
ρ_{12} (km)	ρ_{13} (km)	Precisão (km)	ρ_{12} (km)	ρ_{13} (km)	Precisão (km)	ρ_{12} (km)	ρ_{13} (km)	Precisão (km)
0,1	0,1	88,821	0,1	0,1	114,98	0,1	0,1	181,96
	0,5	33,171		0,5	48,338		0,5	67,465
	1	17,992		1	26,743		1	36,547
	25	0,7344		25	1,0719		25	1,4918
	50	0,3586		50	0,5254		50	0,7329
	100	0,1779		100	0,2588		100	0,3596
	150	0,1217		150	0,1742		150	0,2394
	200	0,0954		200	0,1339		200	0,1815
	250	0,0805		250	0,1108		250	0,1481
0,5	0,1	50,460	0,5	0,1	57,462	0,5	0,1	86,879
	0,5	25,937		0,5	28,176		0,5	38,908
	1	15,638		1	19,338		1	26,304
	25	0,7316		25	1,0663		25	1,4835
	50	0,3578		50	0,5240		50	0,7308
	100	0,1776		100	0,2584		100	0,3591
	150	0,1216		150	0,1740		150	0,2391
	200	0,0954		200	0,1338		200	0,1814
	250	0,0805		250	0,1108		250	0,1480
1	0,1	26,450	1	0,1	34,884	1	0,1	51,187
	0,5	18,348		0,5	21,293		0,5	29,132
	1	12,279		1	14,739		1	19,628
	25	0,7277		25	1,0587		25	1,4715
	50	0,3567		50	0,5222		50	0,7281
	100	0,1773		100	0,2579		100	0,3584
	150	0,1214		150	0,1738		150	0,2388
	200	0,0952		200	0,1337		200	0,1812
	250	0,0804		250	0,1106		250	0,1478

(continua)

Tabela C.3 – Continuação.

25	0,1	1,1110	25	0,1	1,7010	25	0,1	2,3485
	0,5	1,1082		0,5	1,6910		0,5	2,3293
	1	1,1020		1	1,6716		1	2,2963
	25	0,4627		25	0,6219		25	0,7973
	50	0,2858		50	0,3965		50	0,5225
	100	0,1600		100	0,2281		100	0,3096
	150	0,1131		150	0,1604		150	0,2180
	200	0,0900		200	0,1257		200	0,1694
	250	0,0766		250	0,1051		250	0,1400
50	0,1	0,6204	50	0,1	0,9126	50	0,1	1,2294
	0,5	0,6208		0,5	0,9114		0,5	1,2260
	1	0,6208		1	0,9085		1	1,2203
	25	0,3632		25	0,4839		25	0,6150
	50	0,2330		50	0,3144		50	0,4023
	100	0,1419		100	0,1976		100	0,2602
	150	0,1043		150	0,1459		150	0,1944
	200	0,0845		200	0,1171		200	0,1558
	250	0,0727		250	0,0993		250	0,1311
100	0,1	0,4332	100	0,1	0,5560	100	0,1	0,6950
	0,5	0,4345		0,5	0,5566		0,5	0,6949
	1	0,4358		1	0,5569		1	0,6944
	25	0,3166		25	0,3954		25	0,4852
	50	0,1982		50	0,2587		50	0,3227
	100	0,1181		100	0,1611		100	0,2057
	150	0,0894		150	0,1233		150	0,1596
	200	0,0743		200	0,1022		200	0,1329
	250	0,0651		250	0,0886		250	0,1150
150	0,1	0,4612	150	0,1	0,4886	150	0,1	0,5484
	0,5	0,4635		0,5	0,4898		0,5	0,5488
	1	0,4662		1	0,4908		1	0,5492
	25	0,3368		25	0,3811		25	0,4351
	50	0,1970		50	0,2483		50	0,2990
	100	0,1087		100	0,1467		100	0,1843
	150	0,0802		150	0,1102		150	0,1408
	200	0,0666		200	0,0917		200	0,1177
	250	0,0587		250	0,0802		250	0,1030

(continua)

Tabela C.3 – Continuação.

200	0,1	0,6448	200	0,1	0,5231	200	0,1	0,5097
	0,5	0,6504		0,5	0,5250		0,5	0,5104
	1	0,6568		1	0,5269		1	0,5112
	25	0,3791		25	0,4070		25	0,4262
	50	0,2008		50	0,2534		50	0,2951
	100	0,1053		100	0,1419		100	0,1764
	150	0,0756		150	0,1036		150	0,1314
	200	0,0620		200	0,0851		200	0,1086
	250	0,0544		250	0,0743		250	0,0949
250	0,1	1,3701	250	0,1	0,6573	250	0,1	0,5296
	0,5	1,3976		0,5	0,6611		0,5	0,5308
	1	1,4266		1	0,6649		1	0,5321
	25	0,3983		25	0,4583		25	0,4469
	50	0,1989		50	0,2622		50	0,3019
	100	0,1031		100	0,1404		100	0,1742
	150	0,0732		150	0,1003		150	0,1267
	200	0,0595		200	0,0813		200	0,1033
	250	0,0519		250	0,0704		250	0,0896

Altitude = 600 km			Altitude = 700 km			Altitude = 800 km		
ρ_{12} (km)	ρ_{13} (km)	Precisão (km)	ρ_{12} (km)	ρ_{13} (km)	Precisão (km)	ρ_{12} (km)	ρ_{13} (km)	Precisão (km)
0,1	0,1	274,30	0,1	0,1	297,12	0,1	0,1	338,69
	0,5	87,586		0,5	109,24		0,5	132,43
	1	47,058		1	59,812		1	73,590
	25	1,9460		25	2,4920		25	3,0929
	50	0,9602		50	1,2311		50	1,5304
	100	0,4723		100	0,6054		100	0,7534
	150	0,3134		150	0,4006		150	0,4981
	200	0,2362		200	0,3006		200	0,3728
	250	0,1913		250	0,2420		250	0,2991
0,5	0,1	122,31	0,5	0,1	145,68	0,5	0,1	174,03
	0,5	49,908		0,5	58,184		0,5	67,424
	1	33,484		1	40,082		1	47,172
	25	1,9345		25	2,4761		25	3,0722
	50	0,9574		50	1,2273		50	1,5255

(continua)

Tabela C.3 – Continuação.

0,5	100	0,4716	0,5	100	0,6044	0,5	100	0,7522
	150	0,3131		150	0,4002		150	0,4976
	200	0,2360		200	0,3003		200	0,3725
	250	0,1912		250	0,2418		250	0,2989
1	0,1	71,049	1	0,1	88,305	1	0,1	108,13
	0,5	37,387		0,5	44,079		0,5	51,375
	1	24,618		1	29,019		1	33,695
	25	1,9174		25	2,4518		25	3,0395
	50	0,9535		50	1,2220		50	1,5187
	100	0,4706		100	0,6031		100	0,7506
	150	0,3126		150	0,3996		150	0,4968
	200	0,2358		200	0,2999		200	0,3720
250	0,1910	250	0,2416	250	0,2986			
25	0,1	3,2049	25	0,1	4,0762	25	0,1	5,0580
	0,5	3,1729		0,5	4,0309		0,5	4,9970
	1	3,1173		1	3,9508		1	4,8865
	25	0,9780		25	1,1637		25	1,3528
	50	0,6528		50	0,7928		50	0,9370
	100	0,3980		100	0,4977		100	0,6044
	150	0,2824		150	0,3564		150	0,4375
	200	0,2191		200	0,2767		200	0,3407
250	0,1802	250	0,2269	250	0,2792			
50	0,1	1,6611	50	0,1	2,0970	50	0,1	2,5895
	0,5	1,6550		0,5	2,0882		0,5	2,5776
	1	1,6450		1	2,0736		1	2,5575
	25	0,7567		25	0,8994		25	1,0461
	50	0,4927		50	0,5855		50	0,6800
	100	0,3256		100	0,3954		100	0,4675
	150	0,2469		150	0,3049		150	0,3662
	200	0,1989		200	0,2474		200	0,2998
250	0,1672	250	0,2083	250	0,2533			
100	0,1	0,9092	100	0,1	1,1228	100	0,1	1,3674
	0,5	0,9084		0,5	1,1214		0,5	1,3653
	1	0,9070		1	1,1190		1	1,3619
	25	0,5983		25	0,7118		25	0,8332
	50	0,3919		50	0,4621		50	0,5344
	100	0,2511		100	0,2975		100	0,3446

(continua)

Tabela C.3 – Conclusão.

100	150	0,1969	100	150	0,2358	100	150	0,2755
	200	0,1653		200	0,1997		200	0,2354
	250	0,1435		250	0,1745		250	0,2070
150	0,1	0,6830	150	0,1	0,8166	150	0,1	0,9751
	0,5	0,6830		0,5	0,8163		0,5	0,9745
	1	0,6829		1	0,8157		1	0,9735
	25	0,5231		25	0,6124		25	0,7129
	50	0,3580		50	0,4179		50	0,4815
	100	0,2225		100	0,2610		100	0,3002
	150	0,1713		150	0,2023		150	0,2336
	200	0,1442		200	0,1713		200	0,1989
200	0,1	0,5948	200	0,1	0,6814	200	0,1	0,7930
	0,5	0,5952		0,5	0,6815		0,5	0,7929
	1	0,5955		1	0,6816		1	0,7927
	25	0,4896		25	0,5560		25	0,6370
	50	0,3449		50	0,3958		50	0,4518
	100	0,2107		100	0,2449		100	0,2800
	150	0,1585		150	0,1856		150	0,2128
	200	0,1319		200	0,1552		200	0,1786
250	0,1	0,5696	250	0,1	0,6189	250	0,1	0,6977
	0,5	0,5703		0,5	0,6193		0,5	0,6979
	1	0,5710		1	0,6196		1	0,6980
	25	0,4849		25	0,5288		25	0,5912
	50	0,3440		50	0,3860		50	0,4343
	100	0,2063		100	0,2376		100	0,2699
	150	0,1521		150	0,1769		150	0,2018
	200	0,1248		200	0,1459		200	0,1669
	250	0,1085		250	0,1272		250	0,1460

Fonte: Produção do autor.

Tabela C.4 – Variação da Precisão na Topologia PCO Para $i = 55^\circ$.

Inclinação Orbital = 55°								
Altitude = 300 km			Altitude = 400 km			Altitude = 500 km		
ρ_{12} (km)	ρ_{13} (km)	Precisão (km)	ρ_{12} (km)	ρ_{13} (km)	Precisão (km)	ρ_{12} (km)	ρ_{13} (km)	Precisão (km)
0,1	0,1	87,722	0,1	0,1	114,47	0,1	0,1	181,76
	0,5	33,013		0,5	49,177		0,5	66,772
	1	18,094		1	27,439		1	36,109
	25	0,7406		25	1,0925		25	1,4713
	50	0,3594		50	0,5321		50	0,7224
	100	0,1766		100	0,2595		100	0,3541
	150	0,1202		150	0,1734		150	0,2355
	200	0,0939		200	0,1327		200	0,1785
	250	0,0791		250	0,1094		250	0,1455
0,5	0,1	49,507	0,5	0,1	56,314	0,5	0,1	88,352
	0,5	25,961		0,5	28,154		0,5	38,918
	1	15,743		1	19,477		1	26,181
	25	0,7378		25	1,0867		25	1,4633
	50	0,3586		50	0,5306		50	0,7204
	100	0,1764		100	0,2591		100	0,3536
	150	0,1201		150	0,1732		150	0,2352
	200	0,0938		200	0,1325		200	0,1783
	250	0,0790		250	0,1093		250	0,1454
1	0,1	25,896	1	0,1	33,888	1	0,1	52,365
	0,5	18,211		0,5	21,169		0,5	29,316
	1	12,301		1	14,761		1	19,637
	25	0,7338		25	1,0789		25	1,4518
	50	0,3575		50	0,5288		50	0,7178
	100	0,1761		100	0,2586		100	0,3529
	150	0,1199		150	0,1730		150	0,2349
	200	0,0937		200	0,1324		200	0,1781
	250	0,0790		250	0,1092		250	0,1453

(continua)

Tabela C.4 – Continuação.

25	0,1	1,0721	25	0,1	1,6212	25	0,1	2,4059
	0,5	1,0695		0,5	1,6127		0,5	2,3857
	1	1,0638		1	1,5961		1	2,3507
	25	0,4647		25	0,6255		25	0,7988
	50	0,2873		50	0,4005		50	0,5208
	100	0,1596		100	0,2292		100	0,3069
	150	0,1121		150	0,1602		150	0,2155
	200	0,0889		200	0,1249		200	0,1671
	250	0,0755		250	0,1040		250	0,1380
50	0,1	0,5878	50	0,1	0,8580	50	0,1	1,2557
	0,5	0,5882		0,5	0,8571		0,5	1,2522
	1	0,5882		1	0,8548		1	1,2463
	25	0,3611		25	0,4812		25	0,6191
	50	0,2348		50	0,3168		50	0,4036
	100	0,1426		100	0,1992		100	0,2597
	150	0,1041		150	0,1463		150	0,1933
	200	0,0839		200	0,1168		200	0,1546
	250	0,0719		250	0,0986		250	0,1298
100	0,1	0,3946	100	0,1	0,5065	100	0,1	0,7052
	0,5	0,3957		0,5	0,5071		0,5	0,7050
	1	0,3969		1	0,5074		1	0,7046
	25	0,3062		25	0,3816		25	0,4899
	50	0,1987		50	0,2580		50	0,3249
	100	0,1198		100	0,1629		100	0,2068
	150	0,0903		150	0,1245		150	0,1601
	200	0,0748		200	0,1028		200	0,1329
	250	0,0652		250	0,0888		250	0,1148
150	0,1	0,3974	150	0,1	0,4281	150	0,1	0,5517
	0,5	0,3992		0,5	0,4291		0,5	0,5522
	1	0,4012		1	0,4300		1	0,5526
	25	0,3194		25	0,3571		25	0,4382
	50	0,1969		50	0,2448		50	0,3011
	100	0,1106		100	0,1482		100	0,1857
	150	0,0816		150	0,1118		150	0,1418
	200	0,0676		200	0,0928		200	0,1185
	250	0,0594		250	0,0810		250	0,1035

(continua)

Tabela C.4 – Continuação.

200	0,1	0,5004	200	0,1	0,4343	200	0,1	0,5071
	0,5	0,5040		0,5	0,4357		0,5	0,5079
	1	0,5081		1	0,4372		1	0,5088
	25	0,3607		25	0,3717		25	0,4266
	50	0,2019		50	0,2483		50	0,2964
	100	0,1073		100	0,1433		100	0,1777
	150	0,0772		150	0,1052		150	0,1325
	200	0,0631		200	0,0864		200	0,1096
	250	0,0553		250	0,0753		250	0,0957
250	0,1	0,7922	250	0,1	0,5007	250	0,1	0,5187
	0,5	0,8020		0,5	0,5030		0,5	0,5198
	1	0,8133		1	0,5054		1	0,5211
	25	0,3974		25	0,4133		25	0,4432
	50	0,2030		50	0,2580		50	0,3022
	100	0,1054		100	0,1419		100	0,1753
	150	0,0749		150	0,1019		150	0,1279
	200	0,0607		200	0,0826		200	0,1043
	250	0,0529		250	0,0715		250	0,0905

Altitude = 600 km			Altitude = 700 km			Altitude = 800 km		
ρ_{12} (km)	ρ_{13} (km)	Precisão (km)	ρ_{12} (km)	ρ_{13} (km)	Precisão (km)	ρ_{12} (km)	ρ_{13} (km)	Precisão (km)
0,1	0,1	276,20	0,1	0,1	297,91	0,1	0,1	339,18
	0,5	87,539		0,5	108,60		0,5	131,20
	1	46,956		1	59,321		1	72,674
	25	1,9372		25	2,4656		25	3,0469
	50	0,9545		50	1,2172		50	1,5073
	100	0,4684		100	0,5979		100	0,7418
	150	0,3102		150	0,3953		150	0,4903
	200	0,2334		200	0,2963		200	0,3668
	250	0,1888		250	0,2384		250	0,2942
0,5	0,1	123,16	0,5	0,1	147,60	0,5	0,1	176,85
	0,5	50,063		0,5	58,304		0,5	67,514
	1	33,538		1	40,043		1	47,051
	25	1,9262		25	2,4505		25	3,0274
	50	0,9518		50	1,2136		50	1,5027

(continua)

Tabela C.4 – Continuação.

0,5	100	0,4677	0,5	100	0,5969	0,5	100	0,7406
	150	0,3099		150	0,3948		150	0,4897
	200	0,2332		200	0,2960		200	0,3665
	250	0,1886		250	0,2382		250	0,2940
1	0,1	71,646	1	0,1	89,910	1	0,1	110,76
	0,5	37,540		0,5	44,313		0,5	51,658
	1	24,684		1	29,077		1	33,740
	25	1,9096		25	2,4273		25	2,9964
	50	0,9481		50	1,2086		50	1,4962
	100	0,4668		100	0,5957		100	0,7391
	150	0,3095		150	0,3943		150	0,4890
	200	0,2330		200	0,2957		200	0,3661
250	0,1885	250	0,2380	250	0,2937			
25	0,1	3,2234	25	0,1	4,1560	25	0,1	5,2048
	0,5	3,1917		0,5	4,1095		0,5	5,1404
	1	3,1361		1	4,0265		1	5,0227
	25	0,9809		25	1,1666		25	1,3552
	50	0,6536		50	0,7923		50	0,9352
	100	0,3969		100	0,4950		100	0,5999
	150	0,2807		150	0,3534		150	0,4330
	200	0,2172		200	0,2739		200	0,3367
250	0,1783	250	0,2243	250	0,2756			
50	0,1	1,6651	50	0,1	2,1341	50	0,1	2,6617
	0,5	1,6592		0,5	2,1252		0,5	2,6493
	1	1,6493		1	2,1104		1	2,6282
	25	0,7597		25	0,9043		25	1,0521
	50	0,4945		50	0,5873		50	0,6816
	100	0,3260		100	0,3954		100	0,4669
	150	0,2466		150	0,3039		150	0,3645
	200	0,1981		200	0,2460		200	0,2977
250	0,1661	250	0,2067	250	0,2511			
100	0,1	0,9045	100	0,1	1,1380	100	0,1	1,4020
	0,5	0,9038		0,5	1,1366		0,5	1,3999
	1	0,9024		1	1,1343		1	1,3964
	25	0,5993		25	0,7179		25	0,8428
	50	0,3935		50	0,4646		50	0,5375
	100	0,2523		100	0,2987		100	0,3458

(continua)

Tabela C.4 – Conclusão.

100	150	0,1977	100	150	0,2365	100	150	0,2760
	200	0,1656		200	0,1999		200	0,2354
	250	0,1435		250	0,1743		250	0,2067
150	0,1	0,6733	150	0,1	0,8236	150	0,1	0,9968
	0,5	0,6734		0,5	0,8234		0,5	0,9963
	1	0,6734		1	0,8229		1	0,9953
	25	0,5210		25	0,6174		25	0,7231
	50	0,3587		50	0,4205		50	0,4854
	100	0,2237		100	0,2624		100	0,3017
	150	0,1724		150	0,2033		150	0,2346
	200	0,1450		200	0,1721		200	0,1996
200	0,1	0,5798	200	0,1	0,6832	200	0,1	0,8078
	0,5	0,5803		0,5	0,6834		0,5	0,8078
	1	0,5807		1	0,6835		1	0,8076
	25	0,4837		25	0,5590		25	0,6462
	50	0,3443		50	0,3979		50	0,4559
	100	0,2116		100	0,2462		100	0,2817
	150	0,1595		150	0,1866		150	0,2139
	200	0,1328		200	0,1561		200	0,1795
250	0,1	0,5476	250	0,1	0,6161	250	0,1	0,7077
	0,5	0,5482		0,5	0,6165		0,5	0,7080
	1	0,5490		1	0,6169		1	0,7081
	25	0,4744		25	0,5290		25	0,5988
	50	0,3418		50	0,3872		50	0,4382
	100	0,2070		100	0,2388		100	0,2715
	150	0,1530		150	0,1779		150	0,2029
	200	0,1257		200	0,1468		200	0,1678
	250	0,1093		250	0,1281		250	0,1468

Fonte: Produção do autor.

Tabela C.5 – Variação da Precisão na Topologia PCO Para $i = 60^\circ$.

Inclinação Orbital = 60°								
Altitude = 300 km			Altitude = 400 km			Altitude = 500 km		
ρ_{12} (km)	ρ_{13} (km)	Precisão (km)	ρ_{12} (km)	ρ_{13} (km)	Precisão (km)	ρ_{12} (km)	ρ_{13} (km)	Precisão (km)
0,1	0,1	87,722	0,1	0,1	114,51	0,1	0,1	181,50
	0,5	33,013		0,5	48,885		0,5	66,934
	1	18,094		1	27,302		1	36,244
	25	0,7406		25	1,0849		25	1,4747
	50	0,3594		50	0,5277		50	0,7227
	100	0,1766		100	0,2570		100	0,3531
	150	0,1202		150	0,1716		150	0,2343
	200	0,0939		200	0,1312		200	0,1772
	250	0,0791		250	0,1081		250	0,1443
0,5	0,1	49,507	0,5	0,1	56,954	0,5	0,1	88,273
	0,5	25,961		0,5	28,059		0,5	38,910
	1	15,743		1	19,352		1	26,197
	25	0,7378		25	1,0790		25	1,4666
	50	0,3586		50	0,5262		50	0,7207
	100	0,1764		100	0,2566		100	0,3526
	150	0,1201		150	0,1714		150	0,2341
	200	0,0938		200	0,1311		200	0,1771
	250	0,0790		250	0,1081		250	0,1442
1	0,1	25,896	1	0,1	34,319	1	0,1	52,263
	0,5	18,211		0,5	21,201		0,5	29,309
	1	12,301		1	14,713		1	19,637
	25	0,7338		25	1,0712		25	1,4550
	50	0,3575		50	0,5244		50	0,7181
	100	0,1761		100	0,2562		100	0,3520
	150	0,1199		150	0,1712		150	0,2337
	200	0,0937		200	0,1309		200	0,1769
	250	0,0790		250	0,1080		250	0,1441

(continua)

Tabela C.5 – Continuação.

25	0,1	1,0721	25	0,1	1,6362	25	0,1	2,3891
	0,5	1,0695		0,5	1,6271		0,5	2,3692
	1	1,0638		1	1,6096		1	2,3348
	25	0,4647		25	0,6245		25	0,7996
	50	0,2873		50	0,3988		50	0,5214
	100	0,1596		100	0,2277		100	0,3067
	150	0,1121		150	0,1589		150	0,2148
	200	0,0889		200	0,1237		200	0,1663
	250	0,0755		250	0,1030		250	0,1371
50	0,1	0,5878	50	0,1	0,8612	50	0,1	1,2407
	0,5	0,5882		0,5	0,8602		0,5	1,2373
	1	0,5882		1	0,8578		1	1,2316
	25	0,3611		25	0,4814		25	0,6188
	50	0,2348		50	0,3168		50	0,4043
	100	0,1426		100	0,1987		100	0,2601
	150	0,1041		150	0,1456		150	0,1932
	200	0,0839		200	0,1161		200	0,1541
	250	0,0719		250	0,0979		250	0,1292
100	0,1	0,3946	100	0,1	0,5025	100	0,1	0,6889
	0,5	0,3957		0,5	0,5031		0,5	0,6888
	1	0,3969		1	0,5034		1	0,6884
	25	0,3062		25	0,3802		25	0,4858
	50	0,1987		50	0,2583		50	0,3249
	100	0,1198		100	0,1634		100	0,2076
	150	0,0903		150	0,1248		150	0,1606
	200	0,0748		200	0,1029		200	0,1332
	250	0,0652		250	0,0887		250	0,1148
150	0,1	0,3974	150	0,1	0,4192	150	0,1	0,5320
	0,5	0,3992		0,5	0,4202		0,5	0,5324
	1	0,4012		1	0,4210		1	0,5329
	25	0,3194		25	0,3530		25	0,4300
	50	0,1969		50	0,2445		50	0,2997
	100	0,1106		100	0,1490		100	0,1864
	150	0,0816		150	0,1125		150	0,1426
	200	0,0676		200	0,0933		200	0,1191
	250	0,0594		250	0,0813		250	0,1039

(continua)

Tabela C.5 – Continuação.

200	0,1	0,5004	200	0,1	0,4182	200	0,1	0,4814
	0,5	0,5040		0,5	0,4196		0,5	0,4821
	1	0,5081		1	0,4209		1	0,4829
	25	0,3607		25	0,3641		25	0,4137
	50	0,2019		50	0,2474		50	0,2936
	100	0,1073		100	0,1441		100	0,1782
	150	0,0772		150	0,1061		150	0,1333
	200	0,0631		200	0,0872		200	0,1103
	250	0,0553		250	0,0759		250	0,0963
250	0,1	0,7922	250	0,1	0,4705	250	0,1	0,4825
	0,5	0,8020		0,5	0,4726		0,5	0,4835
	1	0,8133		1	0,4748		1	0,4847
	25	0,3974		25	0,4011		25	0,4245
	50	0,2030		50	0,2568		50	0,2980
	100	0,1054		100	0,1428		100	0,1757
	150	0,0749		150	0,1028		150	0,1286
	200	0,0607		200	0,0835		200	0,1051
	250	0,0529		250	0,0723		250	0,0912

Altitude = 600 km			Altitude = 700 km			Altitude = 800 km		
ρ_{12} (km)	ρ_{13} (km)	Precisão (km)	ρ_{12} (km)	ρ_{13} (km)	Precisão (km)	ρ_{12} (km)	ρ_{13} (km)	Precisão (km)
0,1	0,1	277,19	0,1	0,1	298,26	0,1	0,1	339,53
	0,5	87,026		0,5	108,67		0,5	130,49
	1	46,603		1	59,340		1	72,139
	25	1,9202		25	2,4636		25	3,0194
	50	0,9458		50	1,2151		50	1,4932
	100	0,4638		100	0,5959		100	0,7345
	150	0,3070		150	0,3934		150	0,4852
	200	0,2309		200	0,2946		200	0,3629
	250	0,1866		250	0,2368		250	0,2910
0,5	0,1	124,61	0,5	0,1	147,98	0,5	0,1	178,75
	0,5	50,112		0,5	58,349		0,5	67,579
	1	33,466		1	40,067		1	46,983
	25	1,9095		25	2,4487		25	3,0005
	50	0,9432		50	1,2116		50	1,4889

(continua)

Tabela C.5 – Continuação.

0,5	100	0,4631	0,5	100	0,5950	0,5	100	0,7334
	150	0,3066		150	0,3930		150	0,4847
	200	0,2307		200	0,2943		200	0,3626
	250	0,1865		250	0,2366		250	0,2908
1	0,1	72,807	1	0,1	90,207	1	0,1	112,53
	0,5	37,699		0,5	44,371		0,5	51,851
	1	24,704		1	29,098		1	33,772
	25	1,8934		25	2,4257		25	2,9707
	50	0,9396		50	1,2067		50	1,4826
	100	0,4622		100	0,5938		100	0,7319
	150	0,3062		150	0,3925		150	0,4841
	200	0,2304		200	0,2940		200	0,3622
250	0,1863	250	0,2364	250	0,2906			
25	0,1	3,2797	25	0,1	4,1624	25	0,1	5,3020
	0,5	3,2469		0,5	4,1161		0,5	5,2356
	1	3,1890		1	4,0333		1	5,1133
	25	0,9821		25	1,1678		25	1,3570
	50	0,6525		50	0,7929		50	0,9342
	100	0,3948		100	0,4945		100	0,5973
	150	0,2787		150	0,3525		150	0,4302
	200	0,2154		200	0,2728		200	0,3341
250	0,1767	250	0,2231	250	0,2733			
50	0,1	1,6909	50	0,1	2,1325	50	0,1	2,7086
	0,5	1,6849		0,5	2,1237		0,5	2,6959
	1	1,6747		1	2,1090		1	2,6742
	25	0,7630		25	0,9054		25	1,0562
	50	0,4954		50	0,5882		50	0,6828
	100	0,3257		100	0,3957		100	0,4667
	150	0,2457		150	0,3038		150	0,3636
	200	0,1971		200	0,2455		200	0,2964
250	0,1651	250	0,2060	250	0,2497			
100	0,1	0,9146	100	0,1	1,1313	100	0,1	1,4235
	0,5	0,9139		0,5	1,1300		0,5	1,4213
	1	0,9126		1	1,1278		1	1,4178
	25	0,6034		25	0,7174		25	0,8490
	50	0,3953		50	0,4652		50	0,5396
	100	0,2531		100	0,2994		100	0,3466

(continua)

Tabela C.5 – Conclusão.

100	150	0,1981	100	150	0,2369	100	150	0,2764
	200	0,1657		200	0,2002		200	0,2355
	250	0,1434		250	0,1744		250	0,2065
150	0,1	0,6774	150	0,1	0,8140	150	0,1	1,0094
	0,5	0,6775		0,5	0,8139		0,5	1,0089
	1	0,6775		1	0,8134		1	1,0079
	25	0,5241		25	0,6146		25	0,7294
	50	0,3604		50	0,4204		50	0,4879
	100	0,2247		100	0,2629		100	0,3027
	150	0,1731		150	0,2039		150	0,2353
	200	0,1455		200	0,1726		200	0,2001
200	0,1	0,5798	200	0,1	0,6708	200	0,1	0,8155
	0,5	0,5803		0,5	0,6710		0,5	0,8155
	1	0,5808		1	0,6712		1	0,8153
	25	0,4850		25	0,5535		25	0,6515
	50	0,3456		50	0,3967		50	0,4584
	100	0,2126		100	0,2466		100	0,2828
	150	0,1604		150	0,1872		150	0,2147
	200	0,1335		200	0,1566		200	0,1801
250	0,1	0,5434	250	0,1	0,6003	250	0,1	0,7118
	0,5	0,5441		0,5	0,6007		0,5	0,7121
	1	0,5448		1	0,6011		1	0,7123
	25	0,4732		25	0,5206		25	0,6026
	50	0,3423		50	0,3848		50	0,4403
	100	0,2078		100	0,2389		100	0,2726
	150	0,1538		150	0,1783		150	0,2037
	200	0,1264		200	0,1473		200	0,1685
	250	0,1100		250	0,1286		250	0,1473

Fonte: Produção do autor.

APÊNDICE D - TABELAS DE PRECISÃO NA TOPOLOGIA NMC

Tabela D.1 – Variação da Precisão na Topologia NMC Para $i = 40^\circ$.

Inclinação Orbital = 40°							
Altitude = 300 km				Altitude = 400 km			
ρ_1 (km)	ρ_2 (km)	ρ_3 (km)	Precisão (km)	ρ_1 (km)	ρ_2 (km)	ρ_3 (km)	Precisão (km)
1	1	1	7,4243	1	1	1	10,179
		50	0,5061			50	0,8093
		100	0,3221			100	0,4700
		175	0,2908			175	0,3658
		250	0,3345			250	0,3726
	50	1	0,3623		50	1	0,4962
		50	0,2576			50	0,3444
		100	0,2167			100	0,2832
		175	0,2094			175	0,2597
		250	0,2176			250	0,2659
	100	1	0,1686		100	1	0,2379
		50	0,1517			50	0,2075
		100	0,1395			100	0,1845
		175	0,1317			175	0,1705
		250	0,1275			250	0,1670
	175	1	0,0949		175	1	0,1342
		50	0,0913			50	0,1273
		100	0,0895			100	0,1214
		175	0,0874			175	0,1158
		250	0,0841			250	0,1118
250	1	0,0695	250	1	0,0965		
	50	0,0677		50	0,0935		
	100	0,0673		100	0,0915		
	175	0,0674		175	0,0897		
	250	0,0662		250	0,0878		
50	1	1	0,5615	50	1	1	0,7940
		50	0,2203			50	0,3394
		100	0,1536			100	0,2364
		175	0,1332			175	0,1910

(continua)

Tabela D.1 – Continuação.

50	1	250	0,1358	50	1	250	0,1833
	50	1	0,2524		1	1	0,3289
		50	0,1545			50	0,2058
		100	0,1214			100	0,1648
		175	0,1079			175	0,1437
		250	0,1074			250	0,1395
	100	1	0,1456		50	1	0,1977
		50	0,1170			50	0,1546
		100	0,0995			100	0,1305
		175	0,0878			175	0,1145
		250	0,0845			250	0,1091
	175	1	0,0879		100	1	0,1223
		50	0,0813			50	0,1100
		100	0,0761			100	0,1003
		175	0,0701			175	0,0907
		250	0,0663			250	0,0855
	250	1	0,0656		175	1	0,0905
		50	0,0629			50	0,0854
		100	0,0611			100	0,0811
		175	0,0588			175	0,0762
250		0,0565	250	0,0726			
100	1	1	0,4003	100	1	1	0,4907
		50	0,1638			50	0,2429
		100	0,1030			100	0,1593
		175	0,0807			175	0,1212
		250	0,0775			250	0,1113
	50	1	0,2195		50	1	0,2722
		50	0,1240			50	0,1649
		100	0,0897			100	0,1247
		175	0,0729			175	0,1016
		250	0,0694			250	0,0945
	100	1	0,1319		100	1	0,1727
		50	0,0987			50	0,1285
		100	0,0797			100	0,1051
		175	0,0662			175	0,0882
		250	0,0620			250	0,0817
	175	1	0,0832		175	1	0,1130
		50	0,0739			50	0,0976

(continua)

Tabela D.1 – Continuação.

100	175	100	0,0669	100	175	100	0,0865		
		175	0,0589			175	0,0757		
		250	0,0545			250	0,0699		
	250	1	0,0630		250	1	0,0857		
		50	0,0592			50	0,0788		
		100	0,0565			100	0,0733		
		175	0,0527			175	0,0669		
		250	0,0495			250	0,0625		
	175	1	1		0,5043	175	1	1	0,4446
			50		0,1567			50	0,2093
100			0,0857	100	0,1265				
175			0,0573	175	0,0861				
250			0,0503	250	0,0733				
50		1	0,2240	50	1		0,2628		
		50	0,1156		50		0,1478		
		100	0,0760		100		0,1040		
		175	0,0542		175		0,0769		
		250	0,0479		250		0,0669		
100		1	0,1252	100	1		0,1615		
		50	0,0890		50		0,1137		
		100	0,0680		100		0,0890		
		175	0,0518		175		0,0700		
		250	0,0458		250		0,0617		
175		1	0,0794	175	1		0,1061		
		50	0,0676		50		0,0874		
		100	0,0589		100		0,0750		
		175	0,0490		175		0,0631		
		250	0,0437		250		0,0564		
250		1	0,0607	250	1		0,0816		
		50	0,0555		50		0,0724		
		100	0,0517		100		0,0656		
		175	0,0462		175		0,0579		
		250	0,0421		250		0,0527		
250		1	1	1,6245	250		1	1	0,6181
			50	0,1778				50	0,2198
			100	0,0867				100	0,1219
			175	0,0520				175	0,0759
			250	0,0426				250	0,0605

(continua)

Tabela D.1 – Continuação.

250	50	1	0,2213	250	50	1	0,2847
		50	0,1186			50	0,1487
		100	0,0749			100	0,0997
		175	0,0493			175	0,0687
		250	0,0410			250	0,0564
	100	1	0,1189		100	1	0,1609
		50	0,0866			50	0,1104
		100	0,0652			100	0,0841
		175	0,0471			175	0,0630
		250	0,0398			250	0,0531
	175	1	0,0760		175	1	0,1031
		50	0,0645			50	0,0830
		100	0,0556			100	0,0700
		175	0,0448			175	0,0571
		250	0,0387			250	0,0496
	250	1	0,0589		250	1	0,0794
		50	0,0533			50	0,0688
		100	0,0491			100	0,0614
		175	0,0428			175	0,0530
		250	0,0380			250	0,0472

Altitude = 500 km				Altitude = 600 km			
ρ_1 (km)	ρ_2 (km)	ρ_3 (km)	Precisão (km)	ρ_1 (km)	ρ_2 (km)	ρ_3 (km)	Precisão (km)
1	1	1	12,816	1	1	1	15,496
		50	1,1940			50	1,6438
		100	0,6642			100	0,8930
		175	0,4690			175	0,5944
		250	0,4294			250	0,5055
	50	1	0,6663		50	1	0,8622
		50	0,4442			50	0,5493
		100	0,3601			100	0,4414
		175	0,3175			175	0,3809
		250	0,3113			250	0,3606
	100	1	0,3235		100	1	0,4221
		50	0,2731			50	0,3444

(continua)

Tabela D.1 – Continuação.

1	100	100	0,2351	1	100	100	0,2883	
		175	0,2108			175	0,2526	
		250	0,2037			250	0,2399	
	175	1	0,1822		175	1	0,2379	
		50	0,1702			50	0,2184	
		100	0,1579			100	0,1970	
		175	0,1457			175	0,1764	
		250	0,1391			250	0,1659	
	250	1	0,1293		250	1	0,1676	
		50	0,1245			50	0,1599	
		100	0,1196			100	0,1506	
		175	0,1140			175	0,1393	
		250	0,1098			250	0,1319	
	50	1	1		1,0698	1	1	1,4014
			50		0,4632		50	0,5883
100			0,3292	100	0,4258			
175			0,2594	175	0,3349			
250			0,2368	250	0,2966			
50		1	0,4188	50	1	0,5170		
		50	0,2585		50	0,3120		
		100	0,2094		100	0,2542		
		175	0,1822		175	0,2218		
		250	0,1732		250	0,2086		
100		1	0,2590	100	1	0,3266		
		50	0,1956		50	0,2381		
		100	0,1634		100	0,1969		
		175	0,1424		175	0,1709		
		250	0,1344		250	0,1603		
175	1	0,1631	175	1	0,2093			
	50	0,1425		50	0,1775			
	100	0,1268		100	0,1544			
	175	0,1125		175	0,1349			
	250	0,1052		250	0,1251			
250	1	0,1202	250	1	0,1544			
	50	0,1114		50	0,1402			
	100	0,1036		100	0,1276			
	175	0,0950		175	0,1144			
	250	0,0893		250	0,1063			

(continua)

Tabela D.1 – Continuação.

100	1	1	0,6144	100	1	1	0,7757
		50	0,3277			50	0,4180
		100	0,2211			100	0,2852
		175	0,1680			175	0,2179
		250	0,1496			250	0,1913
	50	1	0,3354		50	1	0,4073
		50	0,2074			50	0,2510
		100	0,1600			100	0,1953
		175	0,1318			175	0,1624
		250	0,1211			250	0,1485
	100	1	0,2186		100	1	0,2683
		50	0,1605			50	0,1935
		100	0,1313			100	0,1579
		175	0,1109			175	0,1338
		250	0,1021			250	0,1230
	175	1	0,1469		175	1	0,1838
		50	0,1236			50	0,1508
		100	0,1076			100	0,1294
		175	0,0934			175	0,1114
		250	0,0858			250	0,1021
250	1	0,1120	250	1	0,1413		
	50	0,1007		50	0,1244		
	100	0,0917		100	0,1112		
	175	0,0822		175	0,0980		
	250	0,0761		250	0,0901		
175	1	1	0,4679	175	1	1	0,5398
		50	0,2648			50	0,3291
		100	0,1707			100	0,2182
		175	0,1195			175	0,1555
		250	0,1006			250	0,1304
	50	1	0,3009		50	1	0,3498
		50	0,1815			50	0,2179
		100	0,1326			100	0,1621
		175	0,1011			175	0,1258
		250	0,0879			250	0,1097
	100	1	0,1966		100	1	0,2339
		50	0,1397			50	0,1668
		100	0,1107			100	0,1329

(continua)

Tabela D.1 – Continuação.

175	100	175	0,0889	175	100	175	0,1079		
		250	0,0786			250	0,0958		
	175	1	0,1337		175	175	1	0,1625	
		50	0,1084				50	0,1302	
		100	0,0923				100	0,1100	
		175	0,0777				175	0,0927	
		250	0,0697				250	0,0832	
	250	1	0,1041		250	250	1	0,1280	
		50	0,0905				50	0,1095	
		100	0,0806				100	0,0963	
		175	0,0705				175	0,0834	
		250	0,0640				250	0,0756	
	250	1	1		0,4894	250	1	1	0,4935
			50		0,2554			50	0,3001
			100		0,1568			100	0,1947
175			0,1028	175	0,1319				
250			0,0820	250	0,1060				
50		1	0,3108	50	1		0,3400		
		50	0,1767		50		0,2069		
		100	0,1240		100		0,1494		
		175	0,0892		175		0,1104		
		250	0,0739		250		0,0924		
100		1	0,1942	100	1		0,2250		
		50	0,1335		50		0,1573		
		100	0,1030		100		0,1227		
		175	0,0794		175		0,0961		
		250	0,0676		250		0,0826		
175		1	0,1289	175	1		0,1538		
		50	0,1019		50		0,1209		
		100	0,0852		100		0,1008		
		175	0,0700		175		0,0832		
		250	0,0612		250		0,0732		
250		1	0,1002	250	1		0,1210		
		50	0,0851		50		0,1016		
		100	0,0746		100		0,0882		
		175	0,0639		175		0,0753		
		250	0,0570		250		0,0672		

(continua)

Tabela D.1 – Continuação.

Altitude = 700 km				Altitude = 800 km			
ρ_1 (km)	ρ_2 (km)	ρ_3 (km)	Precisão (km)	ρ_1 (km)	ρ_2 (km)	ρ_3 (km)	Precisão (km)
1	1	1	18,202	1	1	1	20,925
		50	2,1592			50	2,7102
		100	1,1575			100	1,4407
		175	0,7432			175	0,9033
		250	0,6023			250	0,7082
	50	1	1,0836		50	1	1,3389
		50	0,6593			50	0,7736
		100	0,5267			100	0,6143
		175	0,4501			175	0,5221
		250	0,4167			250	0,4764
	100	1	0,5333		100	1	0,6613
		50	0,4204			50	0,5021
		100	0,3436			100	0,4012
		175	0,2960			175	0,3409
		250	0,2774			250	0,3161
	175	1	0,3009		175	1	0,3733
		50	0,2713			50	0,3299
		100	0,2384			100	0,2824
		175	0,2080			175	0,2407
		250	0,1928			250	0,2203
	250	1	0,2112		250	1	0,2613
		50	0,1994			50	0,2438
		100	0,1840			100	0,2203
		175	0,1657			175	0,1933
		250	0,1542			250	0,1770
50	1	1	1,7778	50	1	1	2,1784
		50	0,7128			50	0,8333
		100	0,5236			100	0,6186
		175	0,4155			175	0,4963
		250	0,3631			250	0,4315
	50	1	0,6207		50	1	0,7298
		50	0,3660			50	0,4202
		100	0,2992			100	0,3439
		175	0,2624			175	0,3029

(continua)

Tabela D.1 – Continuação.

50	50	250	0,2457	50	50	250	0,2832	
	100	1	0,3991		100	1	0,4773	
		50	0,2818			50	0,3265	
		100	0,2309			100	0,2654	
		175	0,1999			175	0,2292	
		250	0,1868			250	0,2137	
	175	1	0,2601		175	1	0,3164	
		50	0,2143			50	0,2532	
		100	0,1829			100	0,2123	
		175	0,1576			175	0,1808	
		250	0,1452			250	0,1656	
	250	1	0,1926		250	1	0,2355	
		50	0,1713			50	0,2049	
		100	0,1528			100	0,1794	
		175	0,1344			175	0,1549	
		250	0,1236			250	0,1411	
	100	1	1		0,9634	1	1	1,1640
			50		0,5109		50	0,6021
			100		0,3494		100	0,4117
			175		0,2692		175	0,3196
250			0,2356	250	0,2800			
50		1	0,4844	50	1	0,5653		
		50	0,2952		50	0,3396		
		100	0,2304		100	0,2652		
		175	0,1930		175	0,2231		
		250	0,1766		250	0,2045		
100		1	0,3206	100	1	0,3755		
		50	0,2272		50	0,2615		
		100	0,1847		100	0,2117		
		175	0,1567		175	0,1796		
		250	0,1441		250	0,1652		
175		1	0,2231	175	1	0,2652		
		50	0,1791		50	0,2082		
		100	0,1517		100	0,1745		
		175	0,1297		175	0,1483		
		250	0,1186		250	0,1352		
250	1	0,1731	250	1	0,2077			
	50	0,1493		50	0,1755			

(continua)

Tabela D.1 – Continuação.

100	250	100	0,1313	100	250	100	0,1522
		175	0,1142			175	0,1308
		250	0,1044			250	0,1188
175	1	1	0,6363	175	1	1	0,7434
		50	0,3993			50	0,4706
		100	0,2672			100	0,3156
		175	0,1924			175	0,2287
		250	0,1616			250	0,1927
	50	1	0,4064		50	1	0,4675
		50	0,2560			50	0,2947
		100	0,1918			100	0,2214
		175	0,1504			175	0,1747
		250	0,1317			250	0,1534
	100	1	0,2736		100	1	0,3153
		50	0,1949			50	0,2235
		100	0,1555			100	0,1782
		175	0,1269			175	0,1458
		250	0,1130			250	0,1301
	175	1	0,1925		175	1	0,2237
		50	0,1525			50	0,1754
		100	0,1282			100	0,1466
		175	0,1078			175	0,1230
		250	0,0968			250	0,1105
	250	1	0,1531		250	1	0,1795
		50	0,1292			50	0,1494
		100	0,1124			100	0,1289
		175	0,0966			175	0,1100
250		0,0873	250	0,0992			
250	1	1	0,5388	250	1	1	0,5996
		50	0,3523			50	0,4074
		100	0,2349			100	0,2756
		175	0,1623			175	0,1925
		250	0,1312			250	0,1565
	50	1	0,3787		50	1	0,4237
		50	0,2396			50	0,2736
		100	0,1757			100	0,2023
		175	0,1319			175	0,1533
		250	0,1113			250	0,1300

(continua)

Tabela D.1 – Conclusão.

250	100	1	0,2573	250	100	1	0,2913
		50	0,1820			50	0,2074
		100	0,1429			100	0,1634
		175	0,1130			175	0,1299
		250	0,0978			250	0,1128
	175	1	0,1789		175	1	0,2048
		50	0,1404			50	0,1602
		100	0,1169			100	0,1331
		175	0,0966			175	0,1101
		250	0,0852			250	0,0973
	250	1	0,1422		250	1	0,1640
		50	0,1184			50	0,1356
		100	0,1022			100	0,1164
		175	0,0869			175	0,0986
		250	0,0776			250	0,0880

Fonte: Produção do autor.

Tabela D.2 – Variação da Precisão na Topologia NMC Para $i = 45^\circ$.

Inclinação Orbital = 45°							
Altitude = 300 km				Altitude = 400 km			
ρ_1 (km)	ρ_2 (km)	ρ_3 (km)	Precisão (km)	ρ_1 (km)	ρ_2 (km)	ρ_3 (km)	Precisão (km)
1	1	1	7,4340	1	1	1	10,200
		50	0,5100			50	0,7900
		100	0,3311			100	0,4641
		175	0,3137			175	0,3708
		250	0,3935			250	0,3950
	50	1	0,3667		50	1	0,5019
		50	0,2572			50	0,3414
		100	0,2172			100	0,2796
		175	0,2128			175	0,2585
		250	0,2220			250	0,2685
	100	1	0,1695		100	1	0,2394
		50	0,1507			50	0,2058
		100	0,1379			100	0,1817
		175	0,1303			175	0,1681
		250	0,1259			250	0,1653
	175	1	0,0948		175	1	0,1343
		50	0,0904			50	0,1261
		100	0,0878			100	0,1193
		175	0,0853			175	0,1133
		250	0,0820			250	0,1096
250	1	0,0691	250	1	0,0962		
	50	0,0669		50	0,0925		
	100	0,0659		100	0,0898		
	175	0,0655		175	0,0875		
	250	0,0642		250	0,0855		
50	1	1	0,5501	50	1	1	0,8005
		50	0,2188			50	0,3368
		100	0,1544			100	0,2352
		175	0,1364			175	0,1922

(continua)

Tabela D.2 – Continuação.

50	1	250	0,1422	50	1	250	0,1876
	50	1	0,2566		1	1	0,3359
		50	0,1547			50	0,2061
		100	0,1218			100	0,1646
		175	0,1093			175	0,1440
		250	0,1098			250	0,1409
	100	1	0,1482		50	1	0,2017
		50	0,1176			50	0,1552
		100	0,0995			100	0,1303
		175	0,0882			175	0,1142
		250	0,0851			250	0,1093
	175	1	0,0889		100	1	0,1239
		50	0,0815			50	0,1103
		100	0,0758			100	0,0998
		175	0,0696			175	0,0900
		250	0,0660			250	0,0849
	250	1	0,0660		175	1	0,0912
		50	0,0628			50	0,0854
		100	0,0607			100	0,0806
		175	0,0580			175	0,0753
250		0,0558	250	0,0717			
100	1	1	0,3802	100	1	1	0,4882
		50	0,1607			50	0,2402
		100	0,1023			100	0,1581
		175	0,0811			175	0,1213
		250	0,0788			250	0,1124
	50	1	0,2211		50	1	0,2774
		50	0,1235			50	0,1651
		100	0,0895			100	0,1245
		175	0,0732			175	0,1017
		250	0,0703			250	0,0952
	100	1	0,1348		100	1	0,1770
		50	0,0992			50	0,1295
		100	0,0798			100	0,1052
		175	0,0665			175	0,0883
		250	0,0626			250	0,0821
	175	1	0,0850		175	1	0,1156
		50	0,0747			50	0,0986

(continua)

Tabela D.2 – Continuação.

100	175	100	0,0671	100	175	100	0,0867
		175	0,0590			175	0,0756
		250	0,0548			250	0,0699
	250	1	0,0640		250	1	0,0872
		50	0,0597			50	0,0795
		100	0,0566			100	0,0734
175		0,0525	175	0,0667			
		250	0,0495			250	0,0623
175	1	1	0,4258	175	1	1	0,4243
		50	0,1499			50	0,2041
		100	0,0841			100	0,1247
		175	0,0570			175	0,0856
		250	0,0504			250	0,0734
	50	1	0,2226		50	1	0,2643
		50	0,1138			50	0,1470
		100	0,0751			100	0,1033
		175	0,0540			175	0,0767
		250	0,0480			250	0,0670
	100	1	0,1275		100	1	0,1648
		50	0,0889			50	0,1142
		100	0,0676			100	0,0889
		175	0,0516			175	0,0699
		250	0,0459			250	0,0618
	175	1	0,0815		175	1	0,1089
		50	0,0684			50	0,0885
		100	0,0590			100	0,0754
		175	0,0490			175	0,0631
		250	0,0439			250	0,0565
	250	1	0,0623		250	1	0,0837
		50	0,0564			50	0,0735
		100	0,0521			100	0,0661
		175	0,0463			175	0,0580
250		0,0423	250	0,0528			
250	1	1	0,8035	250	1	1	0,5294
		50	0,1652			50	0,2091
		100	0,0840			100	0,1188
		175	0,0513			175	0,0749
		250	0,0423			250	0,0601

(continua)

Tabela D.2 – Continuação.

250	50	1	0,2255	250	50	1	0,2822
		50	0,1161			50	0,1466
		100	0,0734			100	0,0983
		175	0,0488			175	0,0681
		250	0,0408			250	0,0562
	100	1	0,1215		100	1	0,1631
		50	0,0863			50	0,1103
		100	0,0644			100	0,0835
		175	0,0466			175	0,0626
		250	0,0396			250	0,0529
	175	1	0,0780		175	1	0,1055
		50	0,0651			50	0,0839
		100	0,0554			100	0,0701
		175	0,0445			175	0,0569
		250	0,0386			250	0,0495
	250	1	0,0606		250	1	0,0815
		50	0,0542			50	0,0699
		100	0,0493			100	0,0618
		175	0,0426			175	0,0530
		250	0,0380			250	0,0472

Altitude = 500 km				Altitude = 600 km			
ρ_1 (km)	ρ_2 (km)	ρ_3 (km)	Precisão (km)	ρ_1 (km)	ρ_2 (km)	ρ_3 (km)	Precisão (km)
1	1	1	12,837	1	1	1	15,501
		50	1,1488			50	1,5664
		100	0,6445			100	0,8550
		175	0,4632			175	0,5755
		250	0,4355			250	0,4979
	50	1	0,6742		50	1	0,8624
		50	0,4399			50	0,5404
		100	0,3544			100	0,4318
		175	0,3129			175	0,3717
		250	0,3100			250	0,3539
	100	1	0,3260		100	1	0,4217
		50	0,2712			50	0,3394

(continua)

Tabela D.2 – Continuação.

1	100	100	0,2318	1	100	100	0,2828	
		175	0,2076			175	0,2475	
		250	0,2013			250	0,2358	
	175	1	0,1828		175	1	0,2372	
		50	0,1690			50	0,2155	
		100	0,1556			100	0,1932	
		175	0,1429			175	0,1726	
		250	0,1366			250	0,1626	
	250	1	0,1293		250	1	0,1670	
		50	0,1235			50	0,1579	
		100	0,1178			100	0,1477	
		175	0,1116			175	0,1361	
		250	0,1074			250	0,1289	
	50	1	1		1,0877	1	1	1,4621
			50		0,4599		50	0,5879
100			0,3262	100	0,4230			
175			0,2585	175	0,3322			
250			0,2387	250	0,2959			
50		1	0,4273	50	1	0,5261		
		50	0,2589		50	0,3121		
		100	0,2088		100	0,2533		
		175	0,1817		175	0,2206		
		250	0,1735		250	0,2077		
100		1	0,2641	100	1	0,3312		
		50	0,1963		50	0,2382		
		100	0,1630		100	0,1961		
		175	0,1418		175	0,1698		
		250	0,1341		250	0,1594		
175	1	0,1655	175	1	0,2113			
	50	0,1430		50	0,1774			
	100	0,1263		100	0,1535			
	175	0,1117		175	0,1337			
	250	0,1044		250	0,1240			
250	1	0,1213	250	1	0,1553			
	50	0,1115		50	0,1399			
	100	0,1030		100	0,1266			
	175	0,0940		175	0,1131			
	250	0,0883		250	0,1051			

(continua)

Tabela D.2 – Continuação.

100	1	1	0,6196	100	1	1	0,8071
		50	0,3254			50	0,4202
		100	0,2195			100	0,2848
		175	0,1675			175	0,2174
		250	0,1502			250	0,1915
	50	1	0,3422		50	1	0,4169
		50	0,2079			50	0,2520
		100	0,1598			100	0,1953
		175	0,1317			175	0,1622
		250	0,1214			250	0,1485
	100	1	0,2236		100	1	0,2737
		50	0,1616			50	0,1946
		100	0,1315			100	0,1580
		175	0,1108			175	0,1335
		250	0,1022			250	0,1228
	175	1	0,1501		175	1	0,1870
		50	0,1248			50	0,1518
		100	0,1078			100	0,1295
		175	0,0932			175	0,1111
		250	0,0857			250	0,1018
250	1	0,1140	250	1	0,1434		
	50	0,1016		50	0,1251		
	100	0,0919		100	0,1112		
	175	0,0819		175	0,0976		
	250	0,0758		250	0,0897		
175	1	1	0,4619	175	1	1	0,5572
		50	0,2609			50	0,3313
		100	0,1688			100	0,2181
		175	0,1187			175	0,1553
		250	0,1005			250	0,1305
	50	1	0,3048		50	1	0,3592
		50	0,1814			50	0,2192
		100	0,1321			100	0,1622
		175	0,1008			175	0,1257
		250	0,0879			250	0,1097
	100	1	0,2007		100	1	0,2392
		50	0,1405			50	0,1681
		100	0,1108			100	0,1332

(continua)

Tabela D.2 – Continuação.

175	100	175	0,0888	175	100	175	0,1079		
		250	0,0787			250	0,0958		
	175	1	0,1370		175	175	1	0,1662	
		50	0,1097				50	0,1315	
		100	0,0927				100	0,1105	
		175	0,0778				175	0,0927	
		250	0,0698				250	0,0832	
	250	1	0,1067		250	250	1	0,1308	
		50	0,0918				50	0,1108	
		100	0,0812				100	0,0968	
		175	0,0706				175	0,0835	
		250	0,0640				250	0,0755	
	250	1	1		0,4634	250	1	1	0,5016
			50		0,2476			50	0,3002
			100		0,1537			100	0,1940
175			0,1016	175	0,1314				
250			0,0816	250	0,1058				
50		1	0,3100	50	1		0,3473		
		50	0,1753		50		0,2078		
		100	0,1228		100		0,1493		
		175	0,0886		175		0,1102		
		250	0,0737		250		0,0923		
100		1	0,1968	100	1		0,2295		
		50	0,1338		50		0,1583		
		100	0,1027		100		0,1229		
		175	0,0791		175		0,0961		
		250	0,0675		250		0,0826		
175		1	0,1317	175	1		0,1571		
		50	0,1029		50		0,1221		
		100	0,0855		100		0,1013		
		175	0,0699		175		0,0832		
		250	0,0612		250		0,0732		
250		1	0,1027	250	1		0,1238		
		50	0,0863		50		0,1029		
		100	0,0751		100		0,0888		
		175	0,0640		175		0,0754		
		250	0,0571		250		0,0673		

(continua)

Tabela D.2 – Continuação.

Altitude = 700 km				Altitude = 800 km			
ρ_1 (km)	ρ_2 (km)	ρ_3 (km)	Precisão (km)	ρ_1 (km)	ρ_2 (km)	ρ_3 (km)	Precisão (km)
1	1	1	18,207	1	1	1	20,925
		50	2,0391			50	2,5615
		100	1,0965			100	1,3644
		175	0,7097			175	0,8607
		250	0,5818			250	0,6808
	50	1	1,0861		50	1	1,3333
		50	0,6497			50	0,7616
		100	0,5156			100	0,6016
		175	0,4381			175	0,5083
		250	0,4060			250	0,4633
	100	1	0,5338		100	1	0,6582
		50	0,4151			50	0,4945
		100	0,3377			100	0,3942
		175	0,2902			175	0,3344
		250	0,2721			250	0,3100
	175	1	0,3007		175	1	0,3714
		50	0,2682			50	0,3251
		100	0,2343			100	0,2773
		175	0,2040			175	0,2361
		250	0,1892			250	0,2163
	250	1	0,2108		250	1	0,2599
		50	0,1973			50	0,2405
		100	0,1809			100	0,2163
		175	0,1623			175	0,1894
		250	0,1510			250	0,1735
50	1	1	1,8587	50	1	1	2,3024
		50	0,7116			50	0,8343
		100	0,5192			100	0,6153
		175	0,4101			175	0,4907
		250	0,3589			250	0,4263
	50	1	0,6312		50	1	0,7404
		50	0,3661			50	0,4203
		100	0,2981			100	0,3429
		175	0,2605			175	0,3010

(continua)

Tabela D.2 – Continuação.

50	50	250	0,2438	50	50	250	0,2810	
	100	1	0,4048		100	1	0,4825	
		50	0,2820			50	0,3264	
		100	0,2301			100	0,2644	
		175	0,1986			175	0,2278	
		250	0,1855			250	0,2122	
	175	1	0,2628		175	1	0,3186	
		50	0,2144			50	0,2528	
		100	0,1820			100	0,2111	
		175	0,1564			175	0,1794	
		250	0,1440			250	0,1643	
	250	1	0,1940		250	1	0,2365	
		50	0,1711			50	0,2043	
		100	0,1519			100	0,1781	
		175	0,1330			175	0,1534	
		250	0,1223			250	0,1397	
	100	1	1		1,0055	1	1	1,2300
			50		0,5134		50	0,6075
			100		0,3488		100	0,4122
			175		0,2681		175	0,3189
250			0,2347	250	0,2792			
50		1	0,4954	50	1	0,5779		
		50	0,2963		50	0,3409		
		100	0,2304		100	0,2653		
		175	0,1925		175	0,2228		
		250	0,1761		250	0,2041		
100		1	0,3267	100	1	0,3818		
		50	0,2284		50	0,2625		
		100	0,1848		100	0,2117		
		175	0,1564		175	0,1793		
		250	0,1437		250	0,1648		
175		1	0,2270	175	1	0,2689		
		50	0,1802		50	0,2091		
		100	0,1518		100	0,1745		
		175	0,1294		175	0,1478		
		250	0,1181		250	0,1347		
250	1	0,1757	250	1	0,2102			
	50	0,1502		50	0,1762			

(continua)

Tabela D.2 – Continuação.

100	250	100	0,1314	100	250	100	0,1521
		175	0,1138			175	0,1303
		250	0,1038			250	0,1182
175	1	1	0,6606	175	1	1	0,7835
		50	0,4029			50	0,4786
		100	0,2673			100	0,3171
		175	0,1921			175	0,2289
		250	0,1614			250	0,1928
	50	1	0,4176		50	1	0,4820
		50	0,2577			50	0,2972
		100	0,1920			100	0,2220
		175	0,1503			175	0,1747
		250	0,1316			250	0,1534
	100	1	0,2796		100	1	0,3220
		50	0,1963			50	0,2251
		100	0,1559			100	0,1786
		175	0,1269			175	0,1459
		250	0,1130			250	0,1301
	175	1	0,1965		175	1	0,2279
		50	0,1540			50	0,1768
		100	0,1286			100	0,1471
		175	0,1078			175	0,1230
		250	0,0968			250	0,1104
	250	1	0,1562		250	1	0,1826
		50	0,1305			50	0,1507
		100	0,1129			100	0,1294
		175	0,0967			175	0,1101
		250	0,0872			250	0,0991
250	1	1	0,5542	250	1	1	0,6290
		50	0,3547			50	0,4151
		100	0,2348			100	0,2773
		175	0,1618			175	0,1928
		250	0,1310			250	0,1566
	50	1	0,3887		50	1	0,4381
		50	0,2412			50	0,2766
		100	0,1759			100	0,2031
		175	0,1318			175	0,1534
		250	0,1112			250	0,1300

(continua)

Tabela D.2 – Conclusão.

250	100	1	0,2627	250	100	1	0,2981
		50	0,1834			50	0,2093
		100	0,1433			100	0,1640
		175	0,1130			175	0,1300
		250	0,0977			250	0,1128
	175	1	0,1826		175	1	0,2088
		50	0,1417			50	0,1617
		100	0,1174			100	0,1337
		175	0,0967			175	0,1102
		250	0,0852			250	0,0973
	250	1	0,1453		250	1	0,1672
		50	0,1198			50	0,1370
		100	0,1028			100	0,1171
		175	0,0870			175	0,0988
		250	0,0776			250	0,0881

Fonte: Produção do autor.

Tabela D.3 – Variação da Precisão na Topologia NMC Para $i = 50^\circ$.

Inclinação Orbital = 50°							
Altitude = 300 km				Altitude = 400 km			
ρ_1 (km)	ρ_2 (km)	ρ_3 (km)	Precisão (km)	ρ_1 (km)	ρ_2 (km)	ρ_3 (km)	Precisão (km)
1	1	1	7,4476	1	1	1	10,204
		50	0,5165			50	0,7795
		100	0,3409			100	0,4616
		175	0,3377			175	0,3764
		250	0,4643			250	0,4170
	50	1	0,3679		50	1	0,5031
		50	0,2565			50	0,3381
		100	0,2176			100	0,2766
		175	0,2156			175	0,2575
		250	0,2246			250	0,2708
	100	1	0,1697		100	1	0,2397
		50	0,1497			50	0,2039
		100	0,1366			100	0,1793
		175	0,1293			175	0,1662
		250	0,1246			250	0,1641
	175	1	0,0947		175	1	0,1343
		50	0,0897			50	0,1251
		100	0,0867			100	0,1176
		175	0,0838			175	0,1113
		250	0,0806			250	0,1079
250	1	0,0690	250	1	0,0961		
	50	0,0664		50	0,0918		
	100	0,0651		100	0,0886		
	175	0,0642		175	0,0858		
	250	0,0628		250	0,0838		
50	1	1	0,5415	50	1	1	0,8097
		50	0,2184			50	0,3363
		100	0,1556			100	0,2351
		175	0,1396			175	0,1936

(continua)

Tabela D.3 – Continuação.

50	1	250	0,1482	50	1	250	0,1917
	50	1	0,2584		1	1	0,3401
		50	0,1548			50	0,2061
		100	0,1222			100	0,1644
		175	0,1105			175	0,1443
		250	0,1117			250	0,1420
	100	1	0,1498		50	1	0,2041
		50	0,1177			50	0,1554
		100	0,0995			100	0,1299
		175	0,0884			175	0,1140
		250	0,0855			250	0,1094
	175	1	0,0896		100	1	0,1250
		50	0,0816			50	0,1104
		100	0,0754			100	0,0994
		175	0,0692			175	0,0894
		250	0,0658			250	0,0845
	250	1	0,0663		175	1	0,0917
		50	0,0628			50	0,0853
		100	0,0603			100	0,0801
		175	0,0574			175	0,0746
250		0,0552	250	0,0710			
100	1	1	0,3666	100	1	1	0,4898
		50	0,1588			50	0,2395
		100	0,1021			100	0,1579
		175	0,0817			175	0,1216
		250	0,0800			250	0,1135
	50	1	0,2214		50	1	0,2809
		50	0,1231			50	0,1653
		100	0,0895			100	0,1244
		175	0,0736			175	0,1019
		250	0,0711			250	0,0958
	100	1	0,1366		100	1	0,1798
		50	0,0995			50	0,1300
		100	0,0798			100	0,1052
		175	0,0668			175	0,0884
		250	0,0631			250	0,0824
	175	1	0,0863		175	1	0,1174
		50	0,0752			50	0,0992

(continua)

Tabela D.3 – Continuação.

100	175	100	0,0671	100	175	100	0,0867		
		175	0,0590			175	0,0755		
		250	0,0550			250	0,0700		
	250	1	0,0648		250	1	0,0884		
		50	0,0601			50	0,0800		
		100	0,0566			100	0,0734		
		175	0,0524			175	0,0665		
		250	0,0495			250	0,0621		
	175	1	1		0,3841	175	1	1	0,4150
50			0,1456	50	0,2017				
100			0,0832	100	0,1239				
175			0,0569	175	0,0854				
250			0,0505	250	0,0736				
50		1	0,2207	50	1		0,2655		
		50	0,1125		50		0,1466		
		100	0,0745		100		0,1030		
		175	0,0539		175		0,0766		
		250	0,0481		250		0,0672		
100		1	0,1289	100	1		0,1669		
		50	0,0888		50		0,1145		
		100	0,0672		100		0,0888		
		175	0,0516		175		0,0699		
		250	0,0461		250		0,0619		
175		1	0,0830	175	1		0,1109		
		50	0,0689		50		0,0892		
		100	0,0591		100		0,0755		
		175	0,0490		175		0,0631		
		250	0,0440		250		0,0566		
250		1	0,0635	250	1		0,0853		
		50	0,0570		50		0,0743		
		100	0,0523		100		0,0663		
		175	0,0463		175		0,0580		
		250	0,0424		250		0,0529		
250		1	1	0,5955	250		1	1	0,4887
			50	0,1573				50	0,2035
	100		0,0823	100		0,1171			
	175		0,0510	175		0,0745			
	250		0,0423	250		0,0601			

(continua)

Tabela D.3 – Continuação.

250	50	1	0,2263	250	50	1	0,2804
		50	0,1142			50	0,1453
		100	0,0724			100	0,0975
		175	0,0485			175	0,0678
		250	0,0408			250	0,0562
	100	1	0,1233		100	1	0,1645
		50	0,0860			50	0,1102
		100	0,0638			100	0,0832
		175	0,0464			175	0,0624
		250	0,0396			250	0,0529
	175	1	0,0795		175	1	0,1072
		50	0,0655			50	0,0844
		100	0,0552			100	0,0701
		175	0,0442			175	0,0568
		250	0,0386			250	0,0495
	250	1	0,0620		250	1	0,0831
		50	0,0548			50	0,0706
		100	0,0494			100	0,0620
		175	0,0425			175	0,0529
		250	0,0379			250	0,0472

Altitude = 500 km				Altitude = 600 km			
ρ_1 (km)	ρ_2 (km)	ρ_3 (km)	Precisão (km)	ρ_1 (km)	ρ_2 (km)	ρ_3 (km)	Precisão (km)
1	1	1	12,839	1	1	1	15,501
		50	1,1270			50	1,5168
		100	0,6361			100	0,8305
		175	0,4635			175	0,5633
		250	0,4459			250	0,4935
	50	1	0,6745		50	1	0,8624
		50	0,4353			50	0,5339
		100	0,3500			100	0,4249
		175	0,3101			175	0,3653
		250	0,3102			250	0,3493
	100	1	0,3260		100	1	0,4215
		50	0,2686			50	0,3358

(continua)

Tabela D.3 – Continuação.

1	100	100	0,2288	1	100	100	0,2788	
		175	0,2050			175	0,2437	
		250	0,1996			250	0,2327	
	175	1	0,1826		175	1	0,2370	
		50	0,1676			50	0,2136	
		100	0,1534			100	0,1905	
		175	0,1407			175	0,1698	
		250	0,1347			250	0,1602	
	250	1	0,1291		250	1	0,1668	
		50	0,1225			50	0,1567	
		100	0,1163			100	0,1458	
		175	0,1096			175	0,1338	
		250	0,1056			250	0,1267	
	50	1	1		1,1086	1	1	1,5096
			50		0,4597		50	0,5878
100			0,3259	100	0,4212			
175			0,2593	175	0,3305			
250			0,2418	250	0,2958			
50		1	0,4321	50	1	0,5326		
		50	0,2589		50	0,3121		
		100	0,2085		100	0,2526		
		175	0,1815		175	0,2196		
		250	0,1741		250	0,2071		
100		1	0,2667	100	1	0,3346		
		50	0,1964		50	0,2383		
		100	0,1625		100	0,1954		
		175	0,1413		175	0,1690		
		250	0,1340		250	0,1588		
175	1	0,1667	175	1	0,2129			
	50	0,1430		50	0,1774			
	100	0,1257		100	0,1528			
	175	0,1110		175	0,1328			
	250	0,1038		250	0,1232			
250	1	0,1220	250	1	0,1562			
	50	0,1115		50	0,1398			
	100	0,1025		100	0,1260			
	175	0,0932		175	0,1121			
	250	0,0876		250	0,1042			

(continua)

Tabela D.3 – Continuação.

100	1	1	0,6282	100	1	1	0,8313
		50	0,3256			50	0,4220
		100	0,2194			100	0,2848
		175	0,1678			175	0,2173
		250	0,1514			250	0,1918
	50	1	0,3468		50	1	0,4240
		50	0,2083			50	0,2527
		100	0,1598			100	0,1953
		175	0,1318			175	0,1620
		250	0,1219			250	0,1485
	100	1	0,2267		100	1	0,2776
		50	0,1622			50	0,1953
		100	0,1315			100	0,1580
		175	0,1108			175	0,1333
		250	0,1024			250	0,1227
	175	1	0,1521		175	1	0,1895
		50	0,1254			50	0,1525
		100	0,1079			100	0,1295
		175	0,0930			175	0,1108
		250	0,0856			250	0,1015
250	1	0,1153	250	1	0,1450		
	50	0,1021		50	0,1257		
	100	0,0919		100	0,1111		
	175	0,0817		175	0,0973		
	250	0,0755		250	0,0893		
175	1	1	0,4622	175	1	1	0,5702
		50	0,2599			50	0,3330
		100	0,1682			100	0,2182
		175	0,1187			175	0,1552
		250	0,1008			250	0,1306
	50	1	0,3080		50	1	0,3659
		50	0,1816			50	0,2202
		100	0,1320			100	0,1624
		175	0,1008			175	0,1257
		250	0,0881			250	0,1098
	100	1	0,2033		100	1	0,2431
		50	0,1411			50	0,1690
		100	0,1108			100	0,1334

(continua)

Tabela D.3 – Continuação.

175	100	175	0,0888	175	100	175	0,1079		
		250	0,0788			250	0,0958		
	175	1	0,1392		175	175	1	0,1689	
		50	0,1105				50	0,1324	
		100	0,0929				100	0,1108	
		175	0,0778				175	0,0927	
		250	0,0698				250	0,0832	
	250	1	0,1084		250	250	1	0,1329	
		50	0,0927				50	0,1117	
		100	0,0815				100	0,0971	
		175	0,0706				175	0,0835	
		250	0,0640				250	0,0755	
	250	1	1		0,4524	250	1	1	0,5073
			50		0,2441			50	0,3004
			100		0,1524			100	0,1936
175			0,1011	175	0,1312				
250			0,0815	250	0,1057				
50		1	0,3102	50	1		0,3524		
		50	0,1747		50		0,2084		
		100	0,1223		100		0,1493		
		175	0,0883		175		0,1101		
		250	0,0736		250		0,0923		
100		1	0,1986	100	1		0,2327		
		50	0,1340		50		0,1590		
		100	0,1026		100		0,1230		
		175	0,0789		175		0,0960		
		250	0,0674		250		0,0825		
175		1	0,1336	175	1		0,1595		
		50	0,1035		50		0,1230		
		100	0,0856		100		0,1016		
		175	0,0699		175		0,0833		
		250	0,0612		250		0,0732		
250		1	0,1044	250	1		0,1259		
		50	0,0871		50		0,1038		
		100	0,0754		100		0,0892		
		175	0,0640		175		0,0755		
		250	0,0571		250		0,0673		

(continua)

Tabela D.3 – Continuação.

Altitude = 700 km				Altitude = 800 km			
ρ_1 (km)	ρ_2 (km)	ρ_3 (km)	Precisão (km)	ρ_1 (km)	ρ_2 (km)	ρ_3 (km)	Precisão (km)
1	1	1	18,205	1	1	1	20,923
		50	1,9672			50	2,4554
		100	1,0602			100	1,3092
		175	0,6900			175	0,8288
		250	0,5705			250	0,6591
	50	1	1,0855		50	1	1,3336
		50	0,6423			50	0,7532
		100	0,5076			100	0,5922
		175	0,4300			175	0,4978
		250	0,3990			250	0,4531
	100	1	0,5334		100	1	0,6582
		50	0,4109			50	0,4898
		100	0,3333			100	0,3893
		175	0,2860			175	0,3295
		250	0,2684			250	0,3052
	175	1	0,3004		175	1	0,3712
		50	0,2659			50	0,3224
		100	0,2313			100	0,2739
		175	0,2010			175	0,2328
		250	0,1866			250	0,2133
250	1	0,2105	250	1	0,2597		
	50	0,1958		50	0,2388		
	100	0,1787		100	0,2138		
	175	0,1598		175	0,1867		
	250	0,1487		250	0,1710		
50	1	1	1,9260	50	1	1	2,3956
		50	0,7117			50	0,8340
		100	0,5168			100	0,6119
		175	0,4071			175	0,4856
		250	0,3570			250	0,4215
	50	1	0,6384		50	1	0,7488
		50	0,3661			50	0,4203
		100	0,2973			100	0,3420
		175	0,2593		175	0,2993	

(continua)

Tabela D.3 – Continuação.

50	50	250	0,2426	50	50	250	0,2791	
	100	1	0,4086		100	1	0,4871	
		50	0,2820			50	0,3264	
		100	0,2294			100	0,2636	
		175	0,1977			175	0,2266	
		250	0,1846			250	0,2109	
	175	1	0,2647		175	1	0,3210	
		50	0,2143			50	0,2527	
		100	0,1812			100	0,2103	
		175	0,1554			175	0,1783	
		250	0,1431			250	0,1632	
	250	1	0,1950		250	1	0,2379	
		50	0,1710			50	0,2043	
		100	0,1511			100	0,1773	
		175	0,1320			175	0,1523	
		250	0,1213			250	0,1386	
	100	1	1		1,0403	1	1	1,2791
			50		0,5159		50	0,6106
			100		0,3488		100	0,4120
			175		0,2677		175	0,3180
250			0,2346	250	0,2782			
50		1	0,5035	50	1	0,5873		
		50	0,2971		50	0,3418		
		100	0,2304		100	0,2652		
		175	0,1923		175	0,2224		
		250	0,1759		250	0,2035		
100		1	0,3310	100	1	0,3867		
		50	0,2291		50	0,2633		
		100	0,1848		100	0,2117		
		175	0,1561		175	0,1790		
		250	0,1435		250	0,1644		
175		1	0,2297	175	1	0,2721		
		50	0,1809		50	0,2099		
		100	0,1518		100	0,1745		
		175	0,1291		175	0,1475		
		250	0,1178		250	0,1343		
250	1	0,1776	250	1	0,2125			
	50	0,1508		50	0,1769			

(continua)

Tabela D.3 – Continuação.

100	250	100	0,1313	100	250	100	0,1520
		175	0,1135			175	0,1299
		250	0,1034			250	0,1178
175	1	1	0,6805	175	1	1	0,8127
		50	0,4062			50	0,4835
		100	0,2678			100	0,3179
		175	0,1920			175	0,2289
		250	0,1615			250	0,1927
	50	1	0,4260		50	1	0,4924
		50	0,2590			50	0,2988
		100	0,1923			100	0,2223
		175	0,1503			175	0,1747
		250	0,1316			250	0,1534
	100	1	0,2839		100	1	0,3270
		50	0,1973			50	0,2262
		100	0,1561			100	0,1789
		175	0,1269			175	0,1458
		250	0,1129			250	0,1300
	175	1	0,1994		175	1	0,2311
		50	0,1549			50	0,1779
		100	0,1290			100	0,1474
		175	0,1078			175	0,1230
		250	0,0967			250	0,1103
	250	1	0,1585		250	1	0,1852
		50	0,1315			50	0,1518
		100	0,1133			100	0,1297
		175	0,0967			175	0,1101
		250	0,0871			250	0,0989
250	1	1	0,5669	250	1	1	0,6496
		50	0,3571			50	0,4199
		100	0,2350			100	0,2782
		175	0,1617			175	0,1928
		250	0,1309			250	0,1566
	50	1	0,3961		50	1	0,4483
		50	0,2425			50	0,2785
		100	0,1761			100	0,2036
		175	0,1317			175	0,1534
		250	0,1111			250	0,1300

(continua)

Tabela D.3 – Conclusão.

250	100	1	0,2667	250	100	1	0,3030
		50	0,1844			50	0,2105
		100	0,1435			100	0,1644
		175	0,1130			175	0,1301
		250	0,0977			250	0,1128
	175	1	0,1853		175	1	0,2118
		50	0,1427			50	0,1628
		100	0,1177			100	0,1342
		175	0,0967			175	0,1103
		250	0,0852			250	0,0973
	250	1	0,1475		250	1	0,1697
		50	0,1208			50	0,1381
		100	0,1033			100	0,1176
		175	0,0871			175	0,0989
		250	0,0776			250	0,0881

Fonte: Produção do autor.

Tabela D.4 – Variação da Precisão na Topologia NMC Para $i = 55^\circ$.

Inclinação Orbital = 55°							
Altitude = 300 km				Altitude = 400 km			
ρ_1 (km)	ρ_2 (km)	ρ_3 (km)	Precisão (km)	ρ_1 (km)	ρ_2 (km)	ρ_3 (km)	Precisão (km)
1	1	1	7,4526	1	1	1	10,216
		50	0,5227			50	0,7932
		100	0,3500			100	0,4770
		175	0,3612			175	0,4001
		250	0,5468			250	0,4640
	50	1	0,3672		50	1	0,5085
		50	0,2552			50	0,3401
		100	0,2176			100	0,2792
		175	0,2175			175	0,2624
		250	0,2255			250	0,2771
	100	1	0,1695		100	1	0,2416
		50	0,1486			50	0,2047
		100	0,1353			100	0,1795
		175	0,1282			175	0,1663
		250	0,1233			250	0,1639
	175	1	0,0947		175	1	0,1350
		50	0,0892			50	0,1254
		100	0,0857			100	0,1174
		175	0,0826			175	0,1107
		250	0,0794			250	0,1069
250	1	0,0690	250	1	0,0964		
	50	0,0661		50	0,0919		
	100	0,0644		100	0,0884		
	175	0,0632		175	0,0852		
	250	0,0617		250	0,0829		
50	1	1	0,5349	50	1	1	0,7844
		50	0,2184			50	0,3343
		100	0,1567			100	0,2368
		175	0,1423			175	0,1983

(continua)

Tabela D.4 – Continuação.

50	1	250	0,1535	50	1	250	0,1993
	50	1	0,2590		1	1	0,3414
		50	0,1547			50	0,2063
		100	0,1224			100	0,1648
		175	0,1113			175	0,1457
		250	0,1131			250	0,1442
	100	1	0,1505		50	1	0,2059
		50	0,1176			50	0,1559
		100	0,0992			100	0,1300
		175	0,0885			175	0,1142
		250	0,0858			250	0,1098
	175	1	0,0900		100	1	0,1260
		50	0,0815			50	0,1108
		100	0,0751			100	0,0993
		175	0,0688			175	0,0892
		250	0,0655			250	0,0842
	250	1	0,0666		175	1	0,0923
		50	0,0628			50	0,0856
		100	0,0600			100	0,0801
		175	0,0569			175	0,0742
250		0,0547	250	0,0705			
100	1	1	0,3574	100	1	1	0,4663
		50	0,1577			50	0,2351
		100	0,1021			100	0,1571
		175	0,0823			175	0,1228
		250	0,0811			250	0,1157
	50	1	0,2212		50	1	0,2794
		50	0,1228			50	0,1647
		100	0,0894			100	0,1243
		175	0,0740			175	0,1025
		250	0,0717			250	0,0969
	100	1	0,1376		100	1	0,1811
		50	0,0995			50	0,1303
		100	0,0797			100	0,1053
		175	0,0670			175	0,0886
		250	0,0634			250	0,0829
	175	1	0,0871		175	1	0,1186
		50	0,0755			50	0,0998

(continua)

Tabela D.4 – Continuação.

100	175	100	0,0671	100	175	100	0,0869		
		175	0,0590			175	0,0755		
		250	0,0551			250	0,0700		
	250	1	0,0654		250	1	0,0892		
		50	0,0604			50	0,0805		
		100	0,0566			100	0,0736		
		175	0,0522			175	0,0664		
		250	0,0494			250	0,0620		
	175	1	1		0,3597	175	1	1	0,3813
			50		0,1429			50	0,1945
100			0,0827	100	0,1217				
175			0,0568	175	0,0852				
250			0,0507	250	0,0741				
50		1	0,2189	50	1		0,2602		
		50	0,1115		50		0,1449		
		100	0,0742		100		0,1021		
		175	0,0539		175		0,0765		
		250	0,0483		250		0,0675		
100		1	0,1298	100	1		0,1675		
		50	0,0886		50		0,1144		
		100	0,0670		100		0,0885		
		175	0,0516		175		0,0698		
		250	0,0462		250		0,0622		
175		1	0,0842	175	1		0,1122		
		50	0,0692		50		0,0898		
		100	0,0590		100		0,0757		
		175	0,0490		175		0,0631		
		250	0,0441		250		0,0567		
250		1	0,0645	250	1		0,0864		
		50	0,0575		50		0,0749		
		100	0,0524		100		0,0666		
		175	0,0463		175		0,0581		
		250	0,0424		250		0,0529		
250		1	1	0,5054	250		1	1	0,4223
			50	0,1521				50	0,1927
			100	0,0813				100	0,1138
			175	0,0508				175	0,0737
			250	0,0423				250	0,0600

(continua)

Tabela D.4 – Continuação.

250	50	1	0,2258	250	50	1	0,2728
		50	0,1127			50	0,1426
		100	0,0718			100	0,0960
		175	0,0484			175	0,0673
		250	0,0408			250	0,0561
	100	1	0,1245		100	1	0,1650
		50	0,0857			50	0,1098
		100	0,0634			100	0,0825
		175	0,0462			175	0,0620
		250	0,0396			250	0,0529
	175	1	0,0806		175	1	0,1085
		50	0,0657			50	0,0848
		100	0,0551			100	0,0701
		175	0,0441			175	0,0567
		250	0,0385			250	0,0495
	250	1	0,0630		250	1	0,0843
		50	0,0552			50	0,0712
		100	0,0495			100	0,0622
		175	0,0424			175	0,0529
		250	0,0379			250	0,0472

Altitude = 500 km				Altitude = 600 km			
ρ_1 (km)	ρ_2 (km)	ρ_3 (km)	Precisão (km)	ρ_1 (km)	ρ_2 (km)	ρ_3 (km)	Precisão (km)
1	1	1	12,823	1	1	1	15,496
		50	1,1045			50	1,4907
		100	0,6245			100	0,8190
		175	0,4584			175	0,5597
		250	0,4483			250	0,4959
	50	1	0,6690		50	1	0,8636
		50	0,4289			50	0,5302
		100	0,3442			100	0,4210
		175	0,3054			175	0,3621
		250	0,3078			250	0,3478
	100	1	0,3239		100	1	0,4220
		50	0,2647			50	0,3338

(continua)

Tabela D.4 – Continuação.

1	100	100	0,2250	1	100	100	0,2764	
		175	0,2019			175	0,2415	
		250	0,1974			250	0,2310	
	175	1	0,1818		175	1	0,2372	
		50	0,1657			50	0,2126	
		100	0,1510			100	0,1889	
		175	0,1383			175	0,1681	
		250	0,1328			250	0,1586	
	250	1	0,1287		250	1	0,1669	
		50	0,1214			50	0,1560	
		100	0,1146			100	0,1447	
		175	0,1078			175	0,1324	
		250	0,1038			250	0,1253	
	50	1	1		1,1467	1	1	1,5323
			50		0,4616		50	0,5872
100			0,3258	100	0,4201			
175			0,2593	175	0,3303			
250			0,2432	250	0,2971			
50		1	0,4356	50	1	0,5366		
		50	0,2586		50	0,3120		
		100	0,2079		100	0,2521		
		175	0,1810		175	0,2192		
		250	0,1740		250	0,2071		
100		1	0,2680	100	1	0,3371		
		50	0,1958		50	0,2382		
		100	0,1617		100	0,1950		
		175	0,1406		175	0,1684		
		250	0,1335		250	0,1584		
175	1	0,1672	175	1	0,2142			
	50	0,1426		50	0,1774			
	100	0,1249		100	0,1523			
	175	0,1101		175	0,1321			
	250	0,1032		250	0,1226			
250	1	0,1223	250	1	0,1570			
	50	0,1111		50	0,1399			
	100	0,1018		100	0,1256			
	175	0,0923		175	0,1115			
	250	0,0868		250	0,1035			

(continua)

Tabela D.4 – Continuação.

100	1	1	0,6494	100	1	1	0,8408
		50	0,3285			50	0,4220
		100	0,2202			100	0,2845
		175	0,1682			175	0,2173
		250	0,1520			250	0,1924
	50	1	0,3520		50	1	0,4278
		50	0,2089			50	0,2530
		100	0,1599			100	0,1952
		175	0,1318			175	0,1619
		250	0,1220			250	0,1486
	100	1	0,2292		100	1	0,2802
		50	0,1625			50	0,1956
		100	0,1314			100	0,1580
		175	0,1106			175	0,1332
		250	0,1023			250	0,1226
	175	1	0,1535		175	1	0,1913
		50	0,1256			50	0,1530
		100	0,1077			100	0,1295
		175	0,0927			175	0,1106
		250	0,0854			250	0,1013
250	1	0,1163	250	1	0,1463		
	50	0,1024		50	0,1261		
	100	0,0917		100	0,1111		
	175	0,0813		175	0,0970		
	250	0,0752		250	0,0890		
175	1	1	0,4762	175	1	1	0,5723
		50	0,2627			50	0,3324
		100	0,1690			100	0,2177
		175	0,1190			175	0,1550
		250	0,1011			250	0,1308
	50	1	0,3136		50	1	0,3689
		50	0,1825			50	0,2204
		100	0,1322			100	0,1622
		175	0,1009			175	0,1256
		250	0,0882			250	0,1098
	100	1	0,2060		100	1	0,2453
		50	0,1416			50	0,1694
		100	0,1109			100	0,1335

(continua)

Tabela D.4 – Continuação.

175	100	175	0,0888	175	100	175	0,1078		
		250	0,0788			250	0,0958		
	175	1	0,1410		175	175	1	0,1707	
		50	0,1111				50	0,1330	
		100	0,0930				100	0,1109	
		175	0,0778				175	0,0927	
		250	0,0698				250	0,0831	
	250	1	0,1099		250	250	1	0,1344	
		50	0,0932				50	0,1124	
		100	0,0816				100	0,0974	
		175	0,0705				175	0,0834	
		250	0,0639				250	0,0754	
	250	1	1		0,4617	250	1	1	0,5032
			50		0,2459			50	0,2984
			100		0,1528			100	0,1926
175			0,1013	175	0,1308				
250			0,0816	250	0,1056				
50		1	0,3147	50	1		0,3535		
		50	0,1754		50		0,2082		
		100	0,1225		100		0,1489		
		175	0,0883		175		0,1099		
		250	0,0736		250		0,0922		
100		1	0,2008	100	1		0,2344		
		50	0,1345		50		0,1593		
		100	0,1027		100		0,1230		
		175	0,0789		175		0,0959		
		250	0,0674		250		0,0825		
175		1	0,1352	175	1		0,1610		
		50	0,1040		50		0,1235		
		100	0,0857		100		0,1017		
		175	0,0698		175		0,0832		
		250	0,0612		250		0,0731		
250		1	0,1059	250	1		0,1273		
		50	0,0877		50		0,1045		
		100	0,0756		100		0,0894		
		175	0,0640		175		0,0755		
		250	0,0570		250		0,0672		

(continua)

Tabela D.4 – Continuação.

Altitude = 700 km				Altitude = 800 km			
ρ_1 (km)	ρ_2 (km)	ρ_3 (km)	Precisão (km)	ρ_1 (km)	ρ_2 (km)	ρ_3 (km)	Precisão (km)
1	1	1	18,197	1	1	1	20,912
		50	1,9183			50	2,3906
		100	1,0355			100	1,2758
		175	0,6767			175	0,8100
		250	0,5630			250	0,6469
	50	1	1,0851		50	1	1,3295
		50	0,6366			50	0,7461
		100	0,5016			100	0,5851
		175	0,4240			175	0,4904
		250	0,3940			250	0,4463
	100	1	0,5332		100	1	0,6564
		50	0,4078			50	0,4854
		100	0,3300			100	0,3852
		175	0,2828			175	0,3257
		250	0,2655			250	0,3017
	175	1	0,3003		175	1	0,3704
		50	0,2643			50	0,3199
		100	0,2291			100	0,2711
		175	0,1987			175	0,2302
		250	0,1846			250	0,2110
	250	1	0,2105		250	1	0,2592
		50	0,1948			50	0,2372
		100	0,1772			100	0,2117
		175	0,1580			175	0,1845
		250	0,1470			250	0,1690
50	1	1	1,9774	50	1	1	2,4779
		50	0,7116			50	0,8348
		100	0,5151			100	0,6103
		175	0,4050			175	0,4829
		250	0,3557			250	0,4191
	50	1	0,6436		50	1	0,7543
		50	0,3659			50	0,4201
		100	0,2966			100	0,3413
		175	0,2583			175	0,2982

(continua)

Tabela D.4 – Continuação.

50	50	250	0,2417	50	50	250	0,2778	
	100	1	0,4114		100	1	0,4898	
		50	0,2818			50	0,3261	
		100	0,2287			100	0,2629	
		175	0,1969			175	0,2257	
		250	0,1838			250	0,2100	
	175	1	0,2662		175	1	0,3223	
		50	0,2142			50	0,2524	
		100	0,1806			100	0,2095	
		175	0,1546			175	0,1774	
		250	0,1423			250	0,1623	
	250	1	0,1959		250	1	0,2386	
		50	0,1710			50	0,2040	
		100	0,1506			100	0,1766	
		175	0,1312			175	0,1514	
		250	0,1205			250	0,1377	
	100	1	1		1,0666	1	1	1,3225
			50		0,5177		50	0,6138
			100		0,3487		100	0,4124
			175		0,2673		175	0,3177
250			0,2344	250	0,2779			
50		1	0,5093	50	1	0,5943		
		50	0,2976		50	0,3424		
		100	0,2303		100	0,2652		
		175	0,1920		175	0,2221		
		250	0,1757		250	0,2032		
100		1	0,3341	100	1	0,3900		
		50	0,2295		50	0,2638		
		100	0,1847		100	0,2116		
		175	0,1559		175	0,1787		
		250	0,1432		250	0,1641		
175		1	0,2318	175	1	0,2742		
		50	0,1813		50	0,2103		
		100	0,1518		100	0,1744		
		175	0,1288		175	0,1472		
		250	0,1175		250	0,1339		
250	1	0,1790	250	1	0,2139			
	50	0,1512		50	0,1773			

(continua)

Tabela D.4 – Continuação.

100	250	100	0,1313	100	250	100	0,1519
		175	0,1131			175	0,1295
		250	0,1031			250	0,1173
175	1	1	0,6951	175	1	1	0,8385
		50	0,4084			50	0,4882
		100	0,2680			100	0,3188
		175	0,1920			175	0,2291
		250	0,1615			250	0,1928
	50	1	0,4320		50	1	0,5006
		50	0,2599			50	0,3001
		100	0,1924			100	0,2227
		175	0,1503			175	0,1747
		250	0,1316			250	0,1533
	100	1	0,2870		100	1	0,3307
		50	0,1980			50	0,2271
		100	0,1562			100	0,1791
		175	0,1269			175	0,1458
		250	0,1129			250	0,1300
	175	1	0,2016		175	1	0,2334
		50	0,1556			50	0,1786
		100	0,1291			100	0,1476
		175	0,1078			175	0,1230
		250	0,0966			250	0,1102
	250	1	0,1603		250	1	0,1871
		50	0,1322			50	0,1525
		100	0,1135			100	0,1300
		175	0,0966			175	0,1100
		250	0,0870			250	0,0988
250	1	1	0,5757	250	1	1	0,6681
		50	0,3586			50	0,4245
		100	0,2351			100	0,2793
		175	0,1616			175	0,1930
		250	0,1309			250	0,1567
	50	1	0,4015		50	1	0,4566
		50	0,2434			50	0,2802
		100	0,1762			100	0,2040
		175	0,1317			175	0,1535
		250	0,1111			250	0,1300

(continua)

Tabela D.4 – Conclusão.

250	100	1	0,2695	250	100	1	0,3067
		50	0,1851			50	0,2115
		100	0,1437			100	0,1647
		175	0,1130			175	0,1301
		250	0,0977			250	0,1128
	175	1	0,1872		175	1	0,2141
		50	0,1434			50	0,1636
		100	0,1180			100	0,1344
		175	0,0967			175	0,1104
		250	0,0852			250	0,0973
	250	1	0,1492		250	1	0,1715
		50	0,1215			50	0,1389
		100	0,1035			100	0,1179
		175	0,0872			175	0,0990
		250	0,0776			250	0,0880

Fonte: Produção do autor.

Tabela D.5 – Variação da Precisão na Topologia NMC Para $i = 60^\circ$.

Inclinação Orbital = 60°							
Altitude = 300 km				Altitude = 400 km			
ρ_1 (km)	ρ_2 (km)	ρ_3 (km)	Precisão (km)	ρ_1 (km)	ρ_2 (km)	ρ_3 (km)	Precisão (km)
1	1	1	7,4392	1	1	1	10,184
		50	0,5333			50	0,7889
		100	0,3629			100	0,4762
		175	0,3927			175	0,4058
		250	0,6738			250	0,4891
	50	1	0,3621		50	1	0,4999
		50	0,2528			50	0,3342
		100	0,2172			100	0,2751
		175	0,2189			175	0,2604
		250	0,2249			250	0,2778
	100	1	0,1680		100	1	0,2386
		50	0,1468			50	0,2011
		100	0,1337			100	0,1763
		175	0,1269			175	0,1640
		250	0,1218			250	0,1625
	175	1	0,0943		175	1	0,1340
		50	0,0884			50	0,1237
		100	0,0846			100	0,1154
		175	0,0814			175	0,1088
		250	0,0782			250	0,1056
250	1	0,0689	250	1	0,0960		
	50	0,0657		50	0,0910		
	100	0,0638		100	0,0872		
	175	0,0623		175	0,0838		
	250	0,0608		250	0,0816		
50	1	1	0,5297	50	1	1	0,8051
		50	0,2193			50	0,3370
		100	0,1586			100	0,2381
		175	0,1460			175	0,2001

(continua)

Tabela D.5 – Continuação.

50	1	250	0,1597	50	1	250	0,2031
	50	1	0,2574		1	1	0,3417
		50	0,1543			50	0,2058
		100	0,1226			100	0,1644
		175	0,1122			175	0,1456
		250	0,1144			250	0,1448
	100	1	0,1498		50	1	0,2054
		50	0,1170			50	0,1549
		100	0,0988			100	0,1292
		175	0,0884			175	0,1137
		250	0,0858			250	0,1097
	175	1	0,0899		100	1	0,1258
		50	0,0811			50	0,1101
		100	0,0745			100	0,0985
		175	0,0683			175	0,0884
		250	0,0650			250	0,0837
	250	1	0,0666		175	1	0,0923
		50	0,0626			50	0,0852
		100	0,0596			100	0,0794
		175	0,0564			175	0,0735
250		0,0542	250	0,0699			
100	1	1	0,3504	100	1	1	0,4785
		50	0,1570			50	0,2375
		100	0,1024			100	0,1581
		175	0,0831			175	0,1234
		250	0,0824			250	0,1168
	50	1	0,2198		50	1	0,2817
		50	0,1223			50	0,1650
		100	0,0894			100	0,1243
		175	0,0743			175	0,1026
		250	0,0724			250	0,0972
	100	1	0,1376		100	1	0,1818
		50	0,0993			50	0,1302
		100	0,0796			100	0,1051
		175	0,0671			175	0,0885
		250	0,0638			250	0,0829
	175	1	0,0874		175	1	0,1190
		50	0,0754			50	0,0996

(continua)

Tabela D.5 – Continuação.

100	175	100	0,0669	100	175	100	0,0866		
		175	0,0588			175	0,0752		
		250	0,0551			250	0,0699		
	250	1	0,0656		250	1	0,0896		
		50	0,0604			50	0,0804		
		100	0,0564			100	0,0733		
		175	0,0520			175	0,0660		
		250	0,0492			250	0,0617		
	175	1	1		0,3443	175	1	1	0,3902
			50		0,1409			50	0,1964
100			0,0823	100	0,1224				
175			0,0569	175	0,0855				
250			0,0509	250	0,0743				
50		1	0,2171	50	1		0,2629		
		50	0,1107		50		0,1453		
		100	0,0738		100		0,1022		
		175	0,0539		175		0,0766		
		250	0,0484		250		0,0676		
100		1	0,1302	100	1		0,1686		
		50	0,0884		50		0,1145		
		100	0,0667		100		0,0884		
		175	0,0515		175		0,0698		
		250	0,0463		250		0,0622		
175		1	0,0848	175	1		0,1131		
		50	0,0693		50		0,0899		
		100	0,0589		100		0,0756		
		175	0,0489		175		0,0630		
		250	0,0442		250		0,0567		
250		1	0,0651	250	1		0,0872		
		50	0,0577		50		0,0751		
		100	0,0524		100		0,0666		
		175	0,0462		175		0,0579		
		250	0,0424		250		0,0528		
250		1	1	0,4597	250		1	1	0,4280
			50	0,1487				50	0,1939
			100	0,0805				100	0,1143
			175	0,0507				175	0,0738
			250	0,0423				250	0,0601

(continua)

Tabela D.5 – Continuação.

250	50	1	0,2250	250	50	1	0,2744
		50	0,1116			50	0,1428
		100	0,0712			100	0,0961
		175	0,0482			175	0,0673
		250	0,0407			250	0,0561
	100	1	0,1253		100	1	0,1658
		50	0,0855			50	0,1098
		100	0,0630			100	0,0825
		175	0,0461			175	0,0620
		250	0,0395			250	0,0529
	175	1	0,0814		175	1	0,1093
		50	0,0659			50	0,0849
		100	0,0549			100	0,0700
		175	0,0439			175	0,0566
		250	0,0385			250	0,0494
	250	1	0,0637		250	1	0,0852
		50	0,0555			50	0,0715
		100	0,0495			100	0,0622
		175	0,0423			175	0,0528
		250	0,0379			250	0,0471

Altitude = 500 km				Altitude = 600 km			
ρ_1 (km)	ρ_2 (km)	ρ_3 (km)	Precisão (km)	ρ_1 (km)	ρ_2 (km)	ρ_3 (km)	Precisão (km)
1	1	1	12,808	1	1	1	15,478
		50	1,1034			50	1,4651
		100	0,6272			100	0,8058
		175	0,4658			175	0,5525
		250	0,4644			250	0,4931
	50	1	0,6660		50	1	0,8584
		50	0,4259			50	0,5244
		100	0,3423			100	0,4157
		175	0,3052			175	0,3574
		250	0,3099			250	0,3443
	100	1	0,3227		100	1	0,4199
		50	0,2628			50	0,3303

(continua)

Tabela D.5 – Continuação.

1	100	100	0,2232	1	100	100	0,2731	
		175	0,2005			175	0,2386	
		250	0,1967			250	0,2286	
	175	1	0,1814		175	1	0,2364	
		50	0,1647			50	0,2108	
		100	0,1497			100	0,1868	
		175	0,1370			175	0,1660	
		250	0,1317			250	0,1569	
	250	1	0,1285		250	1	0,1665	
		50	0,1209			50	0,1550	
		100	0,1138			100	0,1432	
		175	0,1067			175	0,1307	
		250	0,1028			250	0,1238	
	50	1	1		1,1559	1	1	1,5785
			50		0,4624		50	0,5887
100			0,3270	100	0,4198			
175			0,2617	175	0,3296			
250			0,2474	250	0,2972			
50		1	0,4367	50	1	0,5399		
		50	0,2584		50	0,3117		
		100	0,2076		100	0,2515		
		175	0,1811		175	0,2184		
		250	0,1748		250	0,2065		
100		1	0,2685	100	1	0,3382		
		50	0,1955		50	0,2378		
		100	0,1612		100	0,1942		
		175	0,1402		175	0,1677		
		250	0,1334		250	0,1577		
175	1	0,1675	175	1	0,2147			
	50	0,1423		50	0,1770			
	100	0,1244		100	0,1516			
	175	0,1095		175	0,1313			
	250	0,1027		250	0,1219			
250	1	0,1226	250	1	0,1573			
	50	0,1110		50	0,1395			
	100	0,1014		100	0,1249			
	175	0,0917		175	0,1107			
	250	0,0862		250	0,1028			

(continua)

Tabela D.5 – Continuação.

100	1	1	0,6516	100	1	1	0,8659
		50	0,3287			50	0,4249
		100	0,2205			100	0,2852
		175	0,1690			175	0,2175
		250	0,1534			250	0,1927
	50	1	0,3534		50	1	0,4327
		50	0,2089			50	0,2535
		100	0,1598			100	0,1952
		175	0,1320			175	0,1617
		250	0,1225			250	0,1485
	100	1	0,2302		100	1	0,2824
		50	0,1626			50	0,1959
		100	0,1313			100	0,1578
		175	0,1105			175	0,1329
		250	0,1024			250	0,1224
	175	1	0,1542		175	1	0,1925
		50	0,1257			50	0,1531
		100	0,1075			100	0,1293
		175	0,0925			175	0,1103
		250	0,0852			250	0,1010
250	1	0,1168	250	1	0,1472		
	50	0,1025		50	0,1263		
	100	0,0916		100	0,1110		
	175	0,0810		175	0,0967		
	250	0,0750		250	0,0886		
175	1	1	0,4735	175	1	1	0,5884
		50	0,2618			50	0,3357
		100	0,1687			100	0,2186
		175	0,1191			175	0,1553
		250	0,1015			250	0,1310
	50	1	0,3142		50	1	0,3746
		50	0,1823			50	0,2214
		100	0,1321			100	0,1625
		175	0,1009			175	0,1257
		250	0,0884			250	0,1099
	100	1	0,2070		100	1	0,2478
		50	0,1418			50	0,1700
		100	0,1109			100	0,1336

(continua)

Tabela D.5 – Continuação.

175	100	175	0,0888	175	100	175	0,1078		
		250	0,0789			250	0,0958		
	175	1	0,1420		175	175	1	0,1723	
		50	0,1114				50	0,1335	
		100	0,0931				100	0,1110	
		175	0,0777				175	0,0926	
		250	0,0698				250	0,0831	
	250	1	0,1107		250	250	1	0,1357	
		50	0,0936				50	0,1129	
		100	0,0817				100	0,0975	
		175	0,0704				175	0,0834	
		250	0,0639				250	0,0753	
	250	1	1		0,4527	250	1	1	0,5154
			50		0,2435			50	0,3012
			100		0,1520			100	0,1934
175			0,1011	175	0,1310				
250			0,0817	250	0,1058				
50		1	0,3137	50	1		0,3590		
		50	0,1748		50		0,2093		
		100	0,1221		100		0,1492		
		175	0,0882		175		0,1099		
		250	0,0737		250		0,0922		
100		1	0,2015	100	1		0,2368		
		50	0,1345		50		0,1599		
		100	0,1025		100		0,1231		
		175	0,0788		175		0,0959		
		250	0,0674		250		0,0825		
175		1	0,1361	175	1		0,1626		
		50	0,1043		50		0,1240		
		100	0,0857		100		0,1018		
		175	0,0698		175		0,0832		
		250	0,0611		250		0,0731		
250		1	0,1068	250	1		0,1287		
		50	0,0881		50		0,1050		
		100	0,0757		100		0,0896		
		175	0,0640		175		0,0755		
		250	0,0570		250		0,0672		

(continua)

Tabela D.5 – Continuação.

Altitude = 700 km				Altitude = 800 km			
ρ_1 (km)	ρ_2 (km)	ρ_3 (km)	Precisão (km)	ρ_1 (km)	ρ_2 (km)	ρ_3 (km)	Precisão (km)
1	1	1	18,183	1	1	1	20,898
		50	1,9006			50	2,3401
		100	1,0286			100	1,2494
		175	0,6757			175	0,7946
		250	0,5663			250	0,6365
	50	1	1,0836		50	1	1,3267
		50	0,6333			50	0,7403
		100	0,4987			100	0,5792
		175	0,4219			175	0,4843
		250	0,3933			250	0,4405
	100	1	0,5326		100	1	0,6552
		50	0,4057			50	0,4820
		100	0,3280			100	0,3819
		175	0,2811			175	0,3225
		250	0,2643			250	0,2987
	175	1	0,3001		175	1	0,3699
		50	0,2632			50	0,3181
		100	0,2277			100	0,2689
		175	0,1973			175	0,2281
		250	0,1834			250	0,2090
250	1	0,2104	250	1	0,2589		
	50	0,1941		50	0,2361		
	100	0,1762		100	0,2101		
	175	0,1568		175	0,1828		
	250	0,1459		250	0,1674		
50	1	1	2,0018	50	1	1	2,5469
		50	0,7117			50	0,8352
		100	0,5148			100	0,6087
		175	0,4053			175	0,4803
		250	0,3573			250	0,4167
	50	1	0,6459		50	1	0,7588
		50	0,3657			50	0,4198
		100	0,2962			100	0,3405
		175	0,2579			175	0,2970

(continua)

Tabela D.5 – Continuação.

50	50	250	0,2417	50	50	250	0,2766	
	100	1	0,4127		100	1	0,4920	
		50	0,2816			50	0,3257	
		100	0,2282			100	0,2622	
		175	0,1964			175	0,2248	
		250	0,1835			250	0,2091	
	175	1	0,2669		175	1	0,3234	
		50	0,2140			50	0,2521	
		100	0,1801			100	0,2088	
		175	0,1540			175	0,1766	
		250	0,1418			250	0,1615	
	250	1	0,1964		250	1	0,2394	
		50	0,1709			50	0,2038	
		100	0,1502			100	0,1760	
		175	0,1307			175	0,1506	
		250	0,1199			250	0,1370	
	100	1	1		1,0771	1	1	1,3591
			50		0,5182		50	0,6163
			100		0,3488		100	0,4126
			175		0,2676		175	0,3174
250			0,2351	250	0,2774			
50		1	0,5119	50	1	0,5999		
		50	0,2977		50	0,3428		
		100	0,2302		100	0,2651		
		175	0,1919		175	0,2218		
		250	0,1758		250	0,2028		
100		1	0,3357	100	1	0,3927		
		50	0,2297		50	0,2640		
		100	0,1846		100	0,2115		
		175	0,1557		175	0,1784		
		250	0,1431		250	0,1637		
175		1	0,2329	175	1	0,2759		
		50	0,1815		50	0,2106		
		100	0,1516		100	0,1742		
		175	0,1285		175	0,1468		
		250	0,1173		250	0,1335		
250	1	0,1799	250	1	0,2152			
	50	0,1514		50	0,1776			

(continua)

Tabela D.5 – Continuação.

100	250	100	0,1312	100	250	100	0,1518
		175	0,1129			175	0,1292
		250	0,1028			250	0,1170
175	1	1	0,6986	175	1	1	0,8605
		50	0,4086			50	0,4919
		100	0,2679			100	0,3196
		175	0,1920			175	0,2291
		250	0,1618			250	0,1927
	50	1	0,4343		50	1	0,5073
		50	0,2601			50	0,3012
		100	0,1924			100	0,2229
		175	0,1502			175	0,1747
		250	0,1316			250	0,1533
	100	1	0,2885		100	1	0,3336
		50	0,1983			50	0,2277
		100	0,1562			100	0,1793
		175	0,1268			175	0,1458
		250	0,1129			250	0,1299
	175	1	0,2027		175	1	0,2353
		50	0,1560			50	0,1791
		100	0,1292			100	0,1477
		175	0,1077			175	0,1229
		250	0,0966			250	0,1101
	250	1	0,1613		250	1	0,1885
		50	0,1326			50	0,1530
		100	0,1136			100	0,1301
		175	0,0966			175	0,1099
		250	0,0869			250	0,0987
250	1	1	0,5748	250	1	1	0,6840
		50	0,3577			50	0,4283
		100	0,2346			100	0,2802
		175	0,1614			175	0,1932
		250	0,1309			250	0,1567
	50	1	0,4027		50	1	0,4635
		50	0,2434			50	0,2815
		100	0,1761			100	0,2044
		175	0,1316			175	0,1536
		250	0,1111			250	0,1300

(continua)

Tabela D.5 – Conclusão.

250	100	1	0,2707	250	100	1	0,3097
		50	0,1853			50	0,2123
		100	0,1437			100	0,1649
		175	0,1129			175	0,1301
		250	0,0976			250	0,1128
	175	1	0,1883		175	1	0,2159
		50	0,1437			50	0,1642
		100	0,1180			100	0,1347
		175	0,0967			175	0,1104
		250	0,0851			250	0,0972
	250	1	0,1502		250	1	0,1729
		50	0,1219			50	0,1395
		100	0,1037			100	0,1181
		175	0,0871			175	0,0990
		250	0,0775			250	0,0880

Fonte: Produção do autor.

APÊNDICE E – MÉTODO PARA SIMULAÇÃO DA TOPOLOGIA NCO

Este Apêndice descreve o método elaborado para estabelecer a topologia NCO nas simulações a partir da distância relativa entre o satélite de referência da formação e o satélite não coplanar. Ressalta-se que este método foi elaborado a partir de observações das diversas tentativas simuladas para a topologia NCO neste estudo e é válido quando as órbitas dos satélites da formação são circulares e possuem mesma altitude ($a_1 = a_3$) e quando $\Delta\Omega_{13} > 0$.

O método inicia-se com o valor desejado para a distância relativa entre os satélites (ΔS_{13}). A partir de então, a variação na ascensão reta do satélite não coplanar ($\Delta\Omega_{13}$) é estabelecida, seguindo a mesma lógica utilizada para definir a Equação 2.54, conforme a Equação E.1.

$$\Delta\Omega_{13} = \Omega_3 - \Omega_1 = 2\text{sen}^{-1}\left(\frac{S_{offset}}{2a_3}\right) \quad (\text{E.1})$$

Em que S_{offset} é o deslocamento linear, em km, do nodo ascendente da órbita não coplanar devido à variação no ângulo de ascensão reta e a_3 é o semieixo maior da órbita não coplanar. Para manter uma relação entre a variação do ângulo de ascensão reta com a distância relativa desejada, fez-se $S_{offset} = \Delta S_{13}$.

Para estabelecer a formação, resta definir as variações nos ângulos de anomalia média entre os satélites da formação. A variação ΔM_{12} é calculada conforme a Equação 2.54. O cálculo da variação ΔM_{13} é realizado de uma forma diferente, visando manter a distância relativa inicial desejada. Para isso, observou-se a existência da relação linear entre ΔS_{13} e ΔM_{13} apresentada na Equação E.2.

$$\Delta M_{13} = \Delta S_{13} K_{NCO} \quad (\text{E.2})$$

Em que:

- ΔM_{13} é a variação do ângulo de anomalia média do satélite não coplanar, em segundos;

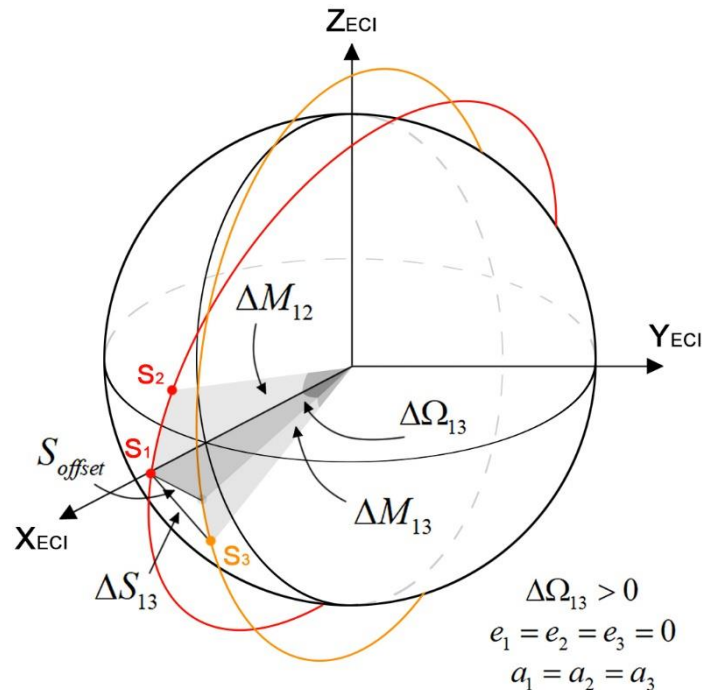
- ΔS_{13} é a distância relativa entre o satélite de referência e o satélite não coplanar, em quilômetros; e
- K_{NCO} é um fator a ser determinado que varia de acordo com a altitude e inclinação orbital considerados na simulação.

No caso específico escolhido na seção de resultados, por exemplo, em que a inclinação e a altitude das órbitas são, respectivamente, 50° e 400 km, têm-se que $K_{NCO} = 0,185 \frac{s}{km}$. Em todos os casos simulados, observou-se que não houve grande variação no valor de K_{NCO} . Para converter ΔM_{13} de segundos para radianos ou graus, utiliza-se a Equação E.3.

$$\begin{aligned} \Delta M_{13} \text{ radianos} &= \frac{2\pi}{T} \Delta M_{13} \text{ segundos} \\ \Delta M_{13} \text{ graus} &= \frac{180}{\pi} \Delta M_{13} \text{ radianos} \end{aligned} \quad (E.3)$$

Em que T é o período orbital do satélite não coplanar em segundos. Por fim, a Figura E.1 ilustra o método utilizado.

Figura E.1 – Variáveis do Método Para Simulação da Topologia NCO.



Fonte: Produção do autor.