



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

INPE-15152-TDI/1284

**ESTIMAÇÃO DOS ERROS DE EFEMÉRIDES ORBITAIS E DE
ATITUDE POR MEIO DE PONTOS DE CONTROLE**

Gabriel Soares Bádue

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle, orientada pelos Drs. Helio Koiti Kuga e Roberto Vieira da Fonseca Lopes, aprovada em 17 de abril de 2006.

INPE
São José dos Campos
2008

Publicado por:

esta página é responsabilidade do SID

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE)

Gabinete do Diretor – (GB)

Serviço de Informação e Documentação (SID)

Caixa Postal 515 – CEP 12.245-970

São José dos Campos – SP – Brasil

Tel.: (012) 3945-6911

Fax: (012) 3945-6919

E-mail: pubtc@sid.inpe.br

**Solicita-se intercâmbio
We ask for exchange**

Publicação Externa – É permitida sua reprodução para interessados.



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

INPE-15152-TDI/1284

**ESTIMAÇÃO DOS ERROS DE EFEMÉRIDES ORBITAIS E DE
ATITUDE POR MEIO DE PONTOS DE CONTROLE**

Gabriel Soares Bádue

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle, orientada pelos Drs. Helio Koiti Kuga e Roberto Vieira da Fonseca Lopes, aprovada em 17 de abril de 2006.

INPE
São José dos Campos
2008

629.7.062.2

Bádue, G. S.

Estimação dos erros de efemérides orbitais e de atitude
por meio de pontos de controle / Gabriel Soares Bádue -
São José dos Campos: INPE, 2006.

125 p. ; (INPE-15152-TDI/1284)

1. Posição orbital. 2. Atitude.
3. Estimação. 4. Pontos de controle. 5. Marcos. I. Título.

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

Dr. Adenilson Roberto da Silva



Presidente / INPE / SJCampos - SP

Dr. Roberto Vieira da Fonseca Lopes



Orientador(a) / INPE / SJCampos - SP

Dr. Hélio Koiti Kuga



Orientador(a) / INPE / SJCampos - SP

Dra. Ana Paula Marins Chiaradia



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

Aluno (a): **Gabriel Soares Bádue**

São José dos Campos, 07 de abril de 2006

*“Nenhum problema pode ser resolvido pelo mesmo estado de consciência que o criou.
É preciso ir mais longe. Eu penso 99 vezes e nada descubro. Deixo de pensar, mergulho
num grande silêncio e a verdade me é revelada”.*

ALBERT EINSTEIN

*A DEUS,
e a meu grande mestre e amigo
SERGIO LULLIS*

AGRADECIMENTOS

Ao Dr. Hélio Koiti Kuga e Dr. Roberto Vieira da F. Lopes, pela competência, compreensão e dedicação na orientação deste trabalho.

Ao Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE, pela oportunidade de estudos e utilização de suas instalações.

Aos professores do DMC/INPE pelo conhecimento transmitido ao longo do curso.

A minha família pela ajuda e apoio constantes que foram de grande importância ao longo deste trabalho. Em especial, ao meu primo Paulo Giacomo Milani, pelas muitas vezes que me acolheu em sua residência durante a realização deste curso.

À minha namorada Juliana, pelo amor e compreensão, mesmo nos tempos de difícil compreensão.

A meus pais, Nataniel e Carla, meus irmãos, Maria Fernanda, Tobias, Edgar, Nataniel e Tiago, a minha avó Norma e a minha querida amiga Hiroco Mizutani, por me ensinar sobre a importância do estudo, e incentivar para que este trabalho fosse realizado.

Aos amigos Carmem, Edmundo, Leandro, Gilberto, Gobato, Maria Cecília, Renato, Rolf e Vivian, que estiveram sempre dispostos a colaborar para a realização deste trabalho.

RESUMO

O uso das imagens obtidas por satélites tem se expandido a cada dia. Diante destes avanços as cobranças por melhoria na qualidade destas imagens são cada vez maiores. Com o objetivo de melhorar a precisão das imagens obtidas por satélites, este trabalho propõe um procedimento para estimar os desvios de posição e atitude de um satélite por meio dos desvios dos pontos de controle de uma imagem. O uso dos desvios estimados permitirá um melhor ajuste no processamento das imagens. O algoritmo usado na estimação foi o método de Mínimos Quadrados com informação a priori. O procedimento adotado não requer o uso de medidas obtidas por sensores, no caso da atitude, ou de dados de estação de rastreamento, no caso da posição. Foi desenvolvido um simulador que gera os pontos de controle usados na estimação. O simulador tem como modelo o satélite CBERS-2, fornecendo pontos como se esses fossem provenientes de uma imagem obtida por uma câmera CCD deste satélite. Foram simuladas diversas situações considerando casos com erros em posição, casos com erros em atitude, casos com erros combinados, entre outros. Os resultados mostram que o procedimento proposto diminui as distorções provocadas pelos desvios de órbita e atitude, contribuindo assim para um geo-referenciamento preciso das imagens.

ESTIMATING ORBIT AND ATTITUDE EPHEMERIDES BY MEANS OF CONTROL POINTS

ABSTRACT

The use of images obtained by satellites is steadily increasing. Based on these advances, the need for improvement in these images quality is bigger and bigger. This work proposes a procedure to estimate the position and attitude deviation of a satellite by means of control points deviation in an image with the objective of improving the image precision obtained by satellites. The use of the estimated deviations will allow a better adjustment in the image processing. The algorithm used was the Least Squares Method with “a priori” information. The adopted procedure does not require the use of the measurements obtained by sensors, in the case of the attitude, or of the tracking station data, in the case of the position. A simulator has been developed generating control points to be used in the estimation. This simulator has as a model the CBERS-2 satellite, providing points as if they were coming from an image generated by a CCD camera of this satellite. Many situations were simulated considering cases with errors in position, cases with errors in attitude, cases with errors combined, among others. The results show that the proposed procedure diminishes the distortions provoked by the attitude and orbit deviations, thus contributing for an improved geo-referencing of the images.

SUMÁRIO

Pág.

LISTA DE FIGURAS	
LISTA DE TABELAS	
LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS	
LISTA DE SÍMBOLOS	
CAPÍTULO 1	29
INTRODUÇÃO	29
1.1 Descrição do Satélite CBERS-2	29
1.2 Formação das Imagens Via Satélites	31
1.3 Sumário do Trabalho	32
1.4 Organização do Trabalho	33
CAPÍTULO 2	35
REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	35
CAPÍTULO 3	43
FUNDAMENTOS TEÓRICOS	43
3.1 Movimento Orbital	43
3.1.1 Força Central	43
3.1.2 Integral do Momento Angular	44
3.1.3 As Leis de Kepler	45
3.1.4 Geometria das Órbitas	45
3.1.5 Órbita no Espaço	48
3.1.6 Perturbações Orbitais	49
3.1.6.1 Perturbações Devidas à Não Esfericidade da Terra	50
3.1.6.2 Perturbações Devidas ao Arrasto Atmosférico	51
3.1.6.3 Perturbações Devidas a um Terceiro Corpo	51
3.1.6.4 Perturbação Devida à Pressão de Radiação Solar	52
3.1.6.5 Perturbações Devidas à Atração de Marés Terrestres e Oceânicas	53
3.1.6.6 Perturbações Devidas à Ação de Propulsores a Bordo	53
3.2 Propagação de Órbitas	54
3.3 Atitude de Satélites	55
3.3.1 Determinação de Atitude	55
3.3.2 Equações de Euler	57
3.3.3 Torques	59
3.3.3.1 Torque Aerodinâmico	59
3.3.3.2 Torque de Gradiente de Gravidade	60
3.3.3.3 Torque de Perturbação Magnética	61
3.3.3.4 Torque de Pressão de Radiação Solar	61
3.3.4 Sistemas de Controle de Atitude	62

3.3.4.1 Estabilização por Rotação.....	62
3.3.4.2 Estabilização em Três Eixos.....	64
3.4 Controle Orbital de Satélites de Sensoriamento Remoto.....	65
3.5 Carga Útil.....	65
3.6 Processamento Digital de Imagens de Satélites.....	68
CAPÍTULO 4.....	73
MODELAGENS DO MOVIMENTO.....	73
4.1 Determinação da Latitude e Longitude Calculadas.....	73
4.1.1 Cálculo de s (Distância entre o Satélite e o Ponto Imageado).....	78
4.1.2 Obtenção do Vetor \hat{u}	80
4.2 Modelo de Erros na Órbita e Atitude.....	81
4.3 Modelo de Medidas.....	82
CAPÍTULO 5.....	89
MÍNIMOS QUADRADOS.....	89
5.1 Solução Convencional.....	89
5.2 Solução Através de Transformações Ortogonais.....	91
5.3 Solução Recursiva na Forma de Kalman.....	94
5.4 Solução Recursiva por Fatorização.....	95
5.5 Algoritmo de Mínimos Quadrados Aplicado ao Problema.....	95
CAPÍTULO 6.....	99
IMPLEMENTAÇÃO COMPUTACIONAL.....	99
6.1 Derivadas Parciais Numéricas.....	100
6.2 Simulador de Pontos de Controle.....	101
CAPÍTULO 7.....	107
APRESENTAÇÃO DOS RESULTADOS.....	107
7.1 Casos com Erros nas Coordenadas de Posição.....	109
7.2 Casos com Erros na Velocidade.....	110
7.3 Casos com Erros na Atitude.....	111
7.4 Casos com Erros nas Derivas dos Ângulos de Atitude.....	111
7.5 Casos com Erros na Posição e Atitude.....	112
7.6 Resíduos dos Pontos de Controle.....	113
CAPÍTULO 8.....	119
CONCLUSÃO.....	119
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	121

LISTA DE FIGURAS

3.1 – Trajetória da Força Central.	44
3.2 – Geometria da Elipse.	46
3.3 – Geometria para definição dos elementos orbitais.	48
3.4 – Sistema de coordenadas inercial.	56
FONTE: Martins Neto (2001).	56
FONTE: Wertz (1978).	57
3.6 - Esquema dos sensores de determinação de atitude em uma espaçonave estabilizada por rotação.	63
FONTE: Wertz (1978).	63
3.7 - Cones de Nadir e Solar usados na orientação da espaçonave.	63
FONTE: Wertz (1978).	63
3.8 – Sensores solar montados em eixos perpendiculares utilizados na estabilização em três eixos.	64
FONTE: Wertz (1978).	64
3.9 – Imagem da cidade de Brasília obtida por um satélite, com alguns pontos de controle em destaque.	71
FONTE: DPI / INPE (2005).	71
4.1 – Direção de apontamento da câmera.	75
4.2 – Intersecção da direção de apontamento da câmera, \mathcal{H} , com a Terra.	78
4.3 – Seção Meridiana da Terra, usada no cálculo de s	80
6.1 – Código com elementos orbitais do satélite NOAA6, modelo “Two-line”.	103
FONTE: NASA / NORAD (2006).	103
6.2 – Esquema para estimação dos desvios de órbita	104
6.3 – Esquema para estimação dos desvios de atitude	104
6.4 – Esquema para estimação dos desvios de órbita e atitude simultaneamente	105
7.1 – Distribuição dos pontos de controle em uma imagem.	113
7.2 – Resíduos dos pontos de controle para o caso sem ruído	114
7.3 – Resíduos dos pontos de controle para o caso com ruído na posição.	115
7.4 – Resíduos dos pontos de controle para o caso com ruído na atitude.	116
7.5 – Resíduos dos pontos de controle para o caso com ruído na posição e atitude.	117

LISTA DE TABELAS

3.1 – Propriedades das Cônicas.	46
FONTE: Silva (2001).	48
3.2 – Pontos de controle medidos relativos a Figura 3.9.	70
7.1 – Resultados obtidos no caso sem erros.	108
7.2 – Resultados obtidos nos casos com ruídos na posição.	109
7.3 – Resultados obtidos nos casos com ruídos na velocidade e combinados na posição e velocidade.	110
7.4 – Resultados obtidos nos casos com ruídos na atitude.	111
7.5 – Resultados obtidos nos casos com ruídos nas derivas dos ângulos de atitude. ...	112
7.6 – Resultados obtidos nos casos com ruídos combinados na posição e atitude.	112

LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

GPS – Global Positioning System

IRMSS – Imageador por Varredura de Média Resolução

CCD – Câmera Imageadora de Alta Resolução

WFI – Imageador de Amplo Campo de Visada

INPE – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais

CBERS – Satélite Sino-Brasileiro de Recursos Hídricos

NORAD – Departamento de Defesa Norte Americano

DCS – Sistema de Coleta de Dados

LISTA DE SÍMBOLOS

$\overset{P}{P}$ - ponto de intersecção da direção de apontamento da câmera com a superfície terrestre no sistema inercial.

$\overset{P}{P}_{wgs}$ - ponto de intersecção da direção de apontamento da câmera com a superfície terrestre no sistema WGS84.

$\overset{P}{P}(u, v, w)$ - posição do satélite no sistema inercial.

\hat{r} - versor na direção radial em coordenadas inerciais.

\hat{n} - versor na direção normal à órbita em coordenadas inerciais.

$\overset{a}{a}(sa_x, sa_y, sa_z)$ - vetor na direção de apontamento da câmera.

\hat{a} - versor na direção de apontamento da câmera.

R_E - raio equatorial terrestre (=6378.137 km).

R_p - raio polar terrestre (=6356.7523 km).

s - distância do satélite ao ponto onde a câmera está apontada na superfície da Terra.

h - altura do satélite.

g - ângulo de abertura da câmera.

WGS84 -

q_g - tempo sideral de Greenwich.

q_{g_0} - tempo sideral de Greenwich às 0hTU.

TU - tempo universal.

DJ - data Juliana.

t - tempo.

$R(q_g)$ - matriz de rotação do sistema inercial para o geocêntrico terrestre.

f - latitude terrestre.

l - longitude terrestre.

$\overset{Z}{Z}$ - vetor de desvios nos pontos de controle.

Ω - longitude do nodo ascendente.

i - inclinação da órbita.

w - argumento do perigeu

f – anomalia verdadeira.

\mathbf{p}
 \mathbf{A} - vetor de estados.

\mathbf{X} – matriz de parâmetros a serem estimados.

Ψ - matriz dos instantes de ocorrência dos pontos de controle.

$(\mathbf{d}x, \mathbf{d}y, \mathbf{d}z)$ - desvios na posição do satélite.

$(\mathbf{d}q_x, \mathbf{d}q_y, \mathbf{d}q_z)$ - desvios na atitude do satélite.

$a_i, b_i, c_i, d_i, e_i, f_i$ - coeficientes a serem estimados.

$\Phi_j(t)$ - função relativa aos instantes de ocorrência dos pontos de controle.

H – matriz de medidas.

$\Delta \mathbf{f}$ - desvio na latitude terrestre.

$\Delta \mathbf{l}$ - desvio na longitude terrestre.

R_{IO} - matriz de rotação do sistema inercial para o orbital.

R_{geo} – matriz de derivadas parciais que transforma as coordenadas do sistema geocêntrico para o geodésico.

X_{OC} - coordenadas no sistema orbital considerando os efeitos da câmera.

X_O - coordenadas no sistema orbital.

R_{OH} - vetor que adiciona os efeitos da câmera.

X_{IC} - coordenadas no sistema inercial com o efeito da câmera.

R_{AT} - matriz de rotação relativa aos desvios angulares nos eixos de rolamento, arfagem e guinada.

$\mathbf{o}_x, \mathbf{o}_y, \mathbf{o}_z$ - desvios angulares nos eixos de rolamento, arfagem e guinada, respectivamente.

X_I - vetor posição em coordenadas orbitais locais.

X_{geo} - vetor posição em coordenadas geodésicas terrestres.

$\mathbf{d}\mathbf{r}$ - erros na órbita.

$\mathbf{d}q$ - erros na atitude.

T_o – produto das matrizes de rotação que fazem a transformação das coordenadas da órbita, passando do sistema orbital para o geodésico terrestre.

T_a – produto das matrizes de rotação que fazem a transformação das coordenadas de atitude, passando do sistema fixo no corpo para o geodésico terrestre.

t_{oij} - elementos da matriz T_o .

t_{aij} - elementos da matriz T_a .

\vec{F} - força

$F(\vec{r})$ - módulo da força em função do vetor distância \vec{r} .

\vec{H} - momento angular

\times - produto vetorial

m – massa

\vec{v} - velocidade

$\frac{d\vec{H}}{dt}$ - derivada do momento angular em função do tempo

\vec{C} - vetor constante

r – raio que vai do foco da elipse ao satélite

p – semilatus rectum

e – excentricidade

E – energia da órbita

a - semi-eixo maior

b - semi-eixo menor

c - distância do centro da elipse a um dos focos

F - focos

r_a - distância do apogeu (ponto mais distante do foco)

r_p - distância do perigeu (ponto mais próximo do foco)

U – função potencial gravitacional da Terra

μ - constante geo-gravitacional, $\mu = 3,986 \cdot 10^{14} \text{ m}^3 / \text{s}^2$

R_T - raio médio equatorial da Terra

P_n - polinômios de Legendre

J_n - coeficientes zonais de geopotencial

n_o - movimento médio

C_d - coeficiente de arrasto

ρ - densidade da atmosfera terrestre

l, b, n - direções que definem um sistema de coordenadas em que o plano da órbita é o plano equatorial do sistema de coordenadas.

\hat{R} - vetor unitário na direção de rolamento

\hat{P} - vetor unitário na direção de arfagem

\hat{Y} - vetor unitário na direção de guinada

$\overset{\mu}{M}_0$ - momento das forças que atuam sobre uma partícula

$\overset{\mu}{R}$ - velocidade absoluta de uma partícula

$\overset{\mu}{H}_0$ - momento angular em torno de uma partícula

\mathbf{J} - velocidade angular

M_p - torque gradiente de gravidade em torno do eixo de arfagem

M_R - torque gradiente de gravidade em torno do eixo de rolamento

Θ_p - ângulo entre o eixo principal e o eixo de arfagem

Θ_R - ângulo entre o eixo principal e o eixo de rolamento

I_R - momento de inércia em torno do eixo de rolamento

I_Y - momento de inércia em torno do eixo de guinada

I_P - momento de inércia em torno do eixo de arfagem

N_{mag} – torque de perturbação magnética instantânea

m_{mag} – momento magnético

B - densidade de fluxo magnético geocêntrico

tr – traço de matriz

CAPÍTULO 1

INTRODUÇÃO

Muitos estudos estão sendo feitos para se aprimorar as tecnologias de observação da Terra, os quais tem apresentado consideráveis avanços. Grande parte dessas conquistas deve-se ao uso das imagens de satélites, mapas digitais e outras informações associadas ao avanço da pesquisa espacial. O desenvolvimento de muitos países está ligado a essas tecnologias, com investimentos em políticas que visam o crescimento econômico e a garantia de sua soberania. O domínio dessas tecnologias permite ao país ter um melhor controle de seus recursos ambientais, como rios e florestas, da produção agrícola e no planejamento urbano, bem como outras aplicações em telecomunicação, localização, meteorologia, sensoriamento remoto e as científicas.

Sendo o Brasil um país de dimensões continentais é de grande importância o domínio destas tecnologias para garantir o desenvolvimento sustentável da nação. Dentro desse contexto, este trabalho busca contribuir para o aprimoramento das técnicas de observação da Terra, através de um aumento de precisão no processamento das imagens obtidas por satélites, melhorando assim sua utilização nas diversas áreas já citadas.

1.1 Descrição do Satélite CBERS-2

Como exemplo desse esforço, pode-se citar o programa Sino-Brasileiro de Satélites de Recursos Terrestres, CBERS, que tem como objetivo a construção de satélites de sensoriamento remoto. Esse programa se desenvolveu a partir de um convênio entre Brasil e China, firmado em 1988. Inicialmente estava prevista a construção de dois satélites, CBERS 1 e 2, mas em 2002 um novo acordo foi assinado prevendo a construção de mais dois satélites ainda mais avançados, os CBERS 3 e 4. Além do satélite CBERS 2B que será lançado em breve para continuar as operações realizadas pelo CBERS 2.

O CBERS-2 é tecnicamente semelhante ao CBERS-1, sendo composto por dois módulos, o de carga útil e o de serviço. No primeiro módulo estão acomodadas as três câmeras (Imageador de Amplo Campo de Visada (WFI), Câmera Imageadora de Alta Resolução (CCD) e Imageador por Varredura de Média Resolução (IRMSS)) e o repetidor para o Sistema Brasileiro de Coleta de Dados Ambientais. No módulo de serviço estão os equipamentos responsáveis pelo suprimento de energia, os sistemas de controle de órbita e atitude, as telecomunicações, e demais funções necessárias à operação do satélite. O segundo satélite do programa CBERS, o CBERS-2, foi lançado pelo foguete Longa Marcha 4B, de fabricação chinesa, em 21 de outubro de 2003, do Centro de Lançamento de Taiyuan, na China, às 11:16 horas (horário local), o que corresponde a 1:16 horas em Brasília. Após inserção em órbita, doze horas pós lançamento, o satélite foi submetido a testes para verificar o funcionamento de todos seus subsistemas e a calibração das três câmeras embarcadas, sendo então declarado operacional.

Estando o satélite operacional é necessário um controle de sua órbita para garantir seu bom funcionamento, prolongando sua vida útil e mantendo as características nominalmente projetadas. O controle e a operação do CBERS-2 durante a fase de rotina são feitos ora pelo Brasil, ora pela China, em períodos alternados (aproximadamente 6 meses), de acordo com um programa estabelecido pelos dois países. O controle do lado chinês é realizado pelo Centro de Controle de Xian. Quando sob responsabilidade brasileira o controle é realizado pelo Centro de Controle de Satélites do INPE.

O Centro de Controle de Satélites recebe informações do satélite que permitem que os operadores verifiquem e garantam o correto funcionamento de seus subsistemas. Entre as operações realizadas estão o monitoramento e a correção da trajetória, visando manter a órbita dentro da faixa nominal; a manutenção da sincronia entre o relógio a bordo e o horário da Terra; e a constante atualização dos parâmetros orbitais.

Além das ações realizadas pelo Centro de Controle de Satélites do INPE, localizado em São José dos Campos, o Centro de Missão, em Cachoeira Paulista, realiza atividades relativas à programação das operações das câmeras dos satélites em resposta as

solicitações dos usuários do sistema. E as estações de “Telemetry, Tracking and Command” (TT&C) em Cuiabá e Alcantara, são usadas para recepção dos dados brutos, rastreamento do satélite, e telecomando do CBERS, em banda S (em torno de 2GHz).

O satélite CBERS-2 apresenta as seguintes características em sua órbita:

- Tipo: polar, hélio-síncrona
- Altitude: 778 km
- Inclinação: 98,504°
- Período: 100,26 min
- Cruzamento do Equador: 10:30h, local

As câmeras que compõe a carga útil do satélite são: o Imageador de Amplo campo de visada (WFI), Câmera Imageadora de Alta Resolução (CCD) e Imageador por Varredura de Média Resolução (IRMSS). O satélite é controlado de maneira a produzir para a câmera CCD, um ciclo de repetição de cobertura da Terra de 26 dias, que corresponde a 373 órbitas.

1.2 Formação das Imagens Via Satélites

As imagens do satélite CBERS-2 são usadas desde o controle do desmatamento e queimadas na Amazônia Legal, até o monitoramento de recursos hídricos, áreas agrícolas, crescimento urbano e ocupação do solo. Em nosso trabalho adotaremos as características da câmera CCD como referência. Nessa câmera, as imagens são formadas pela reunião de linhas, sendo uma imagem constituída por cerca de 6000 linhas, cada linha contendo 6000 pixels. Cada pixel corresponde a 20 m de resolução, de maneira que cada linha forma uma faixa de 20 m por 120 km. A imagem vai sendo formada pelo movimento do satélite em sua trajetória orbital. Sendo o tempo de formação de cada linha igual a 0,00289s (que corresponde a uma velocidade orbital aproximada de 7km/s), uma imagem é formada cada 17,34s. Cada imagem apresenta

um conjunto de pontos que por alguma característica particular podem ser identificados e com isso tem sua posição, latitude e longitude, conhecida a priori com elevada precisão. Esses pontos são chamados pontos de controle e podem ser grandes construções, como pontes e edifícios, confluência entre rios, bifurcação de rodovias, algum acidente geográfico notável, etc.

As aplicações apresentam cada vez maior necessidade de uma melhor precisão das imagens obtidas pelos satélites. As imagens obtidas pelo CBERS-2, por exemplo, apresentam uma imprecisão de aproximadamente 200m em suas coordenadas, após um processamento rústico inicial. No intuito de se obter o máximo benefício das imagens, este trabalho tem como objetivo melhorar a precisão nas coordenadas das imagens de um satélite. Através da análise dos desvios nos pontos de controle de uma imagem, pode se estimar os erros correspondentes nas efemérides orbitais e na atitude do satélite, facilitando o processamento das imagens, e melhorando conseqüentemente a precisão destas.

1.3 Sumário do Trabalho

Apresenta-se neste trabalho um método para estimar os erros na órbita e atitude de um satélite por meio dos desvios medidos nos pontos de controle. O procedimento de estimação foi desenvolvido basicamente usando o algoritmo de Mínimos Quadrados. O procedimento não requer medidas obtidas por sensores a bordo para determinar atitude, ou por uma estação de rastreamento para as medidas de posição. Representa-se inicialmente os erros na órbita e atitude por polinômios de 3º grau, em seguida modela-se o problema de forma a estimar seus coeficientes. O modelo de medidas foi definido usando matrizes de rotação que transformam as coordenadas de órbita e atitude, do sistema inercial para o sistema geodésico. Os desvios nos pontos de controle são obtidos através das diferenças entre as coordenadas medidas e as calculadas. Para a realização deste trabalho foi também desenvolvido um simulador realístico de pontos de controle que fornece os pontos como se estes fossem provenientes de uma imagem CCD do satélite.

1.4 Organização do Trabalho

Este trabalho está organizado da seguinte forma:

O Capítulo 1 apresenta uma introdução do tema abordado, sua importância, motivação e os objetivos que levaram ao desenvolvimento deste. É apresentado um resumo de como o trabalho foi desenvolvido.

O Capítulo 2 traz uma revisão bibliográfica de trabalhos sobre técnicas de estimação e calibração das efemérides de órbita e atitude, com o objetivo de melhorar a precisão das imagens obtidas por satélites. Também são citadas fontes em que podem ser encontradas todas as teorias abordadas na realização deste trabalho.

No Capítulo 3 são descritos alguns fundamentos teóricos aplicados neste trabalho, entre os quais o movimento orbital, movimento de atitude, sistemas de controle de atitude e os métodos de propagação de órbitas foram usados no desenvolvimento do simulador de pontos de controle. Além das seções que descrevem a carga útil de satélites e o processamento digital de imagens, mais relacionadas ao trabalho de obtenção de imagens por satélites.

O Capítulo 4 descreve os modelos utilizados neste trabalho, como o modelo para obtenção das coordenadas geodésicas, o modelo de erros na órbita e atitude, e o modelo de medidas usado na estimação de parâmetros.

O Capítulo 5 descreve o algoritmo de Mínimos Quadrados, o qual foi usado na estimação dos coeficientes que representam os desvios na órbita e atitude. São apresentados vários tipos de solução para o método proposto, sendo que a usada neste trabalho é a solução convencional ponderada com informação a priori.

O Capítulo 6 contém informações sobre os programas computacionais usados no desenvolvimento do trabalho, tanto no simulador, codificado em linguagem Fortran, quanto no estimador, codificado em linguagem Matlab.

No Capítulo 7 são apresentados os resultados obtidos com o procedimento desenvolvido. Foram considerados diversos casos, entre eles o caso com erros na órbita e atitude, com erros somente na órbita, ou somente na atitude, entre outros. Os erros podem ser simulados como aleatórios, sistemáticos ou uma combinação delas. É feita uma análise dos resultados obtidos pelo procedimento, verificando se eles atingiram o objetivo proposto de melhorar a precisão das imagens.

O Capítulo 8 apresenta as conclusões deste trabalho, juntamente com sugestões de trabalhos futuros.

CAPÍTULO 2

REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Vários trabalhos são encontrados na literatura apresentando métodos para a calibração de imagens com o uso de pontos de controle. Alguns sugerem o uso de sensores e estações para a obtenção de medidas, outros usam apenas medidas obtidas nas imagens. Apresentam-se diferentes modelos, medidas e técnicas de estimação. Pretende-se apresentar aqui um resumo de alguns trabalhos presentes na literatura considerados como fontes importantes para a realização deste trabalho.

A referência White et al. (1975) sugere uma estimação da atitude e órbita por meio do uso de pontos de controle (“landmarks”) das imagens de um satélite. Porém, com diferenças fundamentais: o artigo examina a possibilidade de adquirir a bordo todas as medidas necessárias para a estimação, usando um sensor de estrelas e um conjunto de giros. As informações obtidas seriam transmitidas, e processadas em solo utilizando o Filtro de Kalman. O artigo ainda examina a combinação dos estados da atitude e órbita, investigando correlações que tendem minimizar os efeitos de certos erros na estimação dos estados, e são usados para melhorar o processamento das imagens. Os resultados da análise indicam que as medidas obtidas pelo sensor de estrelas são as maiores contribuintes para a precisão da atitude, enquanto a estimativa da posição orbital depende das medidas do sensor e dos pontos de controle. Para determinar a necessidade do uso de um sensor de estrelas, o autor realiza uma simulação usando apenas as medidas dos pontos de controle, mas, neste caso, as incertezas da órbita não convergiram. Nota-se que usando os pontos de controle para atualizar a posição e velocidade, a sensibilidade desses pontos é uma função da sensibilidade da atitude e posição. As correlações produzem a matriz de covariância que determina, por meio do ganho de Kalman, as informações dos pontos de controle usadas na atualização das órbitas; e conseqüentemente, a determinação com precisão da órbita estimada. As incertezas da atitude e órbita não convergem somente com as medidas dos pontos de

controle. Há claramente a necessidade de indicar algum tipo de sensor de atitude, combinado com os pontos de controle para obter convergência.

Markley (1981) descreve por meio de uma análise da covariância a habilidade de um satélite em determinar sua órbita e atitude. São empregadas coordenadas de pontos de controle e taxas angulares de eixos inerciais de referência, obtidas por sensores solares e de estrelas. A matriz de covariância é formada por erros nos elementos da órbita, nos ângulos de atitude e nas taxas de giro. É assumido um ruído gaussiano. Os testes indicaram que os maiores erros aparecem nas coordenadas de posição.

Blancke (1995) descreve os procedimentos para melhorar a precisão das imagens do Meteosat, um satélite geostacionário para observações meteorológicas. As correções são feitas por um algoritmo em tempo real e melhoraram muito as imagens obtidas pelo Meteosat-5 em relação as versões anteriores. Os dados coletados pelo satélite são transmitidos a uma estação, que os processa e retransmite ao satélite para que sejam feitas as correções. O processamento das imagens é feito por meio de correções geométricas, onde são corrigidas deformações usando pontos de controle. O procedimento de correção leva em conta os desvios na órbita, desvios na atitude, erro no alinhamento e posicionamento do radiômetro, e erros nas medidas do sensor de estrelas. Nas primeiras imagens o erro na posição era da ordem de 150m, o que em uma imagem corresponde a 100 linhas na direção N-S (Norte-Sul) e 100 pixels na direção L-O (Leste-Oeste). O método usado na estimação é o dos Mínimos Quadrados. O modelamento das equações para o cálculo das coordenadas dos pontos de controle é semelhante ao usado por Brum (1999), o qual também foi usado no desenvolvimento deste trabalho.

Buiten e Putten (1997) apresentam um processo para a validação de imagens usadas em sensoriamento remoto. Desvios na atitude e órbita fazem com que as imagens fiquem imprecisas, sendo necessário um ajuste nessas coordenadas. A estimação dessas novas coordenadas é feita com um conjunto de pontos de controle das imagens, que servem como referência. A estimação é realizada com o algoritmo de mínimos quadrados, onde os parâmetros a serem estimados são os coeficientes de funções polinomiais. Para a

escolha dos pontos de controle a serem usados são admitidas três condições iniciais: não há descontinuidade para curtos períodos, otimização na escolha do modelo, e não há erros nas coordenadas dos pontos de controle medidos. Os pontos de controle são escolhidos aleatoriamente, respeitando quatro propriedades para o caso ideal: o processo estocástico é estacionário e ergódico, os resíduos estão distribuídos uniformemente, e o processo estocástico é isotrópico. Foram realizados vários testes estatísticos que verificaram a precisão requerida, como teste de Ajne, Moore e Spearman. Os ajustes feitos usando dados de imagens reais validaram os resultados.

Bingfang e Haiyan (1997) apresentam um método para correção das imagens de satélites meteorológicos de órbita polar da série NOAA AVHRR. As perturbações na órbita e atitude promovem distorções nas imagens que devem ser corrigidas pelo método apresentado. A correção é realizada por meio de transformações polinomiais, usando pontos de controles nas imagens. O método é dividido em dois passos: no primeiro são feitas correções nas principais distorções dos dados. Essas são causadas por erros na órbita, no apontamento da câmera e pela curvatura da Terra, e outras distorções são desprezadas. No segundo passo é aplicado um método tradicional de correção geométrica. Este método faz o uso de equações orbitais e transformações de sistemas de coordenadas. Os dados usados são obtidos através de previsões da órbita, não sendo exatos devido a efeitos já previstos, sendo que eventuais erros não afetam a correção. Os parâmetros orbitais são continuamente atualizados. São alcançados bons resultados, satisfazendo os requisitos para suas aplicações.

Brum (1999) fornece um método para obter as coordenadas dos pontos de controle calculados, que serão usadas para obter os desvios nos pontos de controle. Tais desvios são calculados por meio da diferença entre as coordenadas calculadas e as medidas. Este método leva em conta o achatamento terrestre baseado no modelo elipsoidal. Também é considerada aqui a direção de apontamento da câmera relativa a cada ponto de controle. Para a determinação desta direção o autor considera dois ângulos. O primeiro é medido a partir do eixo óptico, na direção da linha imageada, apontando para o centro do pixel que representa o ponto de controle. Outro ângulo considerado desvia o eixo central do campo de visada para frente ou para trás. Assim, a direção de apontamento da câmera

pode ser desviada em duas direções, vertical e horizontal, diferente do nosso trabalho que considera somente o ângulo de abertura horizontal, característica do satélite CBERS.

Patt e Bilnow (1999) descrevem os procedimentos para calibração dos sensores do OrbView-2, um veículo espacial lançado em 1997. As coordenadas da órbita são obtidas por meio de receptores GPS que estão a bordo do veículo. O OrbView-2 está também equipado por sensores que fornecem medidas para a determinação da atitude. São escolhidos alguns pontos nas imagens obtidas pelo veículo, que serão usados para a estimação dos erros na órbita e atitude. Estes pontos estão catalogados, isto é, tem sua localização conhecida. Calcula-se então os erros em latitude e longitude. Estes serão usados no processo de calibração, o qual será feito com o algoritmo de mínimos quadrados. Os resultados da estimação dos erros na atitude mostram que os dados de cada sensor são mais ou menos afetados pelos ângulos de atitude (rolamento, arfagem e guinada). Para os erros de posição, os resultados mostram uma redução sistemática dos erros, assim a precisão desejada pode ser obtida.

Crawford et al. (2000) apresentam métodos para melhorar a precisão das imagens obtidas por satélites de sensoriamento remoto. Um primeiro método busca simplificar o modelo orbital a fim de se obter as coordenadas geográficas de pontos da imagem. Em um segundo método são feitas correções com o objetivo de melhorar os dados orbitais que variam no tempo. Essas correções podem melhorar as precisões das coordenadas dos pontos, que serão usadas em estimativas futuras. Um terceiro método seleciona os pontos de controle que serão usados na calibração das imagens. Para validação dos resultados foram usados dados coletados por satélites do NOAA AVHRR.

Sabelhaus et al. (2001) descreve o método para a calibração dos sensores que fornecem os dados para a determinação da atitude e órbita do Landsat-7. O Sistema de Determinação e Controle de Atitude necessita de dados precisos de órbita e atitude, sendo este composto de sensores, atuadores, software e hardware. Um outro sistema estima erros na atitude, usando o Filtro de Kalman, com os dados recebidos de um sensor de estrelas, buscando a precisão desejada. Cerca de quarenta e cinco minutos

após a inicialização o filtro convergiu. Em seguida foram executadas calibrações na posição, a fim de se obter a primeira imagem do Landsat-7. Essas calibrações são feitas periodicamente a fim de se manter a precisão das imagens. Após a calibração os erros na posição e atitude diminuem bastante, ficando entre 0 e 50 metros, sendo que o erro tolerado é de 250 metros.

Grodecki e Dial (2002) mostram que com o uso de 140 pontos de controle em uma área de 22km por 22km, obtiveram uma boa performance na calibração de imagens do satélite Ikonos, obtendo uma precisão na ordem de 6m. Esse satélite possui sistemas de determinação de atitude e posição, que contam com receptor de GPS, sensor de estrelas e giros. As imagens são refinadas com algoritmos que processam os dados de atitude e posição. A estimação dos parâmetros com o Filtro de Kalman apresenta bons resultados para curtos intervalos de tempo. Após a estimação os erros nas coordenadas de atitude tem distribuição uniforme, satisfazendo a precisão desejada. Para a validação dos resultados foi escolhida uma imagem com vários pontos de controle escolhidos aleatoriamente. As imagens são representadas por modelos que dependem das coordenadas dos pontos de controle, latitude e longitude. A estimação dos parâmetros minimiza os erros na atitude e posição do satélite, fazendo com que as imagens tenham uma melhor precisão.

Smith (2003) descreve o uso de estações terrestres para a obtenção de medidas usadas na estimação de erros de posição, a fim de melhorar a resolução das imagens obtidas por satélites, como o ERS-2 e o Envisat. Os dados são adquiridos por radares, e processados em tempo real por estações terrestres, que possuem capacidade inclusive para operações militares estratégicas, como identificação de alvos. Com um procedimento de obtenção das coordenadas de cada pixel chega-se a imagens com boa precisão, da ordem de 20m. O método tem como objetivo reduzir os erros na órbita, que são medidos em coordenadas de azimute e elevação, e que podem ser transformadas para outros sistemas.

Kuga e Orlando (2004) fornecem uma análise de como os erros nas efemérides orbitais do satélite CBERS-2 podem impactar no processamento de imagens. Lopes et al. (2004)

realizaram um estudo para se propagar a atitude de satélites através de imagens, mas sem o uso de pontos de controle. A técnica utilizada poderia ser útil também para melhorar a precisão no processamento de imagens.

Quanto aos métodos usados para a estimação de parâmetros Bierman e Thornton (1977) descrevem alguns algoritmos computacionais de estimação de estado utilizando a decomposição de Cholesky. Para a aplicação de transformações ortogonais de Householder são apresentados algoritmos em Lawson e Hanson (1974), e Businger e Golub (1965). Em Bierman (1977), Bjorck (1967), e Lawson e Hanson (1974) podem ser encontrados algoritmos que utilizam as transformações de Gram-Schmidt.

Montenbruck e Gill (2000) propõem uma solução de mínimos quadrados para o processamento do total de medidas, após uma seqüência de rotações de Givens com o objetivo de triangularizar uma matriz dada. Algoritmos computacionais podem ser encontrados em Lawson e Hanson (1974), Golub e Van Loan (1983) e Montenbruck e Suarez (1994).

Montenbruck e Gill (2000) e Bierman (1977) demonstram as equações normais utilizadas no estimador de mínimos quadrados para encontrar a solução recursiva na forma de Kalman. Bierman (1977), Thornton e Bierman (1977, 1980), Tapley e Peters (1980) e Bierman (1981) são artigos que descrevem a solução recursiva por fatorização, onde podem-se encontrar algoritmos computacionais.

Kuga (2001) apresenta um capítulo inteiro versando sobre algumas técnicas de determinação de órbita de satélites artificiais por meio de métodos estatísticos e determinísticos, estes pouco usados por apresentarem pouca precisão para propósitos científicos e tecnológicos. Entre os métodos estatísticos apresentados destaca-se o algoritmo de mínimos quadrados. Está descrita nesse trabalho a solução clássica deste método, além de outras soluções, como a solução usando transformações ortogonais, a solução recursiva na forma de Kalman e por fatorização. Também são apresentados estimadores de tempo real, como o filtro de Kalman e o filtro estendido de Kalman.

Em Silva (2001) e Kuga e Kondapalli (1995) encontram-se fundamentos sobre o movimento orbital. São apresentadas as equações que representam o movimento, assim como a geometria das órbitas no plano e no espaço. Também são apresentados tópicos sobre lançamento de satélites em Silva (2001).

Em Wertz (1978) e Martins Neto (2001), por exemplo, é descrita a dinâmica de atitude de um satélite, sua determinação e seu controle. São encontrados tópicos sobre a determinação e controle de atitude. São apresentados alguns exemplos de estabilização, tais como por rotação e de três eixos. Também são modelados os torques que interferem na atitude de um satélite.

Mileski (2003) apresenta uma breve descrição do programa espacial acordado entre China e Brasil, que resultou no programa CBERS. São descritas as motivações, objetivos e o desenvolvimento do programa. Ainda sobre o programa CBERS há informações importantes disponíveis na “home-page” do INPE (www.inpe.br), que descreve todo o desenvolvimento do projeto. Encontra-se em outros sítios institucionais, como o do INPE, mais informações sobre a arquitetura e construção de satélites, órbitas e atitude, lançamento, entre outras informações. Ainda no sítio do INPE é descrito o funcionamento das câmeras que compõe a carga útil do satélite CBERS-2, além de procedimentos usados no processamento de imagens usando pontos de controle.

CAPÍTULO 3

FUNDAMENTOS TEÓRICOS

Nesse capítulo são apresentados os principais conceitos ligados a esse trabalho. Alguns destes não são diretamente usados na estimação dos desvios de órbita e atitude, como os conceitos ligados ao movimento orbital e a atitude, sendo usados, por exemplo, no desenvolvimento do simulador de pontos de controle. Na primeira parte são abordados tópicos ligados a órbita dos satélites, como as forças que regem este movimento, sua geometria e as perturbações que agem sobre o satélite. Uma segunda parte aborda a atitude, sua determinação, as equações que regem o movimento, os torques que tendem a perturbar a atitude e os processos de controle. E por fim, uma terceira parte descreve outros conceitos abordados no trabalho, como a carga útil de satélites e o processamento digital de imagens de satélites.

3.1 Movimento Orbital

3.1.1 Força Central

Uma força é denominada “central” quando a força resultante que causa o movimento acelerado de uma partícula passa através de um ponto fixo. Esse ponto é o centro da força, conforme mostra a Figura 3.1. Devido a essa característica a força pode ser representada por:

$$\vec{F} = F(\vec{r}) \frac{\vec{r}}{r} \quad (3.1)$$

onde $F(\vec{r})$ é o módulo da força que é função do vetor distância \vec{r} .

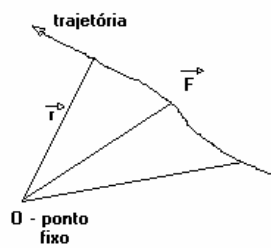


FIGURA 3.1 – Trajetória da Força Central.

3.1.2 Integral do Momento Angular

Sob a ação de uma força central, existem quantidades que se conservam, isto é, existem as integrais primeiras do movimento. Essas permitem simplificar as equações do movimento.

Uma das quantidades que se conservam é o momento angular, que é definido por:

$$\vec{H} = \sum_i \vec{r}_i \times m_i \vec{v}_i \quad (3.2)$$

onde \vec{H} é o vetor momento angular, \times representa o produto vetorial, e $\vec{r}_i = P_i - O$, sendo P_i um ponto da trajetória e O o ponto fixo.

Derivando \vec{H} em relação ao tempo têm-se:

$$\dot{\vec{H}} = \sum_i \dot{\vec{r}}_i \times m_i \vec{v}_i + \sum_i \vec{r}_i \times \dot{\vec{F}}_i \quad (3.3)$$

Da equação 3.1, têm-se:

$$\dot{\vec{H}} = \sum_i \dot{\vec{r}}_i \times m_i \vec{v}_i + \sum_i \vec{r}_i \times F_i(\vec{r}_i) \frac{\vec{r}_i}{r_i} \quad (3.4)$$

Como o produto vetorial de vetores paralelos é nulo, concluímos que:

$$\dot{\vec{H}} = 0 \Rightarrow \vec{H} = \vec{C} \quad (3.5)$$

onde \vec{C} é um vetor constante.

Existem dois casos a serem analisados. O primeiro quando a constante \vec{C} é o vetor nulo. Nesse caso ou \vec{F} é paralelo a \vec{v} e o movimento é retilíneo, ou \vec{v} é nulo e \vec{F} é constante, que é um caso que não nos interessa.

O segundo caso é quando \vec{C} não é nulo. Nesse caso, $\vec{F} \times \vec{v} \neq \vec{0}$ e o movimento é plano, sendo \vec{H} perpendicular ao plano do movimento.

Em resumo, o momento angular de uma partícula que se move sob a ação de uma força central permanece constante em magnitude e direção.

3.1.3 As Leis de Kepler

Johannes Kepler (1571 – 1630), baseando-se nas observações feitas por Tycho Brahe (1546 – 1601), foi o primeiro a estudar o movimento dos corpos celestes, nos quais se baseou para enunciar as três leis do movimento planetário, que também se aplicam a satélites artificiais orbitando a Terra.

1ª lei: A órbita de cada planeta é uma elipse tendo o Sol por um dos focos. Generalizando, a órbita de um corpo num campo de força central é uma cônica com o foco no centro de atração.

2ª lei: A linha que une o planeta ao Sol varre áreas iguais em tempos iguais.

3ª lei: O quadrado do período de um planeta é proporcional ao cubo de sua distância média ao Sol.

3.1.4 Geometria das Órbitas

As forças que mantêm os corpos celestes em movimento são as mesmas que mantêm os satélites artificiais em seu movimento em torno da Terra. No sistema solar, o corpo principal é o Sol e os planetas são os corpos secundários. No caso de satélites artificiais, a Terra é o principal corpo enquanto os satélites são os secundários. Sendo a massa dos satélites muito pequena se comparada a massa da Terra, considera-se o centro de massa do sistema Terra-satélite o centro de massa da Terra.

O estudo do movimento de um satélite girando em torno da Terra é denominado de problema de dois corpos. A solução desse problema conduz a equação polar das cônicas dada por

$$r = \frac{p}{1 + e \cos f} \quad (3.6)$$

onde r é o raio que vai do foco da cônica (centro da Terra) ao satélite, e é a excentricidade da cônica, f é a anomalia verdadeira (ângulo medido do perigeu ao satélite) e p é o parâmetro da cônica (semilatus rectum). O valor da energia define o tipo da cônica:

TABELA 3.1 – Propriedades das Cônicas.

energia	excentricidade	cônica
$E < 0$	$e = 0$	circular
$E < 0$	$0 < e < 1$	elipse
$E = 0$	$e = 1$	parábola
$E > 0$	$e > 1$	hipérbole

As órbitas de satélites artificiais em torno da Terra são geralmente elípticas, cuja geometria é mostrada na Figura 3.2.

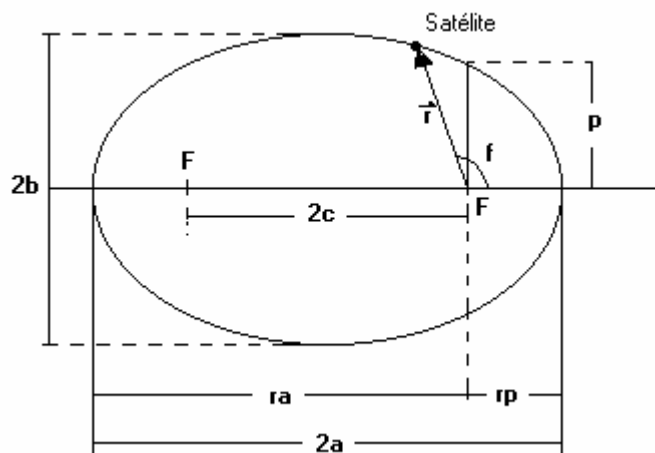


FIGURA 3.2 – Geometria da Elipse.

onde,

a : semi-eixo maior,

b : semi-eixo menor,

c : distância do centro da elipse a um dos focos,

F: focos,

f : anomalia verdadeira,

r_a : distância do apogeu (ponto mais distante do foco),

r_p : distância do perigeu (ponto mais próximo do foco),

p : semilatus rectum, e

\mathcal{F} : raio vetor que liga o foco ao satélite.

Para a elipse são válidas as seguintes relações:

$$p = a(1 - e^2) \quad (3.7)$$

$$e = \frac{c}{a} = \frac{r_a - r_p}{r_a + r_p} \quad (3.8)$$

$$E = -\frac{\mathbf{m}}{2a} \quad (3.9)$$

$$2a = r_a + r_p \quad (3.10)$$

$$r_p = a(1 - e) \quad (3.11)$$

$$r_a = a(1 + e) \quad (3.12)$$

3.1.5 Órbita no Espaço

O movimento no plano da órbita já foi mencionado na seção anterior. Analisaremos agora o movimento do satélite no espaço, em relação à Terra. Para isto são definidos os elementos keplerianos, que posicionam completamente o satélite e sua órbita. Para a localização do satélite no plano da órbita temos três elementos keplerianos: o semi-eixo maior a , a excentricidade e e a anomalia média M . Definiremos agora os outros elementos que posicionam o satélite no espaço. Assim, seja o sistema OXYZ centrado no centro da Terra e cujo plano fundamental OXY é o plano do Equador, o eixo OX aponta para o ponto vernal, e o sistema OXYZ é, portanto, considerado inercial. Na Figura 3.3 P é o perigeu, ponto da órbita mais próximo do foco, enquanto N é nodo ascendente, ponto onde a órbita cruza o plano do Equador, a partir do Hemisfério sul para o norte.

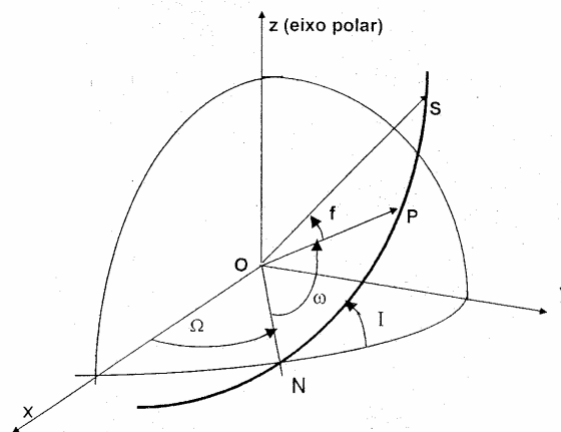


FIGURA 3.3 – Geometria para definição dos elementos orbitais.

FONTE: Silva (2001).

Na Figura 3.3 pode-se notar os ângulos de Euler i, Ω, ω , denominados:

i : inclinação da órbita em relação ao Equador, $0 \leq i \leq 180^\circ$,

Ω : ascensão reta do nodo ascendente, ângulo entre a origem Ox e ON , $0 \leq \Omega \leq 360^\circ$, e

ω : argumento do perigeu, ângulo entre ON e OP , $0 \leq \omega \leq 360^\circ$.

Notar que w e f são ângulos medidos no plano da órbita, ao passo que Ω é medido no plano do Equador. Assim, temos definido todos os elementos keplerianos que definem a órbita: a, e, i, Ω, w, M .

3.1.6 Perturbações Orbitais

As órbitas elípticas são perturbadas por uma série de forças que agem no satélite, afastando-o de sua órbita nominal. Essas perturbações são classificadas de acordo com seu efeito perturbador na órbita, ou nos elementos orbitais. Essas perturbações são classificadas como:

- Perturbações seculares: variam linearmente no espaço.
- Perturbações de curto período: o período de variação é da ordem de ou menor do que o período orbital.
- Perturbações de longo período: o período é maior do que o período orbital.

As perturbações seculares são as mais importantes por terem um efeito contínuo na órbita, elas fazem com que os elementos keplerianos variem ao longo do tempo, já que antes, no problema de dois corpos, eles eram considerados constantes.

As principais forças perturbadoras que afetam a órbita de um satélite são devidas:

- a não esfericidade da distribuição de massa da Terra,
- o arrasto produzido pela atmosfera terrestre com o satélite,
- a atração gravitacional de um terceiro corpo, por exemplo, o Sol ou a Lua,
- a pressão da radiação solar,
- a atração de marés terrestres e oceânicas, e
- a ação de propulsores a bordo.

3.1.6.1 Perturbações Devidas à Não Esfericidade da Terra

No estudo do problema dos dois corpos, a Terra foi considerada com distribuição de massa homogênea e esfericamente simétrica. Na verdade a Terra não é simétrica nem homogênea, sua forma é levemente achatada nos pólos e bojuda no Equador. Para o caso real, a função potencial pode ser representada por um modelo aproximado dado por:

$$U = \frac{m}{r} \left(1 - \sum_{n=2}^N J_n \left(\frac{R_T}{r} \right)^n P_n(\sin n\mathbf{f}) \right) \quad (3.13)$$

onde no somatório $n = 2$ até N que é um valor muito grande (infinito), mas na prática pode ser $N = 10$, por exemplo. R_T é o raio médio equatorial da Terra, \mathbf{f} é a latitude geocêntrica, P_n são polinômios de Legendre e J_n são coeficientes que representam as deformações de zonas da Terra, denominados de coeficientes zonais de geopotencial. Os mais significativos desses coeficientes são

$$\begin{aligned} J_2 &= 0,00108263 \\ J_3 &= -0,00000254 \\ J_5 &= -0,00000161 \end{aligned} \quad (3.14)$$

Os J_n são coeficientes adimensionais e podem ser determinados experimentalmente. Existem modelos mais completos da Terra, que incluem também a dependência da longitude, mas que não serão tratados aqui. Assim, tomando o modelo dado pela expressão 3.13 e levando em conta os coeficientes J_n até $n = 2$, pois $J_2 \cong 1000J_3 \cong 1000J_4$, então as perturbações seculares em \mathbf{w} e Ω são dadas por:

$$\mathcal{Q}_{12} = -1,5n_0 J_2 \left(\frac{R_T}{a} \right)^2 \cos i (1 - e^2)^{-2} \quad (3.15)$$

$$\dot{\omega}_{T_2} = 0,75n_0 J_2 \left(\frac{R_T}{a} \right)^2 \cos i (1 - e^2)^{-2} \quad (3.16)$$

onde n_0 é o movimento médio em graus por dia, a é o semi-eixo maior da órbita do satélite (em km), e é a excentricidade e i a inclinação da órbita. As variações calculadas são em graus por dia.

3.1.6.2 Perturbações Devidas ao Arrasto Atmosférico

A principal força não gravitacional que atua nos satélites de baixa altitude é a devida ao atrito com a atmosfera, conhecida como arrasto atmosférico. Essa força age sempre no sentido oposto ao movimento do satélite, tendendo a freá-lo no sentido de circularizar e diminuir a altitude da órbita. A diminuição do semi-eixo maior da órbita é dada pela expressão

$$\Delta a = -2pC_d \left(\frac{A}{m} \right) a^2 \mathbf{r} \quad (3.17)$$

onde $C_d \cong 2,2$ é o coeficiente de arrasto, $\frac{A}{m}$ é a razão área / massa do satélite, a é o semi-eixo maior da órbita e \mathbf{r} é a densidade da atmosfera terrestre. Essas perturbações são significativas para satélites de baixa altitude, onde a atmosfera é bastante densa.

Um dos problemas para modelá-lo é o cálculo da densidade da atmosfera terrestre que depende de vários fatores como o local, a temperatura ambiente e a magnitude da atividade solar, entre outros. Para uma boa precisão faz-se necessário o uso de modelos complexos, muitas vezes empíricos, que causam um alto custo computacional.

3.1.6.3 Perturbações Devidas a um Terceiro Corpo

As forças gravitacionais do Sol e Lua causam variações periódicas em todos os elementos da órbita de um satélite, mas somente ω , Ω e M experimentam variações seculares. Para um satélite cuja órbita é de pequena excentricidade, as equações para as

variações seculares em uma órbita de inclinação i e com frequência orbital n_0 , em revoluções por dia são:

Ascensão reta do nodo ascendente

$$\dot{\Omega}_{lua} = -0,00338 \cos i / n_0 \quad (3.18)$$

$$\dot{\Omega}_{sol} = -0,00154 \cos i / n_0 \quad (3.19)$$

Argumento do perigeu

$$\dot{\omega}_{lua} = 0,00169 \frac{4 - 5 \sin^2 i}{n_0} \quad (3.20)$$

$$\dot{\omega}_{sol} = 0,00077 \frac{4 - 5 \sin^2 i}{n_0} \quad (3.21)$$

3.1.6.4 Perturbação Devida à Pressão de Radiação Solar

A pressão de radiação traduz o efeito de transferência de momento de fótons. Quando o satélite está iluminado recebe esses fótons direto do Sol, produzindo a perturbação de pressão de radiação direta. Quando os fótons provem de reflexão a partir da superfície da Terra tem-se a perturbação de pressão de radiação indireta. A magnitude desta perturbação pode chegar a 20% da magnitude da perturbação devida a pressão de radiação direta.

A pressão de radiação solar causa variações periódicas em todos os elementos da órbita. Entretanto apresenta um efeito líquido final não nulo, pois quando o satélite passa por regiões de sombra, sua magnitude é nula. Seu efeito é mais evidente em satélites de grande área e pequena massa, já que a área projetada do satélite em relação ao Sol e a Terra é um fator importante na magnitude dessa perturbação, bem como o coeficiente de reflexividade da superfície do satélite. Para satélites com altitude abaixo de 800 km, a força de arrasto é maior do que a força de pressão de radiação (Silva, 2001).

3.1.6.5 Perturbações Devidas à Atração de Marés Terrestres e Oceânicas

Os efeitos das marés, embora em menor grau, também afetam a órbita de satélites. O Sol e a Lua, por meio de efeito gravitacional tendem a deformar a crosta terrestre e a elevar o nível do mar, de modo que a Terra se deforma. Essa deformação produz um potencial perturbador cuja série é modelada por coeficientes chamados números de Love.

3.1.6.6 Perturbações Devidas à Ação de Propulsores a Bordo

Além das forças naturais já citadas, a órbita de um satélite pode ser perturbada pela ação de propulsores a bordo. Esses propulsores são utilizados geralmente para manobras orbitais, correções orbitais e controle de atitude, e podem ser comandados pelo computador de bordo ou pelo sistema de solo de operação de satélites. Dependendo do tipo combustível, magnitude do empuxo e duração da propulsão o sistema produzirá uma variedade de níveis diferentes. Existem duas abordagens para se modelar matematicamente o efeito da propulsão:

- empuxo impulsivo
- empuxo não-impulsivo

Os empuxos impulsivos caracterizam-se por uma pequena duração do empuxo se comparada com o período de revolução orbital. Os empuxos não-impulsivos têm longa duração e velocidades incrementais de longa magnitude, merecendo modelagem mais elaborada levando em conta as direções, o fluxo de massa de combustível, e algum modelo de magnitude variando com o tempo.

Outras fontes de perturbações não naturais são aquelas devido aos vazamentos não previstos, desbalanceamento dos propulsores de controle de atitude e eventuais desalinhamentos.

3.2 Propagação de Órbitas

A propagação de órbitas tem como objetivo calcular a trajetória de um corpo sujeito à ação de campos de força gravitacional, conhecidas sua posição e velocidade em uma época de referência. A propagação pode ser feita usando um método analítico, semi-analítico ou numérico.

O método analítico utiliza transformações canônicas, aproximações, expansões em séries e integração analítica, fazendo necessário o domínio das teorias citadas. Entre as vantagens de sua aplicação estão: o pouco gasto de tempo computacional, propagação de órbita até a época desejada em um único passo, a facilidade de interpretação física e visualização da evolução dos elementos orbitais.

Os métodos numéricos consistem no uso de operações aritméticas repetitivas, que substituem as operações algébricas. São constituídos de aproximações polinomiais da trajetória, integrando assim um polinômio de certo grau a menos de erros de discretização. Tais métodos são implementados através de um programa de computador que integra as equações diferenciais ordinárias do movimento. A precisão e o tempo de processamento dependem da formulação dessas equações e do método usado na resolução destas. Esses métodos são adaptáveis a várias situações com uma precisão arbitrária, utilizando procedimentos de cálculo passo a passo, o que faz com que esses métodos demandem um maior tempo de uso computacional.

O método de integração numérica pode ser de passo simples ou multipassos. Nos métodos de multipassos a interpolação polinomial de Lagrange ajusta os pontos aos valores correspondentes da função f , sendo o polinômio resultante integrado. A resolução das equações diferenciais ordinárias com o uso destes métodos multipassos é de longe a mais efetiva se comparada com outros métodos, quando a avaliação das funções de derivadas f são dispendiosas. Para a inicialização do método de multipassos são necessários valores iniciais que podem ser obtidos com o uso do método de passo simples.

Na propagação de órbitas o método numérico é muito eficiente, apesar de dispendioso ao longo do tempo. É o método de integração entre os mais poderosos usados na mecânica celeste para o cálculo o movimento de um corpo no sistema solar em torno do corpo primário.

3.3 Atitude de Satélites

A atitude de uma espaçonave é sua orientação no espaço. A variação da atitude ao longo do tempo descreve o movimento rotacional do corpo em torno de seu centro de massa. Essa orientação pode ser relativa ao Sol, à Terra ou a uma estrela. Sua análise pode ser dividida em determinação, propagação e controle.

A determinação de atitude de um veículo espacial é um processo de calcular sua orientação em relação a um referencial inercial ou a algum referencial relacionado a um objeto de interesse, como a Terra. Envolve tipicamente muitos sensores e processamento de dados sofisticado.

A propagação de atitude tem como objetivo prever a orientação futura da espaçonave a partir de uma posição inicial baseada em modelos dinâmicos.

O controle de atitude visa orientar a espaçonave numa direção determinada. É dividido em duas áreas: estabilização de atitude, que tem como objetivo manter uma orientação existente, e o controle de manobra de atitude, que é o processo de controlar a reorientação da espaçonave de uma atitude para outra.

3.3.1 Determinação de Atitude

Para orientar a espaçonave em relação a um referencial inercial ou a um objeto de interesse é necessário dispor de um ou mais vetores de referência. Entre os referenciais mais utilizados estão o campo magnético da Terra, e os vetores unitários nas direções do Sol, de uma estrela conhecida, ou do centro da Terra, vistos do satélite. Dado um vetor de referência, um sensor de atitude mede a orientação deste vetor no referencial do satélite. Com dois ou mais vetores pode-se computar a orientação do satélite em relação a esses vetores.

Os sistemas de coordenadas centrados na espaçonave são os fixos relativos ao corpo da espaçonave, os fixos no espaço inercial, os definidos relativamente à órbita e não fixos em relação a espaçonave. As medidas de atitude são feitas em sistemas fixos na espaçonave.

O sistema de coordenadas inerciais mais comumente utilizado é o sistema de coordenadas celestiais definido em relação ao eixo de rotação da Terra, como mostra a Figura 3.4.

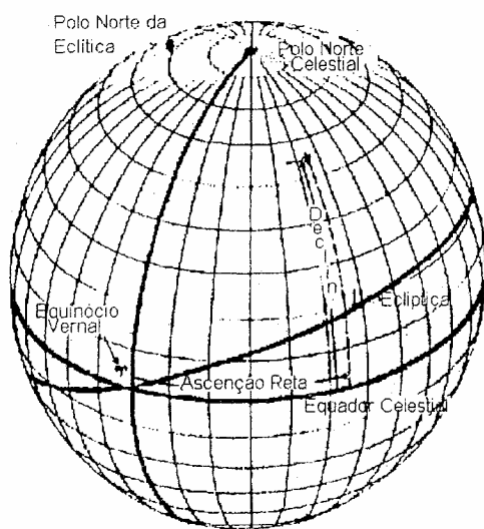


FIGURA 3.4 – Sistema de coordenadas inercial.
FONTE: Martins Neto (2001).

Dois sistemas de coordenadas são definidos na órbita. No sistema l, b, n o plano da órbita da espaçonave é o plano equatorial do sistema de coordenadas. O eixo l é paralelo à linha que liga o centro da Terra ao nó ascendente da órbita da espaçonave, o eixo n é perpendicular ao plano da órbita e o eixo b é tal que $\hat{b} = \hat{n} \times \hat{l}$. Esse sistema seria inercial se a órbita da espaçonave fosse fixa no espaço inercial, mas, em razão de perturbações, a órbita roda vagarosamente.

O outro sistema definido mantém sua orientação em relação à Terra quando a espaçonave move-se em órbita. As coordenadas desse sistema são conhecidas como rolamento (roll), arfagem (pitch) e guinada (yaw), como mostra a Figura 3.5. Nesse sistema o eixo de guinada é direcionado para o Nadir (centro da Terra), o eixo de

arfagem está na direção negativa à normal da órbita e o eixo de rolamento é tal que $\hat{R} = \hat{P} \times \hat{Y}$, onde \hat{R} é o vetor unitário na direção de rolamento, \hat{P} é o vetor unitário na direção de arfagem e \hat{Y} é o vetor unitário na direção de guinada.

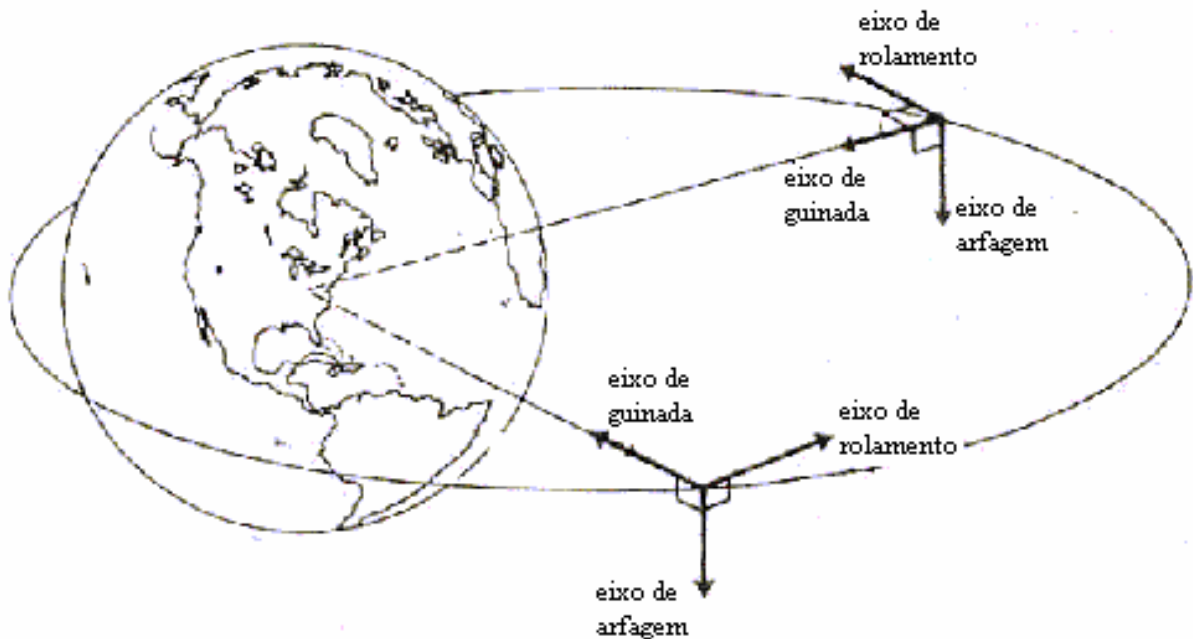


FIGURA 3.5 - Coordenadas de rolamento, arfagem e guinada.

FONTE: Wertz (1978).

3.3.2 Equações de Euler

Segue-se uma discussão a respeito das equações gerais do movimento de atitude. A reação de um torque em torno de uma partícula como sendo a taxa do momento angular em torno daquela partícula é representado pela equação 3.22:

$$\dot{\mathbf{M}}_0 = \dot{\mathbf{H}}_0 + \mathbf{K} \times m \mathbf{F} \quad (3.22)$$

onde $\dot{\mathbf{M}}_0$ é o momento das forças que atuam sobre a partícula, $\dot{\mathbf{K}}$ é a velocidade absoluta da partícula de massa m , \mathbf{F} é o raio vetor que liga a origem do sistema de referência até a partícula e $\dot{\mathbf{H}}_0$ é o momento angular em torno da partícula.

Esse resultado é válido para um corpo rígido desde que o ponto em questão seja fixo no espaço ou seja o centro de massa. Adotando o centro de massa como o ponto de interesse tem-se

$$\overset{P}{M} = \overset{P}{H} \quad (3.23)$$

Dado que $\overset{P}{H}$ é expresso em termos das componentes dos eixos do corpo, que estão girando com velocidade angular \mathbf{J} relativamente ao espaço inercial, a equação 3.23 fica

$$\overset{P}{M} = \left[\frac{d\overset{P}{H}}{dt} \right] + \mathbf{J} \times \overset{P}{H} \quad (3.24)$$

onde os colchetes denotam a taxa de mudança do vetor $\overset{P}{H}$ em relação ao sistema móvel e $\mathbf{J} \times$ representa a taxa de mudança resultante da rotação do sistema de referência. Dessa forma, a equação 3.24 fica

$$\overset{P}{M} = (\overset{P}{H}_x + \mathbf{J}_y H_z - \mathbf{J}_z H_y) \hat{i} + (\overset{P}{H}_y + \mathbf{J}_z H_x - \mathbf{J}_x H_z) \hat{j} + (\overset{P}{H}_z + \mathbf{J}_x H_y - \mathbf{J}_y H_x) \hat{k} \quad (3.25)$$

que representa três equações diferenciais relacionando as componentes de torque aplicado com as trocas de momento angular, ou seja,

$$M_x = \overset{P}{H}_x + \mathbf{J}_y H_z - \mathbf{J}_z H_y \quad (3.26)$$

$$M_y = \overset{P}{H}_y + \mathbf{J}_z H_x - \mathbf{J}_x H_z \quad (3.27)$$

$$M_z = \overset{P}{H}_z + \mathbf{J}_x H_y - \mathbf{J}_y H_x \quad (3.28)$$

que são conhecidas como equações de Euler do movimento e podem modelar o movimento de atitude de um corpo rígido, embora não haja uma solução geral devido ao fato dos torques, em torno do centro de massa, não serem especificados. Em alguns casos podem ser feitas especializações dessas expressões a fim de obter-se soluções analíticas.

3.3.3 Torques

Torques externos afetam a atitude de um satélite podendo ser torques de perturbação ou torques utilizados para controlar a atitude. Os torques mais importantes que causam perturbações na atitude são:

- torque aerodinâmico,
- torque de gradiente de gravidade,
- torque magnético, e
- torque de pressão de radiação solar.

3.3.3.1 Torque Aerodinâmico

O torque aerodinâmico é produzido pelo contato entre a atmosfera superior e a superfície do satélite, gerando um torque em torno do centro de massa do satélite. Para satélites com altitude abaixo de 400 km o torque aerodinâmico é o torque ambiental dominante.

O torque aerodinâmico total consiste em dois torques: o primeiro causado pelo deslocamento do centro de pressão do centro de massa e um outro dissipativo, resultante da rotação do satélite. O segundo termo geralmente é desprezado por ser, na maioria dos casos, quatro ordens de magnitude menor que o primeiro. O primeiro termo é avaliado decompondo a área da superfície do satélite em formas geométricas simples e a força aerodinâmica total é calculada para cada uma das formas. O torque total em torno do centro de massa do satélite é a soma vetorial dos torques individuais calculada pelo produto vetorial do vetor distância do centro de massa da espaçonave ao centro de pressão das formas geométricas e a força agindo no componente. Nesta avaliação do torque o encobrimento de uma parte por outra deve ser considerada, principalmente em baixas altitudes.

3.3.3.2 Torque de Gradiente de Gravidade

Qualquer objeto não simétrico de dimensões finitas em órbita está sujeito ao torque gravitacional por causa da variação da força gravitacional da Terra sobre o mesmo. O torque de gradiente gravitacional resulta do campo de força gravitacional inversamente proporcional ao quadrado da distância. Como pontos diferentes do satélite estão a diferentes distâncias, eles têm diferentes acelerações gravitacionais. Uma posição estável é ter o momento de inércia máximo (maior dimensão) na direção do eixo de arfagem e o momento de inércia mínimo (menor dimensão) na direção do eixo de guinada. Para pequenas variações desta posição estável, o torque gradiente de gravidade em torno do eixo de arfagem é:

$$M_P = -\frac{3m}{a^3}(I_R - I_Y)\Theta_P \quad (3.29)$$

onde m é o parâmetro gravitacional, a é o raio da órbita, Θ_P é o ângulo entre o eixo principal e o eixo de arfagem, I_R é o momento de inércia em torno do eixo de rolamento e I_Y é o momento de inércia em torno do eixo de guinada. Da mesma maneira, o torque gradiente de gravidade em torno do eixo de rolamento é:

$$M_R = -\frac{3m}{a^3}(I_P - I_Y)\Theta_R \quad (3.30)$$

onde Θ_R é o ângulo entre o eixo principal e o de rolamento e I_P é o momento de inércia em torno do eixo de arfagem.

Para realizar estabilização por gradiente de gravidade, em alguns casos, é possível fazer I_Y pequeno em relação aos outros momentos de inércia, para isso podem ser colocados mastros na direção da vertical local. Porém o período de oscilação em torno de um eixo deve ser de, pelo menos, da ordem de dez horas. Além disso, é necessário colocar um mecanismo para amortecer estas oscilações.

3.3.3.3 Torque de Perturbação Magnética

Este torque é causado pela interação entre o campo magnético residual da espaçonave e o campo magnético da Terra. As principais fontes desses torques são os momentos magnéticos da espaçonave, correntes de fuga e histerese. O primeiro é o mais importante, pois geralmente os materiais utilizados na fabricação do satélite são selecionados para que as outras duas fontes sejam desprezíveis.

Assim, o torque de perturbação magnética instantânea, N_{mag} (em N.m), causado pelo momento magnético efetivo da espaçonave m_{mag} (em A.m²) é dado por:

$$N_{mag} = m_{mag} \times B \quad (3.31)$$

onde B é a densidade de fluxo magnético geocêntrico (em WB/m²) e m_{mag} é a soma dos momentos magnéticos individuais provocados pelo magnetismo permanente e induzido e pelas malhas de corrente geradas pela espaçonave.

3.3.3.4 Torque de Pressão de Radiação Solar

A radiação incidente na superfície da espaçonave produz uma força que resulta num torque em torno do centro de massa da espaçonave. A superfície é sujeita a pressão de radiação ou força por unidade de área igual à diferença vetorial entre o fluxo do momento angular incidente e o refletido. Como a radiação solar varia com o inverso do quadrado da distância do Sol, a pressão de radiação solar é essencialmente independente da altitude da espaçonave na órbita da Terra, sendo que os fatores mais importantes na determinação do torque de radiação solar são a intensidade e a distribuição espectral da radiação incidente, a geometria da superfície e suas propriedades óticas e a orientação do vetor Sol em relação à espaçonave.

As maiores fontes de pressão de radiação eletromagnética são a iluminação solar, a radiação solar refletida pela Terra e sua atmosfera e a radiação emitida da Terra e sua atmosfera. Sendo a radiação direta solar a mais importante é, geralmente, a única considerada.

3.3.4 Sistemas de Controle de Atitude

Devido aos torques ambientais mencionados ou a perturbações causadas nas transferências orbitais o satélite tende a se desviar de sua orientação pré-determinada, fazendo necessário o uso de um sistema de controle de atitude para mantê-lo orientado na direção especificada.

3.3.4.1 Estabilização por Rotação

A estabilização por rotação é usada para orientar um determinado eixo do satélite no espaço inercial. Esta orientação se deve na estabilidade adquirida pelo satélite ao rodar em torno do eixo de maior inércia. Torques devidos ao campo magnético, ao campo gravitacional e a perturbações solar e aerodinâmica geram erros na rotação, causando uma evolução mais lenta na orientação do satélite para o seu eixo de rotação e sua respectiva velocidade. Com o objetivo de estabilizar o satélite ao longo do eixo principal de inércia, pode-se instalar um sistema de amortecimento. Este pode ser formado por uma roda de inércia, cujo eixo de rotação seja paralelo ao eixo de rotação do satélite.

Para fazer com que o satélite gire em torno de um eixo de menor inércia pode-se usar a estabilização por dupla rotação. Este método consiste no uso de um motor, que ao girar faz com que o satélite fique estabilizado em torno do eixo de menor inércia.

Em uma órbita de transferência o objetivo da determinação e controle de atitude é permitir manobras de órbita. Como o bocal do motor de apogeu deve estar alinhado com o eixo de rotação da espaçonave, o controle de atitude deve orientar o eixo de rotação no espaço inercial.

Como mostra um exemplo na Figura 3.6, dois tipos de sensores de atitude são usados, o sensor solar digital e um telescópio de horizonte da Terra. O primeiro mede o ângulo entre o eixo de rotação e o Sol, enquanto o telescópio mede o ângulo entre o eixo de rotação e o vetor da espaçonave ao centro da Terra, chamado de vetor Nadir.

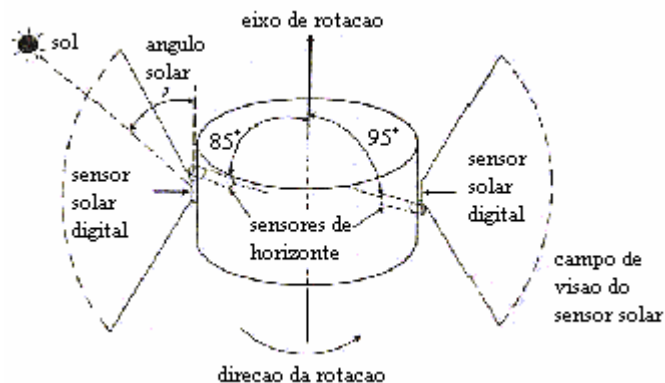


FIGURA 3.6 - Esquema dos sensores de determinação de atitude em uma espaçonave estabilizada por rotação.
 FONTE: Wertz (1978).

Sendo conhecido o vetor da espaçonave ao Sol e o ângulo entre o Sol e o eixo de rotação, no espaço inercial, o eixo de rotação deve ficar em algum lugar do cone centrado no Sol com um raio igual ao ângulo do Sol medido. Este cone será chamado cone do Sol. Por um argumento similar, o eixo de rotação deve ficar em algum lugar no cone de nadir, que é um cone centrado no centro da Terra com um raio igual ao ângulo de nadir. A Figura 3.7 mostra os cones do Sol e de nadir. Como o eixo de rotação deve ficar em ambos os cones simultaneamente, ele será posicionado em uma das intersecções dos cones, sendo que a escolha entre uma das intersecções se dará baseada em uma terceira medida ou numa estimativa prévia do qual seria a orientação da espaçonave.

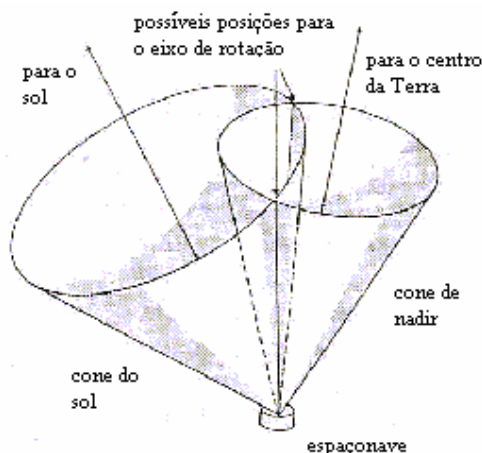


FIGURA 3.7 - Cones de Nadir e Solar usados na orientação da espaçonave.
 FONTE: Wertz (1978).

3.3.4.2 Estabilização em Três Eixos

O sensor solar e o sensor de horizonte da Terra, usados na estabilização por rotação, dependem da rotação da espaçonave para varrer o céu e encontrar o Sol e a Terra. Em espaçonaves estabilizadas em três eixos este movimento só é possível com o acréscimo de partes móveis, sujeitas ao desgaste mecânico e a falhas. Assim são usados detectores que encontram a orientação predeterminedada sem que os sensores se movam.

Um desses detectores pode ser o sensor solar de dois eixos, que é equivalente a dois sensores solares de rotação, já descritos, montados perpendicularmente um ao outro, como mostra a Figura 3.8. Essas medidas fixam a orientação do Sol no sistema de referência da espaçonave, não fixando a orientação da espaçonave no sistema inercial. Assim faz-se necessário o uso de uma outra medida para especificar a orientação da espaçonave.

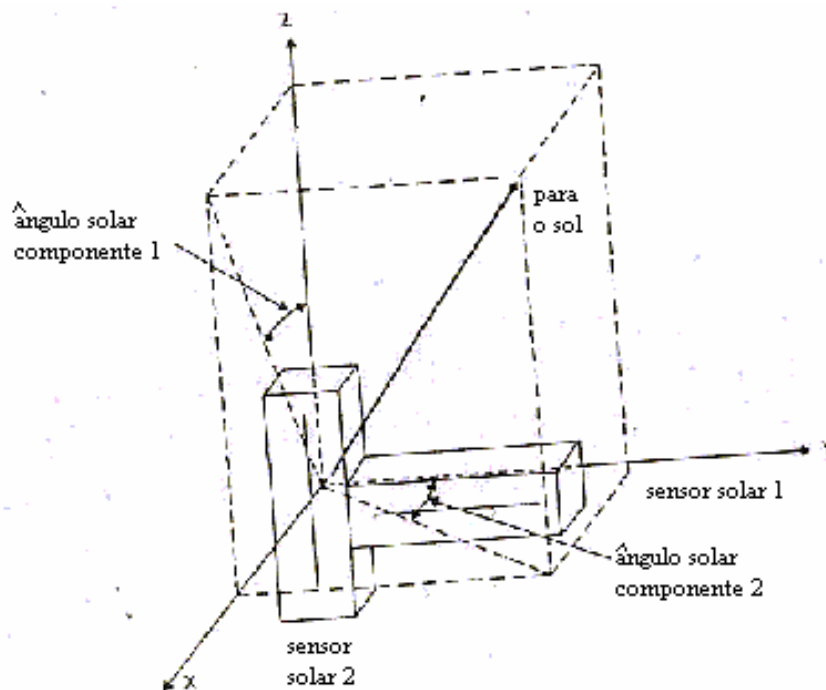


FIGURA 3.8 – Sensores solar montados em eixos perpendiculares utilizados na estabilização em três eixos.
FONTE: Wertz (1978).

Um outro vetor de referência comumente usado é o campo magnético da Terra, que é medido com o uso de três magnetômetros mutuamente perpendiculares. Estas medidas combinadas dão as duas componentes da direção do campo magnético no referencial da espaçonave e a magnitude do campo. Como no caso da medida do Sol, a medida do campo magnético não determina a orientação da espaçonave em torno do vetor campo magnético. Entretanto, se o vetor Sol e o vetor campo magnético não forem paralelos, podem ser combinados para determinar a orientação da espaçonave.

3.4 Controle Orbital de Satélites de Sensoriamento Remoto

O controle de satélites de Sensoriamento Remoto é constituído de manobras com o objetivo de manter a órbita do satélite dentro da faixa nominal, imprescindível para garantir a qualidade das imagens obtidas.

O controle de órbita do satélite consiste em monitorar e corrigir a trajetória, quando necessário, por meio do acionamento de propulsores de bordo. A correção precisa ser feita por conta do decaimento da órbita, que é acentuado pela degradação natural da trajetória orbital. As diferenças de altitude do satélite em relação àquela nominalmente projetada causam um deslocamento na posição do satélite que prejudica, por exemplo, a montagem de mosaicos das imagens geradas.

Também deve ser feito o controle da sincronia do relógio de bordo com o horário da Terra. Esse fator também garante a qualidade das imagens geradas. Além disso, a constante atualização dos parâmetros orbitais do satélite, que é utilizada pelo computador de bordo para o controle do satélite, deve ser realizada, com a frequência necessária para cumprir os requisitos da missão.

3.5 Carga Útil

Os satélites podem ser divididos em duas partes principais: plataforma e carga útil. A carga útil (ou carga paga) é responsável por receber, amplificar e retransmitir os dados e sinais com informações úteis. Mas para que estas funções sejam realizadas a plataforma deve proporcionar certos recursos:

- A carga útil deve estar orientada na direção correta.
- A carga útil deve ter sua confiabilidade especificada por um período de tempo.
- Os dados obtidos pela carga útil devem ser enviados a uma estação terrestre para serem analisados.
- A órbita e atitude do satélite devem ser controladas.
- A carga útil deve estar fixa na plataforma a qual foi montada.
- Uma fonte de energia deve estar disponível para permitir a realização das funções programadas.

O módulo da carga útil é aquele onde estão instalados os instrumentos que justificam a missão, como: câmeras, telescópios, detectores sensíveis a fenômenos atmosféricos, antenas, amplificadores, experimentos científicos e tecnológicos, entre outros. No caso do CBERS no módulo da carga útil são acomodadas três câmeras, Câmera Imageadora de Alta Resolução – CCD, Imageador por Varredura de Média Resolução – IRMSS e Câmera Imageadora de Amplo Campo de Visada – WFI. Além dos sensores de imageamento, a carga útil do satélite CBERS é constituída pelo “Transponder” DCS, um sistema de coleta de dados ambientais colhidos no solo; um monitor do ambiente espacial para detecção de radiação de alta energia no espaço; e um gravador de fita de alta densidade experimental para gravação de imagens a bordo.

Abaixo temos as características de cada uma dessas câmeras (INPE, 2005).

Imageador de Amplo Campo de Visada – WFI:

- Campo de visada: 60°
- Resolução Espacial: 260 x 260 m
- Largura da Faixa Imageadora: 890 km

- Resolução temporal: 5 dias
- Frequência da portadora de RF: 8203,35 MHz
- Taxa de dados da imagem: 1,1 Mbit/s
- Potência Efetiva Isotrópica Irradiada: 31,8 dBm

Câmera Imageadora de Alta Resolução – CCD:

- Campo de visada: 8,3°
- Resolução Espacial: 20 x 20 m
- Largura da Faixa Imageadora: 113 km
- Capacidade de apontamento do espelho: 32°
- Resolução temporal: 26 dias com visada vertical
- Frequência da portadora de RF: 8103 MHz e 8321 MHz
- Taxa de dados da imagem: 2x53 Mbit/s
- Potência Efetiva Isotrópica Irradiada: 43 dBm

Imageador por Varredura de Média Resolução – IRMSS:

- Campo de visada: 8,8°
- Resolução Espacial: 80 x 80 m (160 x 160 m termal)
- Largura da Faixa Imageadora: 120 km
- Capacidade de apontamento do espelho: 32°
- Resolução temporal: 26 dias

- Frequência da portadora de RF: 8216,84 MHz
- Taxa de dados da imagem: 6,13 Mbit/s
- Potência Efetiva Isotrópica Irradiada: 39,2 dBm

3.6 Processamento Digital de Imagens de Satélites

O processamento digital de imagens é um conjunto de técnicas voltadas para a análise de dados multidimensionais adquiridos por diversos tipos de sensores, ou seja, é a manipulação de uma imagem por computador onde a entrada e a saída do processo são imagens. Com o processamento busca-se melhorar a qualidade da imagem, fornecendo subsídios para sua interpretação, gerando produtos que podem ser posteriormente submetidos a outros processamentos.

É usado em diversas áreas, como análise de recursos naturais e meteorologia por meio de imagens de satélites; transmissão digital de sinais de televisão; análise de imagens biomédicas; análise de imagens metalográficas e de fibras vegetais; obtenção de imagens médicas por ultra-som, radiação nuclear ou técnicas de tomografia computadorizada; e aplicações em automação industrial envolvendo o uso de sensores visuais em robôs.

As imagens de sensoriamento remoto, sejam elas fotografias aéreas ou imagens de satélite, apresentam uma série de distorções espaciais, não possuindo, portanto, precisão cartográfica quanto ao posicionamento dos objetos, superfícies e fenômenos apresentados. Erros geométricos resultam das seguintes causas:

- Rotação da Terra.
- Curvatura da Terra.
- Movimento do espelho de imageamento.
- Variações da altitude, posição e velocidade da plataforma.

- Distorção de panorama.
- Distorção topográfica.

Freqüentemente, a informação extraída da imagem de sensoriamento remoto precisa ser integrada com outros tipos de informação, representados na forma de mapas, especialmente quando se trabalha com sistemas geográficos de informação, nos quais as imagens de sensoriamento remoto são uma das principais fontes de dados. Por outro lado, os dados contidos em imagens de satélites são apresentados na forma de um mapa, sendo traçada sobre as imagens uma grade de coordenadas geográficas.

Assim, se faz necessário ajustar as imagens obtidas por satélites a um espaço definido por um sistema de coordenadas de referência, que pode ser, por exemplo, o sistema geodésico, onde cada ponto é representado pelo par (latitude, longitude). Esse procedimento recebe o nome de correção geométrica. Nele são usados pontos de controle que podem ser obtidos em mapas topográficos ou coletados em campo com o Sistema de Posicionamento Global – GPS.

Outro procedimento usado no processamento de imagens é o registro de uma imagem. Esse método compreende uma transformação geométrica que relaciona coordenadas de imagem (linha, coluna) com coordenadas de um sistema de referência, que em nosso caso é o sistema geodésico terrestre (latitude, longitude). O diferencial da correção geométrica em relação ao registro é que o processo de correção geométrica elimina as distorções geométricas sistemáticas introduzidas na etapa de formação das imagens, enquanto o registro usa apenas transformações geométricas simples para estabelecer relações entre as coordenadas de imagem e as geográficas, usualmente usa-se transformações polinomiais de 1º e 2º graus.

As transformações polinomiais são feitas por meio de pontos de controle, com o objetivo de relacionar as coordenadas de imagem com coordenadas geográficas. Pontos de controle são feições passíveis de identificação na imagem e no terreno, ou seja, são feições homólogas cujas coordenadas são conhecidas na imagem e no sistema de

referência. Cruzamentos de estradas, pistas de aeroportos e confluência de rios são candidatos naturais a pontos de controle.

A determinação dos parâmetros da transformação polinomial selecionada é feita através da resolução de um sistema de equações. Para que esse sistema de equações possa ser montado as coordenadas dos pontos de controle devem ser conhecidas tanto no referencial da imagem como no sistema de referência. As coordenadas de referência são usualmente obtidas através de mapas confiáveis que contenham as feições homólogas usadas como pontos de controle. Outro modo de se obter um ponto de controle é através de medições com o uso de GPS.

Na Tabela 3.2 são apresentados alguns pontos de controle que aparecem na Figura 3.9, que é uma imagem da cidade de Brasília, obtida por satélite.

TABELA 3.2 – Pontos de controle medidos relativos a Figura 3.9.

PC	Nome	X [m]	Y[m]
1	Trevo Torto	189127.2	8260695.1
2	Ponte Asa Norte	189773.2	8258734.3
3	Trevo Cpdex	186106.4	8253422.9
4	Trevo Zoo	185944.6	8246038.4
5	Ponte GSalomão	189544.2	8246578.1
6	Lago Jaburu	196520.2	8251208.2
7	Barragem	201670.7	8251500.6
8	Ilha	197639.3	8255736.0
9	Trevo Nordeste	201244.2	8260185.0
10	Trevo UNB	192014.9	8252928.3
11	Trevo Cemitério	185134.9	8249891.9
12	Trevo Fazenda	197860.9	8244118.9
13	Trevo Fazenda2	198175.0	8245925.3

FONTE: INPE.DPI (2005).

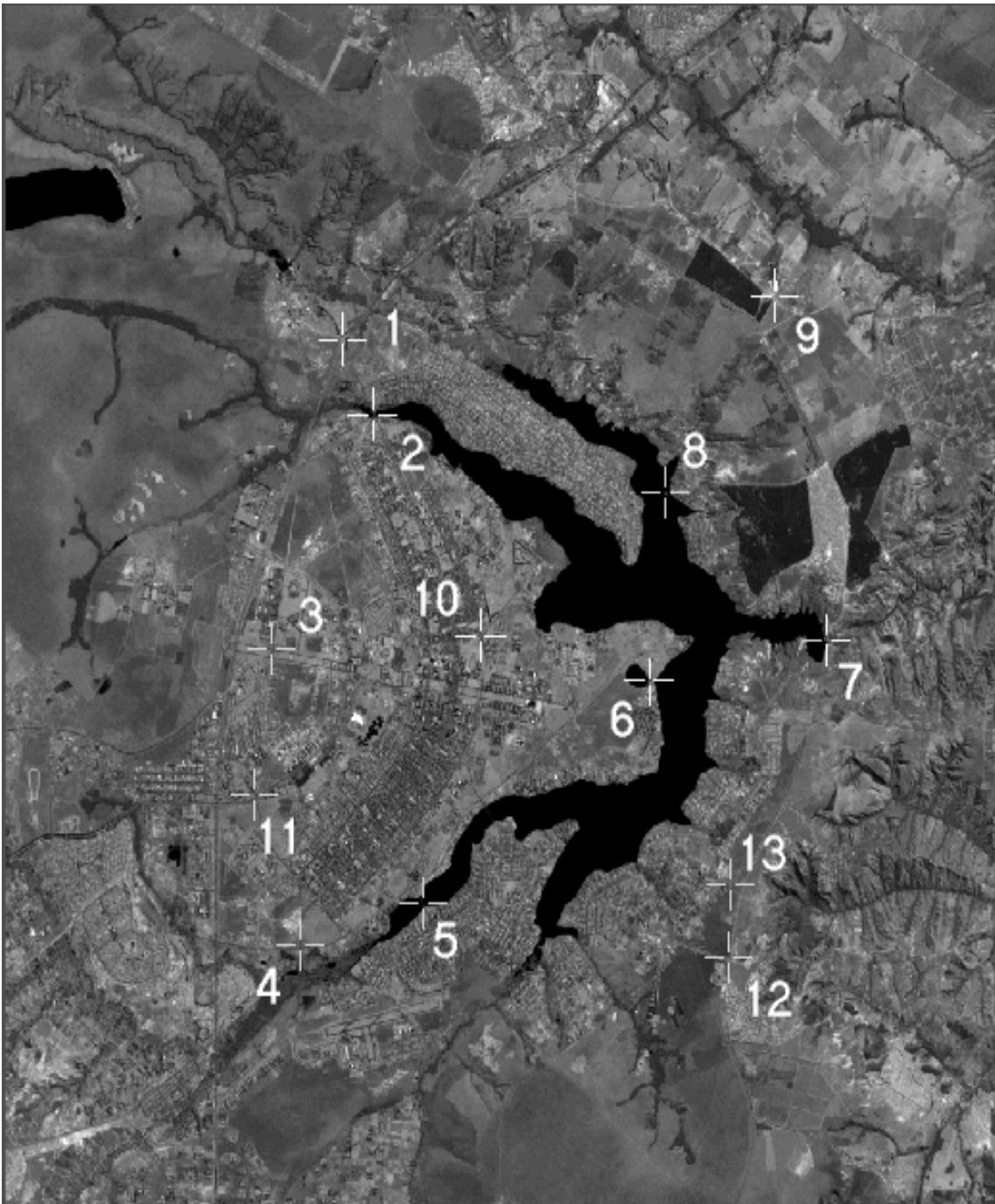


FIGURA 3.9 – Imagem da cidade de Brasília obtida por um satélite, com alguns pontos de controle em destaque.
FONTE: DPI / INPE (2005).

CAPÍTULO 4

MODELAGENS DO MOVIMENTO

Com o objetivo de melhorar a precisão das imagens obtidas por satélites pretende-se realizar uma estimação dos desvios da órbita e atitude do satélite. As informações de órbita e atitude são normalmente transmitidas com a correspondente imagem. Já seus desvios serão calculados por meio das medidas de desvios nos pontos de controle. Assume-se que os desvios nos pontos de controle contêm informação suficiente sobre os erros orbitais e de atitude. Em uma imagem podemos selecionar um conjunto de pontos cujas coordenadas de latitude e longitude são conhecidas. Esses serão chamados pontos de controle medidos, onde cada ponto foi formado num certo instante conhecido. Transformando as coordenadas de posição e atitude do satélite para o sistema geodésico teremos as coordenadas dos pontos de controle calculados. Assim, as diferenças entre os pontos de controle calculados e os medidos serão os desvios nos pontos de controle. Estes desvios serão usados para se estimar os coeficientes de funções que ajustam os desvios na órbita e atitude do satélite ao longo do tempo na imagem. Neste trabalho, propõe-se usar funções simples do tipo funções polinomiais de ordem 3 para representar esses desvios. O procedimento de estimação desses coeficientes será feito por meio do método de Mínimos Quadrados Ponderado com informação a priori, cuja implementação será descrita em seguida.

4.1 Determinação da Latitude e Longitude Calculadas

Para realizar a estimação dos desvios na órbita e atitude por meio dos desvios nos pontos de controle é necessário transformarmos as coordenadas de posição e atitude, dos sistemas inercial e fixo no corpo, respectivamente, para o sistema geodésico, na qual estão referenciados os pontos de controle. Assim, podemos comparar as medidas calculadas com os pontos de controle medidos, obtendo então os desvios nos pontos de controle que serão usados na estimação.

A primeira transformação a ser realizada é transformar as coordenadas de posição do sistema inercial para o sistema orbital. Para isto faz-se necessário o uso da matriz de rotação R_{IO} , descrita abaixo, que transformará essas coordenadas.

$$R_{IO} = \begin{bmatrix} P_1 & P_2 & P_3 \\ Q_1 & Q_2 & Q_3 \\ W_1 & W_2 & W_3 \end{bmatrix} \quad (4.1)$$

onde

$P \equiv \hat{r}$ é o versor na direção radial a órbita.

$Q \equiv \hat{n}$ é o versor na direção normal à órbita.

$W = \hat{r} \times \hat{n}$ é o versor na direção transversal à órbita (velocidade).

Assim, a transformação é dada por:

$$X_O = R_{IO} X_I \quad (4.2)$$

onde X_I representa as coordenadas de posição no sistema inercial e X_O as coordenadas de posição no sistema orbital.

Obtida a posição no sistema orbital, o próximo passo é adicionar os efeitos correspondentes ao ângulo de abertura da câmera, \mathbf{g} , e os ângulos de atitude, $\mathbf{q}_x, \mathbf{q}_y, \mathbf{q}_z$.

Para adicionar os efeitos da câmera usaremos o vetor $R(\mathbf{g})$, dado por:

$$R(\mathbf{g}) = \begin{bmatrix} 0 \\ -\text{sen } \mathbf{g} \\ \text{cos } \mathbf{g} \end{bmatrix} \quad (4.3)$$

A Figura 4.1 mostra a direção de apontamento da câmera em relação a cada um dos 6000 pixels de uma imagem.

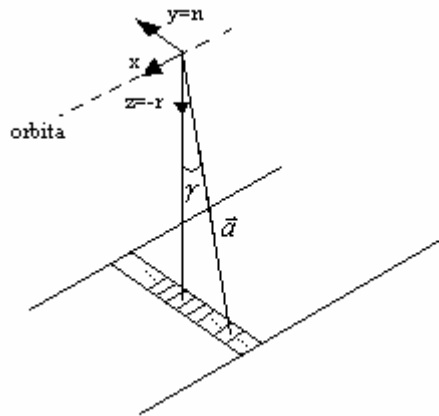


FIGURA 4.1 – Direção de apontamento da câmera.

No caso dos ângulos de atitude, temos a matriz R_{at} , que para pequenos ângulos é definida por:

$$R_{at} = \begin{bmatrix} 1 & \mathbf{q}_z & -\mathbf{q}_y \\ -\mathbf{q}_z & 1 & \mathbf{q}_x \\ \mathbf{q}_y & -\mathbf{q}_x & 1 \end{bmatrix} \quad (4.4)$$

A multiplicação de $R(\mathbf{g})$ por R_{at} , representada por R_{OP} , é dada por:

$$R_{OP} = \begin{bmatrix} -\mathbf{q}_x \operatorname{sen} \mathbf{g} - \mathbf{q}_y \cos \mathbf{g} \\ -\operatorname{sen} \mathbf{g} + \mathbf{q}_x \cos \mathbf{g} \\ \mathbf{q}_x \operatorname{sen} \mathbf{g} + \cos \mathbf{g} \end{bmatrix} \quad (4.5)$$

Sendo:

$$R_{OH} = \begin{bmatrix} -\mathbf{q}_x \operatorname{sen} \mathbf{g} - \cos \mathbf{g} \\ -\mathbf{q}_x \operatorname{sen} \mathbf{g} - \mathbf{q}_y \cos \mathbf{g} \\ \operatorname{sen} \mathbf{g} - \mathbf{q}_x \cos \mathbf{g} \end{bmatrix} \quad (4.6)$$

Assim, a transformação para o sistema orbital com os efeitos da câmera, considerando os ângulos de atitude é dada por:

$$X_{OC} = X_O + sR_{OH} \quad (4.7)$$

onde X_{OC} representa as coordenadas no sistema orbital considerando os efeitos da câmera e os ângulos de atitude, s é o módulo do vetor distância entre o satélite e o ponto imageado, e R_{OH} é o vetor que adiciona os efeitos da câmera e dos ângulos de atitude.

Definida a posição no sistema orbital, considerando os efeitos da câmera e os ângulos de atitude, devemos voltar as coordenadas para o sistema inercial para completar a transformação. Usaremos novamente a matriz R_{IO} , definida anteriormente. Assim:

$$X_{IC} = R_{IO}' X_{OC} \quad (4.8)$$

onde X_{IC} representa o vetor posição no sistema inercial considerando os efeitos da câmera e os ângulos de atitude e R_{IO}' é a matriz transposta de R_{IO} .

Estando as coordenadas de posição no sistema inercial, já adicionado o efeito da câmera e da atitude, deve-se transformá-las para o sistema geocêntrico terrestre, no padrão World Geodetic System – WGS84, sistema de referência desenvolvido pelo Departamento de Defesa Norte-Americano. Esta transformação se fará por meio da matriz $R(\mathbf{q}_g)$, que depende do tempo sideral de Greenwich, \mathbf{q}_g , e é dada por:

$$R(\mathbf{q}_g) = \begin{bmatrix} \cos(\mathbf{q}_g) & \sin(\mathbf{q}_g) & 0 \\ -\sin(\mathbf{q}_g) & \cos(\mathbf{q}_g) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4.9)$$

Para calcular o tempo sideral de Greenwich, \mathbf{q}_g , correspondente ao instante dado, usamos a Data Juliana Modificada (DJM). Dada uma certa data ($dia/mês/ano$), podemos calcular a DJM por:

$$DJM = 367 * ano + dia - 712269 + \text{int}\left(\frac{275 * mês}{9}\right) - \text{int}\left(\frac{7\left(ano + \text{int}\left(\frac{mês + 9}{12}\right)\right)}{4}\right) \quad (4.10)$$

onde $\text{int}(\bullet)$ é a parte inteira do argumento.

Tendo a DJM, calcula-se o Século Juliano (TU) fazendo:

$$TU = \frac{(DJM - 18262,5)}{36525} \quad (4.11)$$

Com o TU podemos determinar o tempo sideral de Greenwich às 0h GMT ("Greenwich Mean Time"), q_{g_0} , dado pela equação:

$$q_{g_0} = 24110,54841 + (8640184,812866 + 0,093104TU - 0,0000062TU^2)TU \quad (4.12)$$

com $0 \leq q_{g_0} < 360^\circ$, em graus.

Finalmente, obtemos o tempo sideral de Greenwich, fazendo:

$$q_g = q_{g_0} + 0,250684453(t - t_0) \quad (4.13)$$

onde $(t - t_0)$ corresponde a diferença entre às 0:00h e o instante dado, em minutos.

Assim, a transformação para o sistema WGS84 se dá por:

$$X_{WGS} = R(q_g)X_{IC} \quad (4.14)$$

Finalmente, para obter o ponto de controle calculado deve-se transformar as coordenadas do sistema geocêntrico para o geodésico terrestre. Esta última transformação é feita pela rotina TOGEOD (Goad, 1987), mostrada no apêndice A, obtendo assim as coordenadas do ponto de controle calculado, isto é, (longitude, latitude). Por estarmos trabalhando com pontos de controle de imagens desprezamos a altitude destes pontos, já que as imagens são figuras planas.

Temos então os pontos de controle calculados. Subtraindo estes dos pontos de controle medidos obtemos os desvios nos pontos de controle. Estes desvios formarão o vetor $\overset{p}{Z}$, que será usado como vetor de medidas na estimação dos erros de órbita e atitude.

4.1.1 Cálculo de s (Distância entre o Satélite e o Ponto Imageado)

Para adicionar os efeitos correspondentes ao ângulo de abertura da câmera, necessitamos conhecer a distância do satélite ao ponto imageado, a qual chamamos de s . Para calcular s adotaremos o método usado por Brum (1999), que usa um modelo elipsoidal para representar a Terra, calculando por meio deste as distâncias entre o satélite e os pontos imageados.

Considerando a Terra um elipsóide, temos que determinar o ponto de intersecção da direção de apontamento da câmera com a superfície da Terra, dadas as coordenadas de posição e atitude do satélite no sistema inercial.

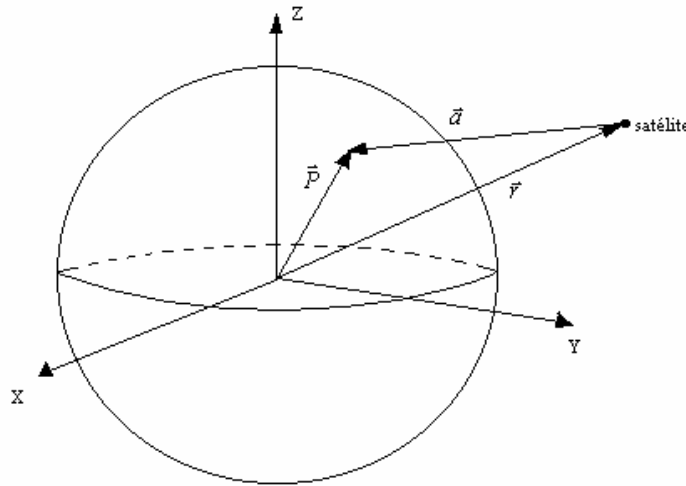


FIGURA 4.2 – Intersecção da direção de apontamento da câmera, \vec{a} , com a Terra.

Da Figura 4.2, temos:

$$\vec{P} = \vec{r} + \vec{a} \quad (4.15)$$

$$\vec{P} = (u + sa_x, v + sa_y, w + sa_z) \quad (4.16)$$

onde \vec{P} é o ponto de intersecção da direção de apontamento da câmera com a Terra, $\vec{r} = (u, v, w)$ é a posição do satélite no sistema inercial e $\vec{a} = (sa_x, sa_y, sa_z)$ é o vetor, de módulo s , na direção de apontamento da câmera.

A superfície da Terra é representada pela equação:

$$\frac{x^2 + y^2}{R_E^2} + \frac{z^2}{R_p^2} = 1 \quad (4.17)$$

que é a equação de um elipsóide de revolução, em torno de z , onde R_E é o raio equatorial terrestre e R_p é o raio polar.

Substituindo as coordenadas do ponto de intersecção da superfície da Terra com a direção de apontamento da câmera, equação (4.16) na equação (4.17), teremos uma equação do segundo grau na variável s , equação (4.19). Resolvendo esta equação encontraremos duas soluções, equação (4.23), portanto as distâncias aos dois pontos de intersecção. Assim, calculado s , teremos o ponto em que a câmera aponta a Terra em coordenadas inerciais.

$$\frac{(u + sa_x)^2 + (v + sa_y)^2}{R_E^2} + \frac{(w + sa_z)^2}{R_p^2} = 1 \quad (4.18)$$

$$as^2 + bs + c = 0 \quad (4.19)$$

onde:

$$a = (a_x^2 R_p^2 + a_y^2 R_p^2 + a_z^2 R_E^2) \quad (4.20)$$

$$b = (2ua_x R_p^2 + 2va_y R_p^2 + 2wa_z R_E^2) \quad (4.21)$$

$$c = R_p^2 u^2 + R_p^2 v^2 + R_E^2 w^2 - R_p^2 - R_E^2 \quad (4.22)$$

A solução da equação (4.19) é dada por:

$$s = \frac{-b \pm \sqrt{\Delta}}{2a} \quad (4.23)$$

onde:

$$\Delta = b^2 - 4ac \quad (4.24)$$

Para a escolha do valor que adotaremos para s , já que temos duas soluções na equação do segundo grau, usaremos o teorema de Pitágoras, aplicado no triângulo da Figura 4.3, onde R é a medida do raio da Terra, h é a altura do satélite, g é o ângulo de abertura da câmera e s_{max} é o máximo valor de s .

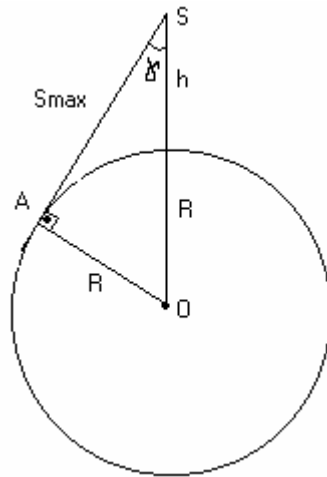


FIGURA 4.3 – Seção Meridiana da Terra, usada no cálculo de s .

Aplicando o teorema de Pitágoras no triângulo ASO, temos:

$$s_{max} = \pm\sqrt{(R+h)^2 - R^2} \quad (4.25)$$

Despreza-se o valor negativo de s_{max} por este indicar uma medida. Assim, tem-se um valor máximo para s . Logo, $h < s < s_{max}$.

4.1.2 Obtenção do Vetor \hat{u}

Para a determinação das coordenadas dos pontos de controle calculados precisamos conhecer o vetor \hat{u} , que determina a direção de apontamento da câmera, mostrada na Figura 4.1. Este vetor forma um ângulo g com a direção radial a órbita.

Assim, para um ângulo g qualquer, com $-g_{max} < g < g_{max}$, temos:

$$\hat{a} = -\hat{r}\cos g - \hat{n}\sin g \quad (4.26)$$

onde \hat{a} é o versor na direção de apontamento da câmera, \hat{r} é o versor na direção radial (-z) da órbita em coordenadas inerciais e \hat{n} é o versor na direção normal (y) à órbita.

4.2 Modelo de Erros na Órbita e Atitude

O modelo de erros na órbita e atitude é dado pela equação $\overset{p}{\dot{A}} = \Psi \overset{p}{X}$, onde $\overset{p}{A}$ é o vetor de estados, formado por seis componentes: os três desvios na posição e os três desvios na atitude. O vetor $\overset{p}{X}$ é formado pelos parâmetros a serem estimados, que são os coeficientes das funções que irão realizar o ajuste. A matriz Ψ é formada pelos instantes de ocorrência dos pontos de controle. Assim:

$$\begin{bmatrix} dx \\ dy \\ dz \\ dq_x \\ dq_y \\ dq_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Phi(t) & O & O & \Lambda & O \\ O & \Phi(t) & O & \Lambda & O \\ O & O & \Phi(t) & \Lambda & O \\ M & M & M & & M \\ O & O & O & \Lambda & \Phi(t) \end{bmatrix} \overset{p}{X} \quad (4.27)$$

onde:

$$\overset{p}{A} \equiv \begin{bmatrix} dx \\ dy \\ dz \\ dq_x \\ dq_y \\ dq_z \end{bmatrix} \quad \Psi \equiv \begin{bmatrix} \Phi(t) & O & O & \Lambda & O \\ O & \Phi(t) & O & \Lambda & O \\ O & O & \Phi(t) & \Lambda & O \\ M & M & M & & M \\ O & O & O & \Lambda & \Phi(t) \end{bmatrix}$$

$$\overset{p}{X} \equiv [a_1 \ a_2 \ a_3 \ a_4 \ b_1 \ b_2 \ b_3 \ b_4 \ c_1 \ c_2 \ c_3 \ c_4 \ d_1 \ d_2 \ d_3 \ d_4 \ e_1 \ e_2 \ e_3 \ e_4 \ f_1 \ f_2 \ f_3 \ f_4]$$

onde (dx, dy, dz) são os desvios na órbita, (dq_x, dq_y, dq_z) são os desvios na atitude, os parâmetros $a_i, b_i, c_i, d_i, e_i, f_i$, com $i = 1, \dots, 4$, são os coeficientes a serem estimados, $\overset{p}{X}^t$ é o vetor $\overset{p}{X}$ transposto, $O = [0 \ 0 \ \Lambda \ 0]$ e $\Phi(t_j) = [1 \ t_j \ t_j^2 \ t_j^3]$ representa os instantes em que cada ponto de controle j foi obtido.

Desenvolvendo a equação (4.27) encontra-se os polinômios de terceiro grau que expressam os desvios na órbita e atitude, respectivamente.

$$dx = a_1 + a_2t + a_3t^2 + a_4t^3 \quad (4.28)$$

$$dy = b_1 + b_2t + b_3t^2 + b_4t^3 \quad (4.29)$$

$$dz = c_1 + c_2t + c_3t^2 + c_4t^3 \quad (4.30)$$

$$dq_x = d_1 + d_2t + d_3t^2 + d_4t^3 \quad (4.31)$$

$$dq_y = e_1 + e_2t + e_3t^2 + e_4t^3 \quad (4.32)$$

$$dq_z = f_1 + f_2t + f_3t^2 + f_4t^3 \quad (4.33)$$

4.3 Modelo de Medidas

Assumindo que os pontos de controle são dados em coordenadas geodésicas terrestres e os desvios em posição e atitude são dados em coordenadas inerciais, devemos fazer transformações que relacionem essas medidas.

O modelo de medidas é dado pela equação $\overset{p}{y} = H\overset{p}{A}$, onde $\overset{p}{y}$ é o vetor com os desvios nos pontos de controle e H é a matriz que relaciona os desvios nos pontos de controle com os desvios na posição e atitude. Assim, para cada ponto de controle medido teremos:

$$\overset{p}{y} = H \begin{bmatrix} dx \\ dy \\ dz \\ dq_x \\ dq_y \\ dq_z \end{bmatrix} \quad (4.34)$$

onde:

$$\mathbf{p} \equiv \begin{bmatrix} \Delta \mathbf{l} \\ \Delta \mathbf{f} \end{bmatrix} \quad H \equiv \begin{bmatrix} H_{11} & H_{12} & H_{13} & H_{14} & H_{15} & H_{16} \\ H_{21} & H_{22} & H_{23} & H_{24} & H_{25} & H_{26} \end{bmatrix}$$

onde $\Delta \mathbf{f}$ e $\Delta \mathbf{l}$ são os desvios dos pontos de controle, em latitude e longitude, respectivamente.

A matriz H relaciona os desvios dos pontos de controle com os desvios na posição e atitude. Esta será formada por matrizes que transformam os desvios dos pontos de controle do sistema geodésico para o sistema inercial. Devemos também considerar os efeitos relativos ao ângulo de abertura da câmera correspondente a cada ponto e os pequenos desvios que ocorrem nos eixos de rolamento, arfagem e guinada.

A primeira transformação a ser feita deverá relacionar as coordenadas de posição do sistema geodésico para o sistema geocêntrico terrestre (WGS84). Assim, temos:

$$\begin{bmatrix} x_{WGS} \\ y_{WGS} \\ z_{WGS} \end{bmatrix} \equiv \begin{bmatrix} r \cos l \cos f \\ r \sin l \cos f \\ r \sin f \end{bmatrix}, \quad (4.35)$$

$$\mathbf{d} \begin{bmatrix} x_{WGS} \\ y_{WGS} \\ z_{WGS} \end{bmatrix} = R_{geo} \mathbf{d} \begin{bmatrix} \mathbf{l} \\ \mathbf{f} \\ r \end{bmatrix}$$

onde r é o raio da Terra, $(x_{wgs}, y_{wgs}, z_{wgs})$ são coordenadas no sistema geocêntrico e R_{geo} é a matriz de derivadas parciais que relaciona desvios em longitude, latitude e raio, com desvios nas coordenadas retangulares:

$$R_{geo}^T = \begin{bmatrix} \frac{\partial \mathbf{l}}{\partial x_{wgs}} & \frac{\partial \mathbf{l}}{\partial y_{wgs}} & \frac{\partial \mathbf{l}}{\partial z_{wgs}} \\ \frac{\partial \mathbf{f}}{\partial x_{wgs}} & \frac{\partial \mathbf{f}}{\partial y_{wgs}} & \frac{\partial \mathbf{f}}{\partial z_{wgs}} \\ \frac{\partial r}{\partial x_{wgs}} & \frac{\partial r}{\partial y_{wgs}} & \frac{\partial r}{\partial z_{wgs}} \end{bmatrix} \quad (4.36)$$

Da equação 4.35 temos:

$$\mathbf{I} = tg^{-1} \begin{pmatrix} y_{wgs} \\ x_{wgs} \end{pmatrix} \quad (4.37)$$

$$\mathbf{f} = \frac{(\text{sen}^{-1} z_{wgs})}{r} \quad (4.38)$$

$$r = \sqrt{x_{wgs}^2 + y_{wgs}^2 + z_{wgs}^2} \quad (4.39)$$

Substituindo as equações (4.37), (4.38) e (4.39) na equação (4.36) teremos:

$$R_{geo}^T = \begin{bmatrix} \frac{\partial tg^{-1} \left(\frac{y_{wgs}}{x_{wgs}} \right)}{\partial x_{wgs}} & \frac{\partial tg^{-1} \left(\frac{y_{wgs}}{x_{wgs}} \right)}{\partial y_{wgs}} & \frac{\partial tg^{-1} \left(\frac{y_{wgs}}{x_{wgs}} \right)}{\partial z_{wgs}} \\ \frac{\partial \sin^{-1} z_{wgs}}{\partial x_{wgs}} & \frac{\partial \sin^{-1} z_{wgs}}{\partial y_{wgs}} & \frac{\partial \sin^{-1} z_{wgs}}{\partial z_{wgs}} \\ \frac{\partial \sqrt{x_{wgs}^2 + y_{wgs}^2 + z_{wgs}^2}}{\partial x_{wgs}} & \frac{\partial \sqrt{x_{wgs}^2 + y_{wgs}^2 + z_{wgs}^2}}{\partial y_{wgs}} & \frac{\partial \sqrt{x_{wgs}^2 + y_{wgs}^2 + z_{wgs}^2}}{\partial z_{wgs}} \end{bmatrix} \quad (4.40)$$

Obtidas as coordenadas no sistema WGS84, deve-se transformá-las para o sistema inercial, o que se faz por meio da matriz $R^t(\mathbf{q}_g)$, já definida anteriormente. Assim:

$$X_{IC} = R^t(\mathbf{q}_g) X_{wgs} \quad (4.41)$$

Usando a matriz R_{IO} transformamos as coordenadas do sistema inercial para o orbital. Essa transformação é dada por:

$$X_{OC} = R_{IO} X_{IC} \quad (4.42)$$

Determinado X_{OC} temos a posição no sistema orbital com os efeitos do ângulo de abertura da câmera e dos ângulos de atitude. Usaremos a matriz R_C para eliminar esses efeitos. Assim:

$$R_C = \begin{bmatrix} \frac{\partial x_{oc}}{\partial x_o} & \frac{\partial x_{oc}}{\partial y_o} & \frac{\partial x_{oc}}{\partial z_o} \\ \frac{\partial y_{oc}}{\partial x_o} & \frac{\partial y_{oc}}{\partial y_o} & \frac{\partial y_{oc}}{\partial z_o} \\ \frac{\partial z_{oc}}{\partial x_o} & \frac{\partial z_{oc}}{\partial y_o} & \frac{\partial z_{oc}}{\partial z_o} \end{bmatrix} \quad (4.43)$$

onde $X_{OC} = (x_{oc}, y_{oc}, z_{oc})$ são as coordenadas de posição no sistema orbital com os efeitos do ângulo de abertura da câmera e dos ângulos de atitude e $X_O = (x_o, y_o, z_o)$ são as coordenadas de posição no sistema orbital sem esses efeitos. Logo, a transformação para o sistema orbital sem os efeitos descritos acima é dada por:

$$X_O = R_C X_{OC} \quad (4.44)$$

Para a transformação das coordenadas de posição os ângulos de atitude são nulos.

Assim:

$$R_{OH} = \begin{bmatrix} 0 \\ -\text{sen } \mathbf{g} \\ \text{cos } \mathbf{g} \end{bmatrix} \quad (4.45)$$

Lembrando que $X_{OC} = X_O + sR_{OH}$, temos:

$$\begin{bmatrix} x_{oc} \\ y_{oc} \\ z_{oc} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_o \\ y_o - s \text{sen } \mathbf{g} \\ z_o + s \text{cos } \mathbf{g} \end{bmatrix} \quad (4.46)$$

Portanto:

$$R_{Corb} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ -\frac{\partial s}{\partial x_o} \text{sen } \mathbf{g} & 1 - \frac{\partial s}{\partial y_o} \text{sen } \mathbf{g} & -\frac{\partial s}{\partial z_o} \text{sen } \mathbf{g} \\ \frac{\partial s}{\partial x_o} \text{cos } \mathbf{g} & \frac{\partial s}{\partial y_o} \text{cos } \mathbf{g} & 1 + \frac{\partial s}{\partial z_o} \text{cos } \mathbf{g} \end{bmatrix} \quad (4.47)$$

No caso da transformação das coordenadas de atitude, temos:

$$\begin{bmatrix} x_{oc} \\ y_{oc} \\ z_{oc} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_o - s(\mathbf{q}_x \sin \mathbf{g} + \cos \mathbf{g}) \\ y_o + s(-\mathbf{q}_x \sin \mathbf{g} - \mathbf{q}_y \cos \mathbf{g}) \\ z_o - s(-\sin \mathbf{g} + \mathbf{q}_x \cos \mathbf{g}) \end{bmatrix} \quad (4.48)$$

Assim, a matriz correspondente aos efeitos da câmera é dada por:

$$R_{Cat} = \begin{bmatrix} 1 - \frac{\partial s}{\partial x_o} R_{OP}(3) & -\frac{\partial s}{\partial y_o} R_{OP}(3) & -\frac{\partial s}{\partial z_o} R_{OP}(3) \\ \frac{\partial s}{\partial x_o} R_{OP}(1) & 1 + \frac{\partial s}{\partial y_o} R_{OP}(1) & \frac{\partial s}{\partial z_o} R_{OP}(1) \\ -\frac{\partial s}{\partial x_o} R_{OP}(2) & -\frac{\partial s}{\partial y_o} R_{OP}(2) & 1 - \frac{\partial s}{\partial x_o} R_{OP}(2) \end{bmatrix} \quad (4.49)$$

Para completar a transformação devemos passar as coordenadas do sistema orbital para o sistema inercial. Para isso usaremos a matriz R_{IO} , já definida anteriormente. Assim:

$$X_I = R_{IO}^t X_o \quad (4.50)$$

Multiplicando as matrizes descritas acima, podemos realizar a transformação completa das coordenadas de posição. Logo:

$$X_I = R_{IO}^t R_{Corb} R_{IO} R^t(\mathbf{q}) R_{geo} X_{geo} \quad (4.51)$$

onde $X_{geo} = (\mathbf{l}, \mathbf{f}, r)$ é o vetor posição em coordenadas esféricas, $X_I = (x_I, y_I, z_I)$ é o vetor posição em coordenadas inerciais e $\mathbf{d}(\bullet)$ o desvio em \bullet . Para erros na órbita:

$$dX_I = R_{IO}^t R_{Corb} R_{IO} R^t(\mathbf{q}) R_{geo} dX_{geo} \quad (4.52)$$

A transformação completa na atitude é dada por:

$$\mathbf{q}_I = R_{IO}^t R_{Cat} R_{IO} R^t(\mathbf{q}) R_{geo} X_{geo} \quad (4.53)$$

onde \mathbf{q}_I são as coordenadas de atitude no sistema inercial. Para erros em atitude:

$$d\mathbf{q}_i = R_{IO}^t R_{Cat} R_{IO} R^t(\mathbf{q}) R_{geo} d\mathbf{X}_{geo} \quad (4.54)$$

Com as transformações para os desvios em órbita e atitude definidas podemos determinar a matriz de medidas, que relaciona os desvios do sistema geodésico para o sistema inercial. Sendo:

$$R_{IO}^t R_{Corb} R_{IO} R^t(\mathbf{q}) R_{geo} \equiv T_o \quad (4.55)$$

$$R_{IO}^t R_{Cat} R_{IO} R^t(\mathbf{q}) R_{geo} \equiv T_a \quad (4.56)$$

Temos:

$$H = \begin{bmatrix} t_{o11} & t_{o12} & t_{o13} & t_{a11} & t_{a12} & t_{a13} \\ t_{o21} & t_{o22} & t_{o23} & t_{a21} & t_{a22} & t_{a23} \end{bmatrix} \quad (4.57)$$

onde t_{oij} e t_{aij} são, respectivamente, os elementos da matriz T_o e da matriz T_a que estão na linha i e coluna j .

Como estamos interessados somente nas coordenadas de latitude e longitude, já que as imagens são planas, desprezamos a terceira linha das matrizes de rotação, que é correspondente a altitude.

CAPÍTULO 5

MÍNIMOS QUADRADOS

O método escolhido para a estimação dos parâmetros que expressam os desvios na órbita e atitude de um satélite por meio das coordenadas dos pontos de controle das imagens foi o Método clássico de Mínimos Quadrados, que é um dos mais tradicionais para estimação de parâmetros. É um método muito usado para a determinação de órbita e atitude, e também em vários outros campos de aplicação. O uso dos desvios dos pontos de controle faz com que não seja preciso usar medidas obtidas por sensores, no caso da atitude, ou por estações terrestres no caso da órbita.

Basicamente, o procedimento trata de minimizar a soma dos quadrado dos resíduos de sistemas do tipo:

$$y = Hx + v \quad (5.1)$$

onde y é um vetor de m observações, x representa o vetor de n parâmetros a serem estimados, H é uma matriz $m \times n$ que relaciona as medidas aos parâmetros e v é um vetor dos erros de observação de dimensão m . A seguir descrevem-se várias metodologias para implementação do algoritmo.

5.1 Solução Convencional

Nessa seção apresentamos a solução convencional para um problema de mínimos quadrados. A solução da equação 5.1 é escolhida de maneira a minimizar o funcional J , que consiste na somatória dos erros de observação quadráticos:

$$J = \|y - Hx\|^2 = \sum_{j=1}^m v^2(j) = v^t v \quad (5.2)$$

onde $\| \cdot \|$ é a norma euclidiana do vetor, isto é:

$$J = (y - Hx)'(y - Hx) \quad (5.3)$$

onde $'$ representa a transposição do vetor ou matriz em questão e $v(j)$ representa a j -ésima componente do vetor v .

Minimizando o funcional J , encontra-se a solução. Assim:

$$\frac{\partial J}{\partial x} = 0 \quad (5.4)$$

$$\frac{\partial J}{\partial x} = tr\{(-H\partial x)'(y - Hx) + (y - Hx)'(-H\partial x)\} = 0 \quad (5.5)$$

$$-tr\{(H\partial x)'(y - Hx) + (y - Hx)'(H\partial x)\} = 0 \quad (5.6)$$

$$-tr\{(y - Hx)'H\partial x + (y - Hx)'H\partial x\} = 0 \quad (5.7)$$

$$(y - Hx)'H = 0 \quad (5.8)$$

$$H'(y - Hx) = 0 \quad (5.9)$$

$$H'y - H'Hx = 0 \quad (5.10)$$

$$H'y = H'Hx \quad (5.11)$$

onde $tr(\bullet)$ é o traço da matriz \bullet .

Se $m > n$ e H tem posto n , então $H'H$ é não singular, de modo que a solução é única:

$$x = (H'H)^{-1} H'y \quad (5.12)$$

onde $P = (H'H)^{-1}$ é a covariância do erro na estimativa. No caso de haver informação estatística a priori, \hat{x}_o (estado) e P_o (covariância), a equação normal torna-se:

$$(P_o^{-1} + H'H)x = P_o^{-1}\hat{x}_o + H'y \quad (5.13)$$

Assim a solução é:

$$\hat{x} = (P_o^{-1} + H^t H)^{-1} (P_o^{-1} \hat{x}_o + H^t y) \quad (5.14)$$

Neste caso a covariância do erro é dada por:

$$P = (P_o^{-1} + H^t H)^{-1} \quad (5.15)$$

Além disso, no caso do funcional ser a norma euclidiana ponderada por uma matriz de peso W , em conjunto com a informação a priori, i.e.:

$$J = \|y - Hx\|_W^2 + \|\hat{x}_o - x\|_{P_o^{-1}}^2 = (y - Hx)^t W (y - Hx) + (\hat{x}_o - x)^t P_o^{-1} (\hat{x}_o - x) \quad (5.16)$$

a minimização da função custo produz:

$$\hat{x} = P (P_o^{-1} \hat{x}_o + H^t W y) \quad (5.17)$$

$$P = (P_o^{-1} + H^t W H)^{-1} \quad (5.18)$$

onde \hat{x} é a estimativa final e P a matriz de covariância do erro. A matriz de pesos é comumente a inversa da matriz de covariância dos erros de observação.

Para a estimação dos parâmetros que expressam os desvios na órbita e atitude de um satélite por meio das coordenadas dos pontos de controle foi usada a solução convencional com informação a priori, considerando uma matriz W de pesos. A seguir são apresentados outros tipos de solução para o método de Mínimos Quadrados que são encontradas na literatura.

5.2 Solução Através de Transformações Ortogonais

Para a solução da equação (5.11) deve-se inverter uma matriz $n \times n$, sendo essas inversões uma fonte potencial de erros numéricos, principalmente quando a matriz é quase singular. No entanto, a literatura apresenta diversos trabalhos que visam melhorar o desempenho numérico do método de resolução. Dentre os mais citados estão:

- Decomposição de Cholesky
- Transformação de Householder
- Transformação modificada de Gram-Schmidt
- Rotações de Givens

A decomposição de Cholesky consiste em fatorar uma matriz R da seguinte forma:

$$R = SS^t \quad (5.19)$$

onde S é uma matriz triangular e é chamada de matriz raiz quadrada de R . Para aplicação do método é necessário que R seja definida positiva. Como a inversão de uma matriz triangular é trivial, a solução para o mínimos quadrados é dada por:

$$R = H^t H = SS^t \quad (5.20)$$

com S obtido via decomposição de Cholesky,

$$(SS^t)\hat{x} = H^t y \quad (5.21)$$

$$\hat{x} = (SS^t)^{-1} H^t y, \text{ ou} \quad (5.22)$$

$$\hat{x} = (S^{-t} S^{-1}) H^t y \quad (5.23)$$

Uma abordagem bastante usada para resolução de problemas de mínimos quadrados é através de técnicas de triangularização de matrizes. Uma vez obtida a triangularização da matriz H , o problema de mínimos quadrados é imediatamente resolvido.

Dado $J = \|y - Hx\|^2$, onde H é $m \times n$, com $m \geq n$. Seja T uma matriz $m \times m$ ortogonal.

Como a multiplicação por matrizes ortogonais não altera a norma, pode-se escrever:

$$J = \|T(y - Hx)\|^2 = \|Ty - THx\|^2 \quad (5.24)$$

Seja, em particular, T a transformação que triangulariza H :

$$TH = \begin{bmatrix} H_1 \\ \Lambda \\ 0 \end{bmatrix} \begin{matrix} \leftarrow n \times n \\ \\ \leftarrow (m-n) \times n \end{matrix} \quad (5.25)$$

onde H_1 é triangular superior. É fácil notar que:

$$J = \|y_1 - H_1 x\|^2 + \|y_2\|^2 \quad (5.26)$$

e J é mínimo para:

$$H_1 x = y_1 \quad (5.27)$$

e cujo mínimo vale $J = \|y_2\|^2$. A solução, se obtida pelo desenvolvimento descrito, é a solução de mínimos quadrados. Nota-se que na equação 5.27, a solução $\hat{x} = H_1^{-1} y_1$ não necessita da inversa explícita de H_1 , pois esta é triangular superior. A solução \hat{x} é obtida trivialmente por substituição regressiva.

Um método eficiente para a triangularização é a transformação de Householder. A triangularização é feita por meio de transformações ortogonais e é baseada em reflexões de vetores em planos convenientes.

Outro método de triangularização de matrizes por meio de transformações ortogonais é a transformação de Gram-Schmidt. Atualmente utiliza-se o algoritmo modificado de Gram-Schmidt que por ser numericamente superior ao algoritmo clássico requer menor capacidade de armazenamento. A precisão também se tem mostrado comparável às transformações de Givens e Householder. A solução de mínimos quadrados é análoga ao caso da transformação de Householder.

A rotação de Givens introduz elementos nulos na matriz de forma seletiva, nas posições desejadas. Portanto, uma matriz ortogonal T , que triangulariza H , sempre pode ser formada por uma seqüência de rotações de Givens convenientes. Neste caso as medidas são também processadas uma a uma e a cada vez a correspondente matriz coluna H sofre a transformação ortogonal. Ao final obtém-se a solução de mínimos quadrados

após o processamento do total de medidas (Montenbruck e Gill, 2000). A necessidade de armazenamento é consideravelmente menor que a transformação ortogonal via Householder, e ainda mantém excelentes propriedades de robustez numérica.

Para a resolução de problemas de mínimos quadrados convencional, o melhor método é o de Householder, por obter “zeros” em grande quantidade durante o processo de triangularização, sendo mais econômico que o método de Gram-Schmidt ou as rotações de Givens, embora todos apresentem precisões equivalentes. Para problemas envolvendo mínimos quadrados recursivo as rotações de Given se tornam mais vantajosas, pois não há necessidade do armazenamento de grandes matrizes, tornando assim mais competitivos em problemas com grande quantidade de medidas. Observa-se também que a decomposição de Cholesky perde precisão na montagem da matriz da equação normal a ser decomposta, apesar da decomposição em si ser bastante precisa.

5.3 Solução Recursiva na Forma de Kalman

As equações normais do estimador de mínimos quadrados podem ser implementadas numa forma recursiva. Em Montenbruck e Gill (2000) e Bierman e Thornton (1977) encontramos as demonstrações de que as equações normais são algebricamente equivalentes a:

$$K_i = P_o^{i-1} H_i^t (W_i^{-1} + H_i P_o^{i-1} H_i^t)^{-1} \quad (5.28)$$

$$\hat{x}_o^i = \hat{x}_o^{i-1} + K_i (y_i - H_i \hat{x}_o^{i-1}) \quad (5.29)$$

$$P_o^i = (I - K_i H_i) P_o^{i-1} \quad (5.30)$$

onde i representa o processamento do i -ésimo conjunto de medidas, W é a matriz de peso geralmente composta dos desvios-padrão das medidas, K é usualmente denominado ganho de Kalman. Em termos estatísticos, se a hipótese de não correlação entre as medidas tomadas for assumida, a matriz W será diagonal e pode-se processar uma única medida de cada vez. Neste caso, a inversão matricial existente na equação

para cálculo do ganho de Kalman é a de um valor escalar e i representa uma mediada. Notar que a resolução das equações normais requer a inversão de uma matriz $n \times n$.

Na implementação em computador a forma de Kalman apresenta problemas de estabilidade computacional devido ao comprimento finito do tamanho da palavra usada nos cálculos. Desta forma são propostos outros algoritmos também de maneira recursiva.

5.4 Solução Recursiva por Fatorização

Outra abordagem aplicada com sucesso é o filtro de fatorização UD ou, simplesmente, filtro UD . Neste método, a matriz de covariância P é fatorada em:

$$P = UDU' \quad (5.31)$$

onde U é triangular superior unitária (na sua diagonal) e D é uma matriz diagonal. Esta fatoração pode ser encarada como equivalente a fatoração de raiz quadrada que proporciona vantagens de estabilidade numérica em algoritmos similares. Outra vantagem é a não-necessidade de operações aritméticas de raiz quadrada que sobrecarregam o tempo de processamento em relação as quatro operações fundamentais. Estas características tornam o uso deste método ideal para utilização recursiva e em computadores com capacidade limitada de operações e com poucos dígitos significativos.

5.5 Algoritmo de Mínimos Quadrados Aplicado ao Problema

Do modelo de medidas temos a equação de observação $\mathcal{Y} = H\mathcal{A}$, que representa a informação de um ponto de controle num dado instante. Porém para estimar os desvios de posição e atitude precisamos de um conjunto com k pontos de controle. Assim, há necessidade de expandir \mathcal{Y} para os k pontos de controle, formando um vetor com desvios nas coordenadas dos k pontos de controle. Esse novo vetor será chamado de \mathcal{Z} . Assim, para os k pontos de controle, temos:

$$\overset{p}{Z} = \begin{bmatrix} \Delta I_1 \\ \Delta f_1 \\ \Delta I_2 \\ \Delta f_2 \\ \vdots \\ M \\ \vdots \\ \Delta I_k \\ \Delta f_k \end{bmatrix} \quad (5.32)$$

onde ΔI_i e Δf_i , com $i = 1, 2, \dots, k$, são os desvios na longitude e latitude, respectivamente. Assim:

$$\overset{p}{Z} = H \Psi \overset{p}{x} \quad (5.33)$$

Fazendo $B = H \Psi$, em cada instante, teremos $\overset{p}{Z} = B \overset{p}{x}$.

Acrescentando um ruído gaussiano para representar as incertezas dos pontos de controle, teremos:

$$\overset{p}{Z} = B \overset{p}{x} + V \quad (5.34)$$

O ruído V define uma matriz de covariância W , que dá a idéia dos erros nas medidas dos pontos de controle.

Aplicando o método dos mínimos quadrados, ou seja, minimizando o funcional

$$J = (\overset{p}{Z} - B \overset{p}{x}) W^{-1} (\overset{p}{Z} - B \overset{p}{x})^t \quad (5.35)$$

obtêm-se

$$\overset{p}{x} = (B^t W^{-1} B)^{-1} B^t W^{-1} \overset{p}{Z} \quad (5.36)$$

onde $P = (B^t W^{-1} B)^{-1}$ é a matriz de covariância do erro.

Adicionando a informação a priori, $\overset{p}{x}_o$ (estado) e P_o (covariância), a equação (5.36) será:

$$\hat{\beta} = (P_o^{-1} + B'W^{-1}B)^{-1}(P_o^{-1}\beta_o + B'W^{-1}Z) \quad (5.37)$$

onde $(P_o^{-1} + B'W^{-1}B)^{-1}$ é a matriz de covariância do erro.

CAPÍTULO 6

IMPLEMENTAÇÃO COMPUTACIONAL

Para que o procedimento de estimação dos desvios de órbita e atitude fosse realizado, foi desenvolvido um programa computacional, em linguagem Matlab, para estimar os parâmetros que representam esses desvios. Numa primeira versão foi desenvolvido um programa que calculava os parâmetros usando matrizes de derivadas parciais calculadas analiticamente, porém, essa primeira versão não apresentou bons resultados. Assim, foram desenvolvidas novas versões em que foram usadas derivadas parciais calculadas numericamente, obtendo assim os resultados esperados. Foram desenvolvidas três versões: uma que estima apenas os desvios na órbita, a segunda estima os desvios na atitude e a terceira estima os desvios de órbita e atitude conjuntamente. Para todas as versões, os resíduos das medidas dos pontos de controle tiveram uma distribuição gaussiana com média zero, como esperado para um estimador de mínimos quadrados não tendencioso.

Entre as versões que usam derivadas numéricas a primeira estima parâmetros que representam os desvios na órbita, este programa tem as seguintes entradas:

- Os pontos de controle medidos.
- Os instantes em que cada ponto de controle foi obtido.
- A posição do satélite, em m, e sua velocidade, em m/s, para cada um desses instantes, no sistema inercial.
- O ângulo correspondente ao apontamento da câmera.

Após cada um dos passos representados pela Figura 6.1 o programa fornece as seguintes saídas:

- Coeficientes de uma função polinomial que representa os desvios na posição do satélite, no sistema inercial.

Nas outras versões as entradas são as mesmas usadas na versão anterior. Na segunda versão as saídas são os doze coeficientes dos polinômios que representam os desvios na atitude. Já na terceira versão, temos como saídas vinte e quatro coeficientes, doze correspondentes aos desvios da órbita e os outros relativos aos desvios na atitude. As Figuras 6.1, 6.2 e 6.3 mostram como cada programa foi construído.

6.1 Derivadas Parciais Numéricas

Para a implementação do programa, que gerou os resultados mostrados no trabalho, foram usadas derivadas numéricas de funções que relacionavam as coordenadas da órbita e atitude, com coordenadas geodésicas de latitude e longitude, sendo a coordenada de altitude irrelevante, já que no trabalho com imagens temos apenas duas dimensões. Assim, o método que será implementado transforma os desvios das coordenadas do sistema inercial para o sistema geodésico terrestre.

No primeiro caso, a estimação dos desvios da órbita, a função a ser derivada tem como entrada o vetor posição do satélite, no sistema inercial. Após as devidas transformações, que já foram descritas anteriormente, obtém-se o vetor de coordenadas geodésicas. Em seguida aplica-se um pequeno ruído (\mathbf{e}) em cada uma das componentes do vetor posição, uma de cada vez, obtendo-se após as transformações o vetor de coordenadas geodésicas com ruído. As diferenças entre as coordenadas geodésicas com e sem ruído, divididas por \mathbf{e} , formam a matriz de medidas. Desprezam-se as componentes relativas a altitude. Em notação genérica:

$$\frac{\partial f(x)}{\partial x} = \lim_{\Delta x \rightarrow 0} \frac{f(x + \Delta x) - f(x)}{\Delta x} \cong \frac{f(x + \Delta x) - f(x)}{\Delta x} \quad (6.1)$$

onde os $\mathbf{Dx} = \mathbf{e}$ foram ajustados através de tentativas sistemáticas aplicadas ao banco de dados. Para as derivadas numéricas de órbita $\mathbf{e} = 0,1\text{m}$ foi suficiente para um bom desempenho do estimador de mínimos quadrados.

No caso da estimação da atitude, a função a ser derivada transforma os desvios nas coordenadas de atitude, rolamento, arfagem e guinada, em desvios no sistema geodésico, latitude e longitude. Da mesma forma que no caso anterior são usadas transformações já descritas anteriormente. Também foram adicionados pequenos ruídos em cada uma das componentes de atitude, obtendo após as transformações, as coordenadas geodésicas com ruído. As diferenças entre as coordenadas geodésicas com e sem ruído, divididas pelos pequenos ruídos, formam a matriz de derivadas parciais usada na estimação dos parâmetros. Da mesma forma, as componentes relativas a altitude são irrelevantes. Para as derivadas numéricas de atitude $e = 0,001$ rad foi adotado e produziu um bom desempenho do procedimento.

No caso da estimação conjunta dos coeficientes que representam a órbita e atitude, as duas matrizes de derivadas descritas acima são calculadas conjuntamente.

6.2 Simulador de Pontos de Controle

Como descrito acima o estimador necessita de alguns dados de entrada que no presente estudo são fornecidos por um simulador de pontos de controle. O simulador foi desenvolvido na DMC (Divisão de Mecânica Espacial e Controle), em linguagem Fortran, e fornece um conjunto de n pontos de controle sorteados aleatoriamente, formando uma distribuição uniforme na imagem (aproximadamente 6000x6000 pixels). Para cada ponto de controle, definidos pela latitude e longitude geodésicas, são dados o tempo em que o ponto foi formado, o ângulo de abertura da câmera correspondente aquele pixel, a posição e velocidade do satélite.

O simulador permite que se adicione erros nas coordenadas de posição e velocidade da órbita, dadas em m e m/s, respectivamente, no sistema inercial; e na atitude e suas derivadas, que estão no sistema fixo no corpo (rolamento, arfagem e guinada). Com isso, é possível verificar em que situações temos uma maior influência destes erros nas distorções das imagens do satélite. Dessa forma, tanto erros iniciais aleatórios como erros sistemáticos podem ser simulados na órbita e atitude do instrumento imageador.

O simulador fornece os pontos de controle a partir dos dados de entrada listados abaixo:

- Instantes de início e fim da obtenção da imagem. Estes são dados por ano, mês, dia, hora, minutos, segundos, GMT.
- Quantidade de pontos de controle.
- Abertura total da câmera de imageamento (graus).
- Quantidade de pixels por linha.
- Tempo de formação de cada linha.
- Desvio padrão do erro inicial em atitude, em coordenadas fixas no corpo (rolamento, arfagem, guinada), em graus.
- Desvio padrão da deriva na taxa de rolamento, arfagem, guinada, em graus/s.
- Desvio padrão do erro inicial na órbita no sistema inercial, em m.
- Desvio padrão do erro na velocidade orbital no sistema inercial, em m/s.

Faz-se necessário ainda o uso de um propagador de órbita. Para o desenvolvimento deste simulador foi usado um propagador de órbita baseado no modelo do NORAD (Hoots e Roehrich, 1980) que usa as efemérides do tipo "Two-Lines", codificado em linguagem Fortran, para modelar a órbita do satélite CBERS-2.

As órbitas do tipo "Two-Lines" são representadas por um código que fornece os elementos orbitais de um satélite num certo instante e as perturbações que afetam a órbita. Com estes dados é possível fazer previsões de posições futuras do satélite. Os elementos "Two-Lines" são compostos de 7 parâmetros e época.

- n : movimento médio
- e : excentricidade
- i : inclinação

- Ω : ascensão reta do nodo ascendente
- w : argumento do perigeu
- M : anomalia média
- B^* : coeficiente balístico modificado

Na Figura 6.1 é apresentado os elementos “Two-Lines” do satélite NOAA6.

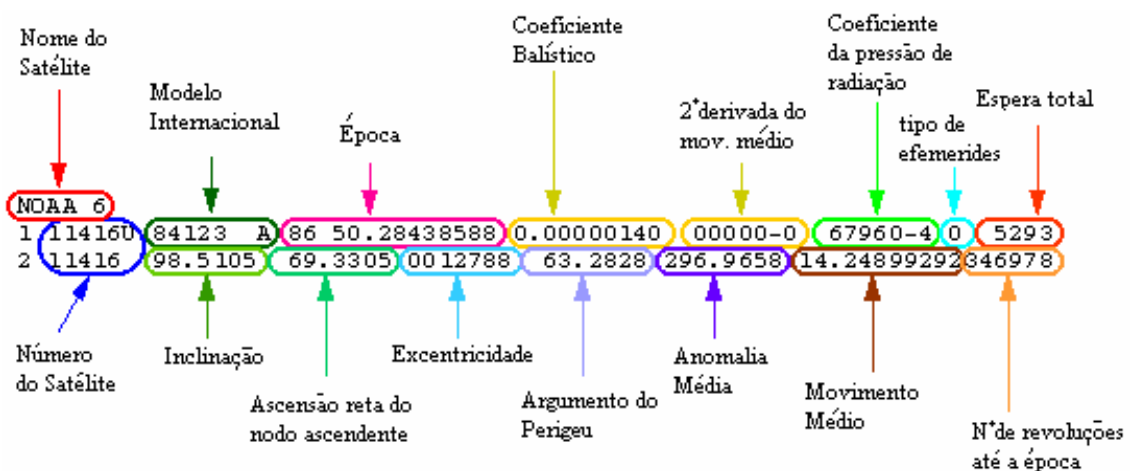


FIGURA 6.1 – Código com elementos orbitais do satélite NOAA6, modelo “Two-line”.
 FONTE: NASA / NORAD (2006).

Devido a perturbações que afetam a órbita os elementos orbitais devem ser constantemente atualizados. São consideradas as perturbações orbitais devidas ao geopotencial, arrasto atmosférico, pressão de radiação solar e efeitos gravitacionais do Sol e da Lua.

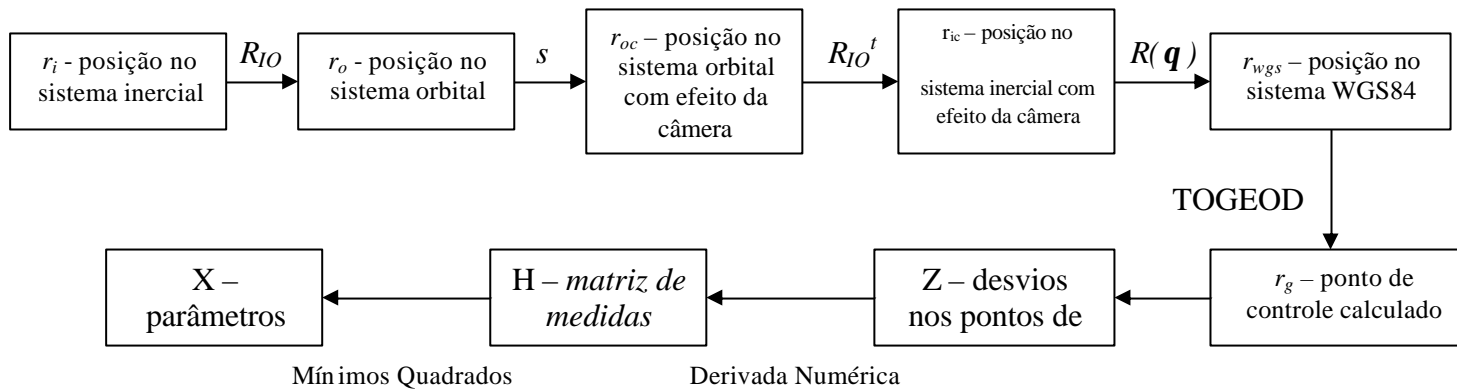


FIGURA 6.2 – Esquema para estimação dos desvios de órbita

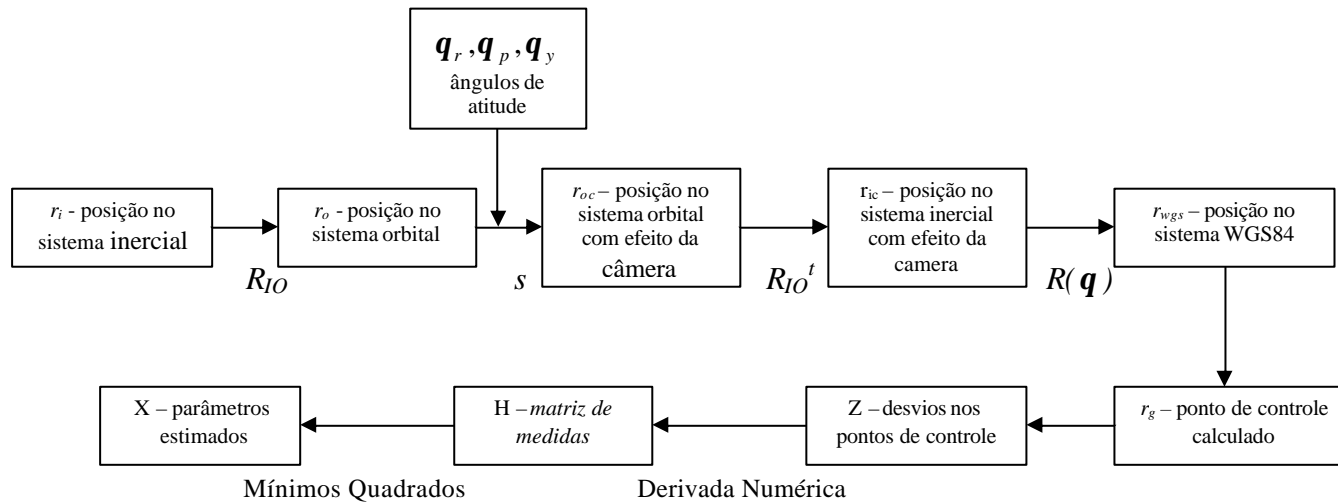


FIGURA 6.3 – Esquema para estimação dos desvios de atitude

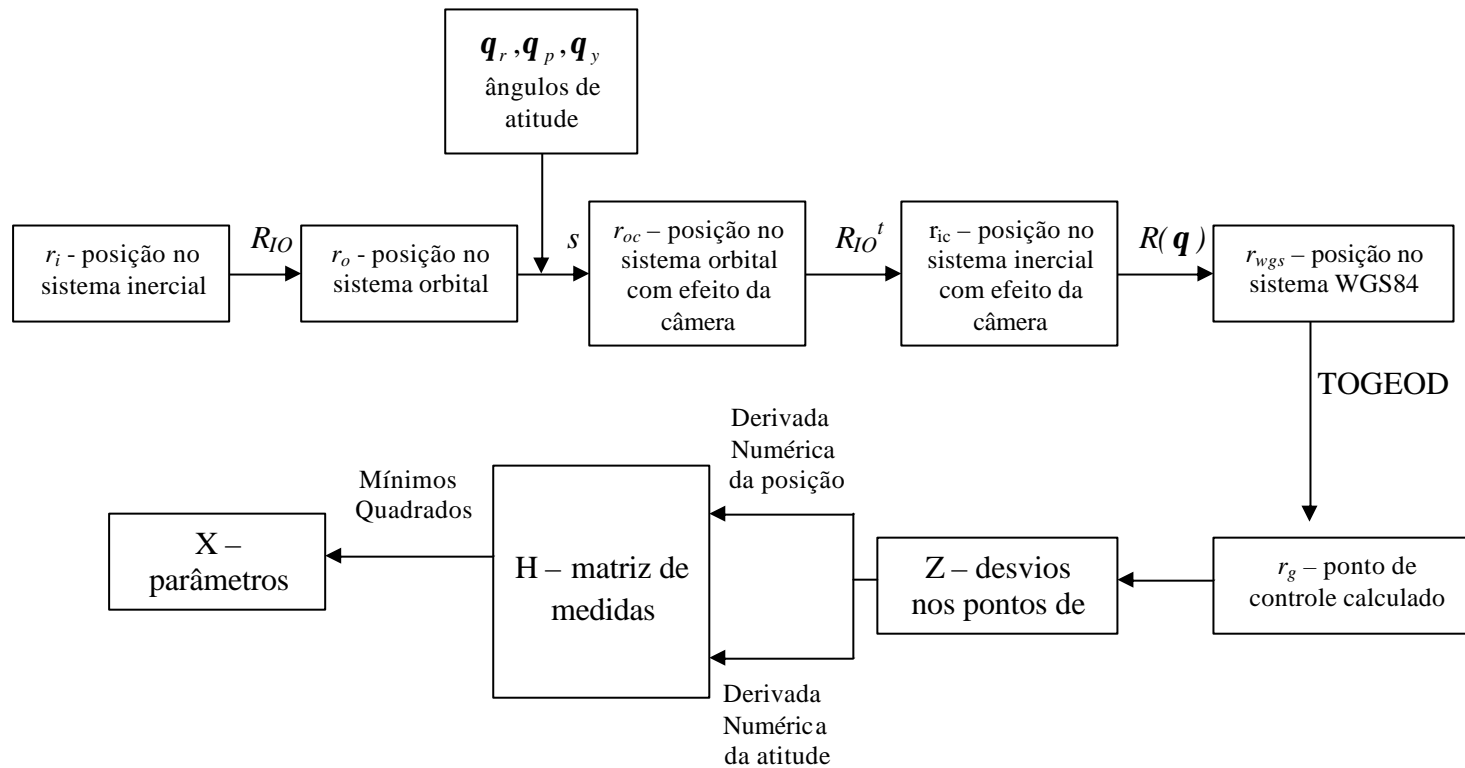


FIGURA 6.4 – Esquema para estimação dos desvios de órbita e atitude simultaneamente

CAPÍTULO 7

APRESENTAÇÃO DOS RESULTADOS

Para mostrar e analisar os resultados obtidos pelo método desenvolvido, em diversos tipos de situação e condição, foram simulados vários casos. Inicialmente foram propositalmente gerados erros nas componentes da posição, velocidade, atitude e derivas individualmente. Também foram simulados casos em que só foram colocados erros em uma ou duas componentes da posição ou atitude, como por exemplo, erros em z inercial, ou erros em x e y inercial. Em seguida foram simulados pontos de controle que continham erros combinados, como erros na posição e velocidade, erros na atitude e derivas e erros na posição e atitude. Em cada caso foram gerados pelo simulador 100 pontos de controle que foram usados nas estimações. No tipo de passagem orbital, simulado para a data de 2004/03/04 às 13:20 GMT, ou seja, baixa latitude sul e inclinação quase polar, o satélite CBERS-2 (ver Capítulo 1 para características orbitais) está a cerca de 45° oeste de Greenwich e aproximadamente o mesmo com relação ao sistema inercial (tempo sideral de $-2,6^\circ$). Assim sendo, as componentes x e y inercial têm aproximadamente a mesma magnitude e z é próximo de zero (cossenos diretores aproximados de 0,70; -0,67 e -0,04). Portanto, um erro adicionado na componente x se distribui na direção radial e na direção normal ao plano da órbita e em pouquíssimo grau na direção transversal. Para y valem as mesmas considerações. No caso de adição de erro em z inercial, o erro se distribui preferencialmente na direção transversal, ou seja, ao longo da trajetória da órbita (transversal). Abaixo são apresentados todos os casos simulados.

- Caso 01: sem erros.
- Caso 02: erros na posição (x , y , z) no sistema inercial.
- Caso 03: erro na componente (x) de posição.
- Caso 04: erro na componente (y) de posição.
- Caso 05: erro na componente (z) de posição.
- Caso 06: erros nas componentes (x,y) de posição.

- Caso 07: erros na velocidade (v_x , v_y , v_z) no sistema inercial.
- Caso 08: erros na posição e velocidade.
- Caso 09: erros na atitude (rolamento, arfagem, guinada).
- Caso 10: erro na componente (rolamento) de atitude.
- Caso 11: erro na componente (arfagem) de atitude.
- Caso 12: erro na componente (guinada) de atitude.
- Caso 13: erros na deriva da taxa de rolamento, arfagem e guinada.
- Caso 14: erros na atitude e deriva.
- Caso 15: erros simultâneos na posição e atitude.

Para cada caso apresentado acima são estimados os desvios na órbita e atitude. Para os desvios na posição são calculadas as diferenças entre os desvios simulados e os estimados, no sistema inercial. Em seguida essas diferenças são transformadas para o sistema orbital (dr , dn , dt), onde dr é diferença entre o desvio simulado e o estimado na direção radial; dn é a diferença entre o desvio simulado e o estimado na direção normal à órbita; e dt é a diferença entre o desvio simulado e o estimado na direção transversal. Para os desvios nos ângulos de atitude são calculadas as diferenças entre os desvios de atitude simulados e os desvios estimados, $dtetax$, $dtetay$, $dtetaz$, que correspondem respectivamente aos ângulos de rolamento, arfagem, guinada.

No caso em que não foram adicionados erros nem na órbita nem na atitude os resultados são apresentados na Tabela 7.1:

TABELA 7.1 – Resultados obtidos no caso sem erros.

sx	sy	sz	stetax	stetay	stetaz	dr		dn		dt		dtetax	dtetay	dtetaz
						Mín	máx	mín	máx	Mín	máx			
0	0	0	0	0	0	1,4E-02	4,2E-02	2,1E-04	5,6E-04	-4,1E-04	-1,6E-04	4,3E-07	-8,6E-07	1,6E-05

onde s_x , s_y e s_z são os desvios padrões do erro inicial na órbita no sistema inercial, respectivamente em x , y , z , em metros; $stetax$, $stetay$ e $stetaz$ são os desvios-padrões dos erros iniciais em atitude, respectivamente em, rolamento, arfagem e guinada, em graus; dr , dn e dt são as diferenças entre os desvios de posição simulados e os estimados, em coordenadas orbitais (radial, normal, transversal), em metros; $dtetax$, $dtetay$ e $dtetaz$ são

as diferenças entre os desvios de atitude simulados e estimados, respectivamente em rolamento, arfagem e guinada, em graus.

Como mostra a Tabela 7.1 quando não são colocados erros, os desvios na órbita e na atitude, estimados pelo procedimento ficam bem próximos de zero, como era esperado. Este caso qualifica o método para condições ideais.

7.1 Casos com Erros nas Coordenadas de Posição

Para os casos apresentados nessa seção foram adicionados erros nas componentes de posição. A Tabela 7.2 apresenta os desvios-padrão dos erros adicionados em cada caso e as diferenças entre os desvios de posição simulados e os estimados no sistema orbital.

TABELA 7.2 – Resultados obtidos nos casos com ruídos na posição.

Caso	sx	sy	sz	Dr		Dn		dt	
				mínimo	máximo	Mínimo	máximo	mínimo	máximo
2	100	100	100	-66,56	-56,49	-10,00	-9,98	-17,86	-16,76
3	100	0	0	-41,77	-35,47	-46,51	-46,50	-9,88	-9,19
4	0	100	0	-25,15	-21,51	34,79	34,80	3,47	3,88
5	0	0	100	0,36	0,52	1,72	1,72	-11,45	-11,45
6	100	100	0	-66,91	-56,95	-11,72	-11,70	-6,42	-5,31

Os resultados obtidos mostram que o erro adicionado nas coordenadas de posição é o que gera um maior erro na estimativa do desvio. Um erro de 100 m na posição, no sistema inercial, gera um erro na estimativa do desvio entre 60 m e 70 m na posição no sistema orbital. Se compararmos os três desvios estimados, o desvio na direção radial é o mais afetado, ou seja, apresentou maior erro do estimador.

Ao adicionar um erro em uma das três componentes de posição, os desvios diminuem, tendo os resultados comportamentos diferentes em cada caso. No caso em que há erros somente em x, são obtidas as maiores diferenças nas direções radial e normal. Isso também acontece no caso em que há erros em y, mas aqui as diferenças diminuem um pouco, o que mostra que o erro em x distorce mais os resultados. Para o caso em que o erro é colocado em z, as diferenças ficam pequenas para as direções radial e normal, afetando aqui a direção transversal. Nota-se que o desvio radial é o mais impreciso, nas

várias situações expostas, significando que é a componente menos observada quando se usa a estratégia de pontos de controle em solo para estimar desvios orbitais.

Com isso, podemos concluir que os erros nas direções x e y, para um satélite típico de sensoriamento remoto como o CBERS, com órbita quase polar, cruzando o Brasil na descendente, em latitudes situadas entre o Equador e o extremo sul brasileiro, são as que mais provocam distorções nas imagens obtidas pelos satélites. A componente radial é a que apresentou os maiores erros do método. Nota-se que os pontos de controle fornecem informação no plano (longitude e latitude), e portanto logicamente as componentes normal e transversal são melhores observadas, neste tipo de geometria. A componente radial é portanto a mais passível de fornecer erros maiores, devido a menor observabilidade fornecida pelas medidas utilizadas (pontos de controle).

7.2 Casos com Erros na Velocidade

Apresenta-se nessa seção o caso em que foram adicionados erros apenas nas componentes de velocidade e o caso em que foram combinados erros na posição e velocidade.

TABELA 7.3 – Resultados obtidos nos casos com ruídos na velocidade e combinados na posição e velocidade.

Caso	sx	sy	sz	svx	svy	svz	Dr		dn		dt	
							mín	máx	mín	máx	mín	máx
7	0	0	0	0.01	0.01	0.01	-0,201	-0,002	-0,124	-0,001	0,002	1,116
8	100	100	100	0.01	0.01	0.01	-66,578	-56,710	-10,122	-9,982	-16,761	-16,747

onde svx, svy e svz são os desvios padrões do erro na velocidade orbital, respectivamente, em vx, vy, vz, no sistema inercial, em m/s. Os desvios de 0,01m/s são típicos de erros provenientes de determinação de órbita.

Analisando os resultados obtidos nas estimações para esses dois casos, nota-se que os erros na velocidade pouco influenciam os desvios de posição, já que neste caso os desvios na posição são muito pequenos. Os erros em velocidade adotados são típicos das obtidas pelo software de determinação de órbita do centro de controle. Como o

intervalo envolvido é pequeno (17s para formação de uma imagem), o erro acumulado em posição devido ao erro na velocidade tende a crescer lentamente.

E para o caso em que são combinados erros na posição e velocidade os desvios obtidos estão muito próximos dos obtidos no caso em que só eram adicionados ruídos na posição.

7.3 Casos com Erros na Atitude

Na Tabela 7.4 estão os resultados obtidos no caso em que foram adicionados erros somente nos ângulos de atitude. No primeiro caso foram adicionados ruídos ($^{\circ}$) nos três ângulos de atitude simultaneamente. Nos outros casos foram colocados ruídos em somente um ângulo dos ângulos de atitude.

TABELA 7.4 – Resultados obtidos nos casos com ruídos na atitude.

Caso	stetax	stetay	stetaz	dtetax	dtetay	dtetaz
9	0,1	0,1	0,1	-5,0722E-02	4,6835E-02	-2,6493E-02
10	0,1	0	0	-5,0722E-02	4,2897E-08	2,2076E-07
11	0	0,1	0	9,8424E-09	4,6835E-02	-1,7289E-07
12	0	0	0,1	-7,5259E-09	1,2023E-08	-2,6492E-02

Como mostra a Tabela 7.4 para os casos em que são adicionados ruídos nos ângulos de atitude, as diferenças entre os desvios de atitude simulados e os desvios estimados são aproximadamente iguais a zero. Assim, conclui-se que na estimação dos desvios de atitude obtemos uma melhor precisão, comparado com os resultados obtidos para o caso com ruídos na posição.

7.4 Casos com Erros nas Derivas dos Ângulos de Atitude

Nesta seção são apresentados os resultados obtidos considerando os erros nas derivas ($^{\circ}/s$) dos ângulos de atitude. No primeiro caso da Tabela 7.5 foram adicionados ruídos somente nessas derivas. No segundo caso foram adicionados erros nas derivas e nos ângulos de atitude.

TABELA 7.5 – Resultados obtidos nos casos com ruídos nas derivas dos ângulos de atitude.

Caso	stetax	stetay	stetaz	sdtetax	sdtetay	sdtetaz	dtetax	dtetay	dtetaz
13	0	0	0	0,0001	0,0001	0,0001	-2,8920E-06	1,2167E-06	1,5322E-05
14	0,1	0,1	0,1	0,0001	0,0001	0,0001	-5,0720E-02	4,6833E-02	-2,6497E-02

onde sdtetax, sdtetay e sdtetaz são os desvios-padrões das derivas na taxa de rolamento, arfagem e guinada, em grau/s.

Da mesma forma, como o intervalo envolvido é pequeno (17s), o erro acumulado em atitude devido ao erro na velocidade angular (deriva) cresce lentamente. Assim como ocorreu com os ruídos adicionados na velocidade orbital, os ruídos nas derivas de atitude não influenciam nos erros da estimação dos desvios de atitude. Se compararmos os resultados do caso 13, em que foi adicionado somente ruído nas derivas, e do caso 14, em que foram colocados ruídos nas derivas e na atitude, veremos que estes estão muito próximos. Assim, podemos concluir que os erros nas derivas tem pequena influência nas distorções das imagens, como ocorre com os ruídos na velocidade.

7.5 Casos com Erros na Posição e Atitude

São apresentados nessa seção os resultados obtidos na estimação quando colocados ruídos na posição e atitude conjuntamente. Os resultados são apresentados na Tabela 7.6.

TABELA 7.6 – Resultados obtidos nos casos com ruídos combinados na posição e atitude.

sx	sy	sz	stetax	stetay	stetaz	dr		dn		dt		dtetax	dtetay	dtetaz
						mín	máx	mín	máx	mín	máx			
100	100	100	0,1	0,1	0,1	-66,60	-56,55	-10,13	-10,08	-17,90	-16,80	-5,07E-02	4,68E-02	-2,65E-02

Quando combinados os ruídos na posição e atitude os resultados confirmam o que já foi observado nos casos em que foram colocados ruídos separados. Os desvios obtidos na direção radial são bem maiores que nas outras direções, confirmando ser a componente menos observável. E para os desvios de atitude continuamos com uma boa precisão. Isso nos leva a concluir que os erros na posição causam distorções no processamento das imagens, que são mais facilmente detectáveis pelo método proposto.

7.6 Resíduos dos Pontos de Controle

A Figura 7.1 mostra a distribuição na grade de uma imagem do conjunto dos pontos de controle que foram simulados. Os pontos mostram uma distribuição uniforme em seu espalhamento, fornecendo condições ideais para avaliação do procedimento proposto para estimação dos erros orbitais e de atitude.

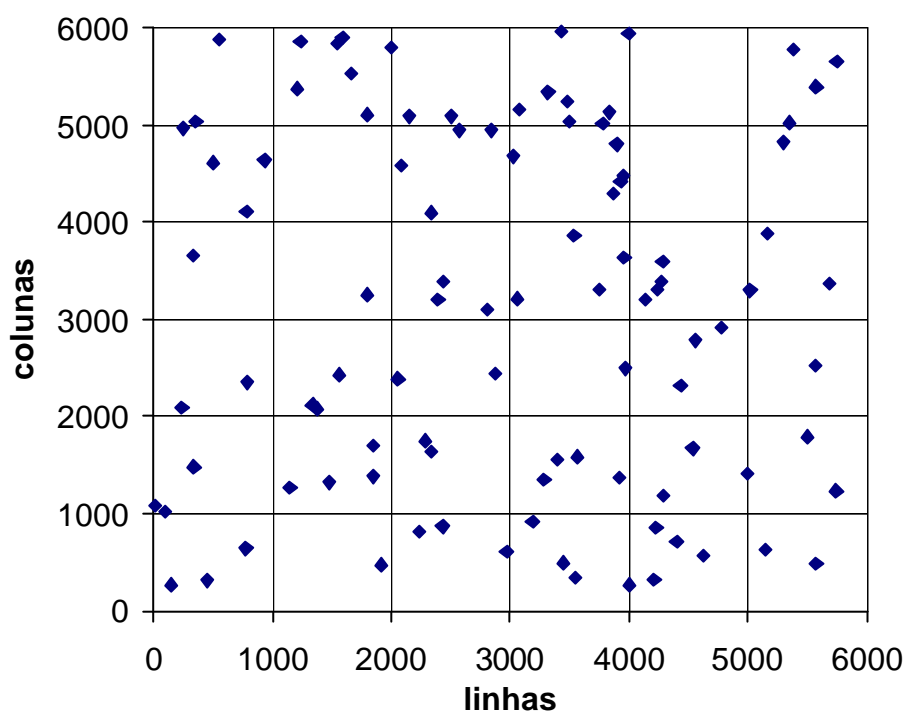


FIGURA 7.1 – Distribuição dos pontos de controle em uma imagem.

Estimadores não tendenciosos, como o algoritmo de Mínimos Quadrados, devem produzir como resultado resíduos não-tendenciosos. É interessante notar que o procedimento de Mínimos Quadrados não convergiu quando a técnica de considerar a informação a priori não foi incluída. A incerteza associada à informação a priori limitou o domínio de convergência do método, evitando sua divergência. Nos casos analisados, os resíduos finais nos pontos de controle (latitude e longitude) tiveram uma distribuição aleatória em torno do zero, como mostrado nos gráficos a seguir. Para cada caso foram calculados a média e o desvio padrão correspondentes aos resíduos na latitude e longitude dos pontos de controle. Para o caso sem ruído a média dos resíduos na latitude

é $3,19722\text{E-}13$ e o desvio padrão é $2,85295\text{E-}07$. Para os resíduos na longitude a média é $-2,03937\text{E-}11$ e o desvio padrão é $3,50421\text{E-}07$.

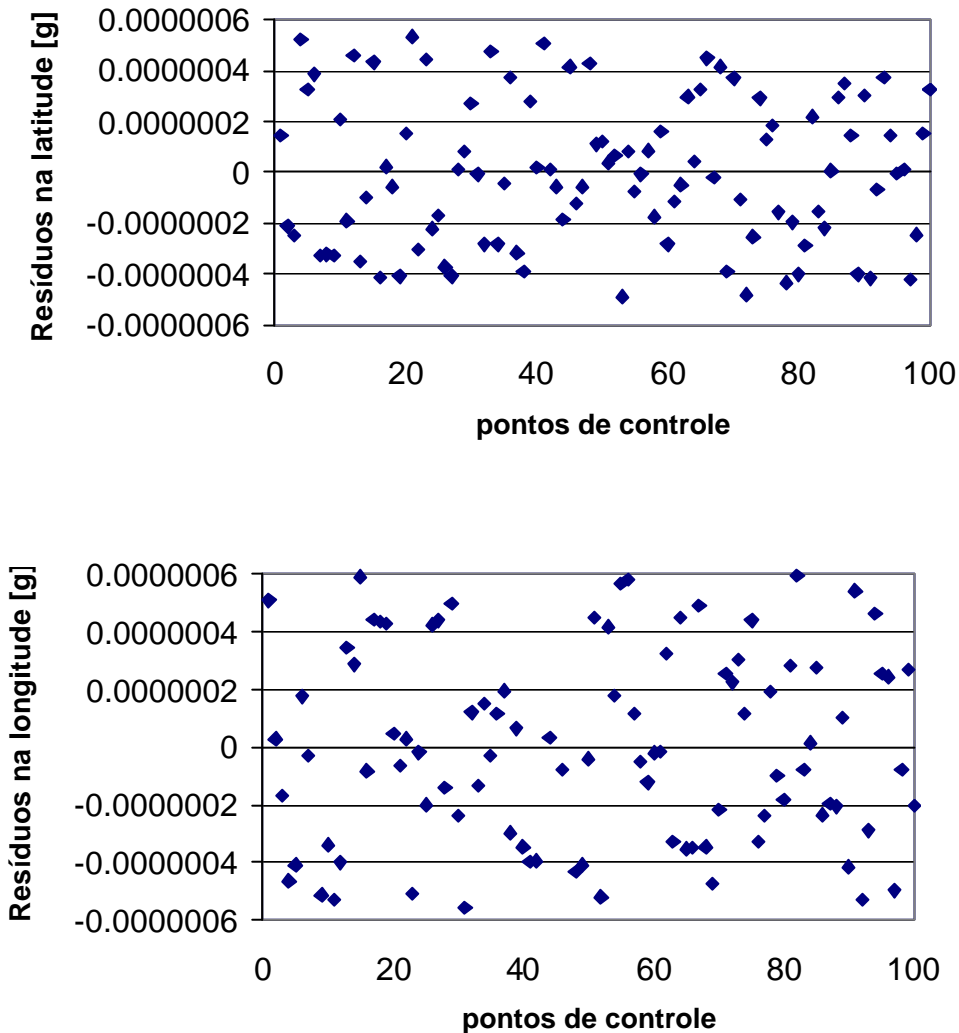


FIGURA 7.2 – Resíduos dos pontos de controle para o caso sem ruído

No caso em que os ruídos foram adicionados nas coordenadas de posição, os resíduos nos pontos de controle também ficam distribuídos em torno do zero. A média e o desvio padrão para os resíduos na latitude são, respectivamente, $-8,93681\text{E-}9$ e $4,55915\text{E-}6$. Para a longitude, a média e o desvio padrão são $6,78755\text{E-}9$ e $3,05049\text{E-}5$, respectivamente. A Figura 7.3 mostra os resíduos nos pontos de controle para este caso.

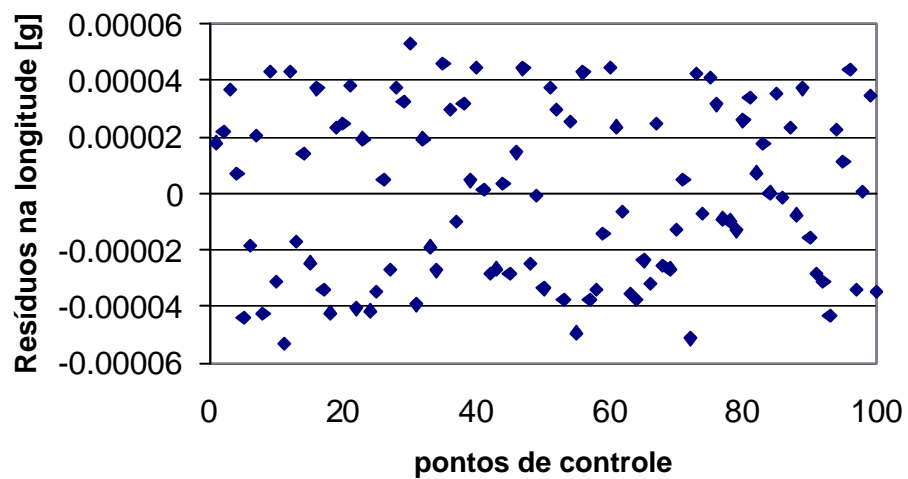
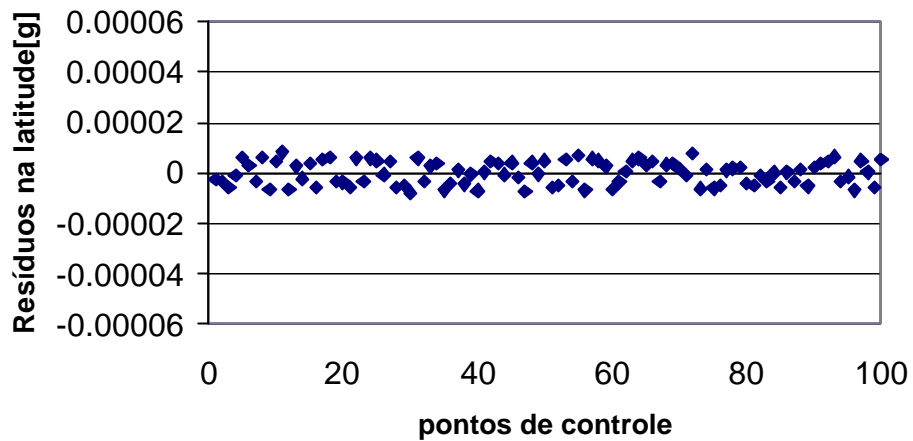


FIGURA 7.3 – Resíduos dos pontos de controle para o caso com ruído na posição.

Para os casos em que foram adicionados ruídos nos ângulos de atitude os resíduos dos pontos de controle também ficaram distribuídos em torno do zero. A Figura 7.4 mostra como esses resíduos ficaram distribuídos. Para os resíduos na latitude a média é $-1,47357\text{E-}11$ e o desvio padrão é $2,66071\text{E-}7$. Para os resíduos na longitude a média é $-1,01426\text{E-}11$ e o desvio padrão é $3,06465\text{E-}7$.

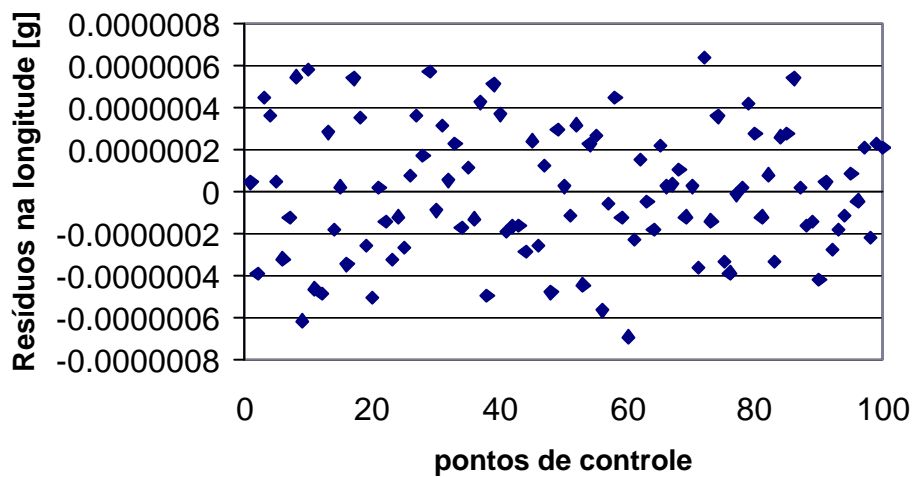
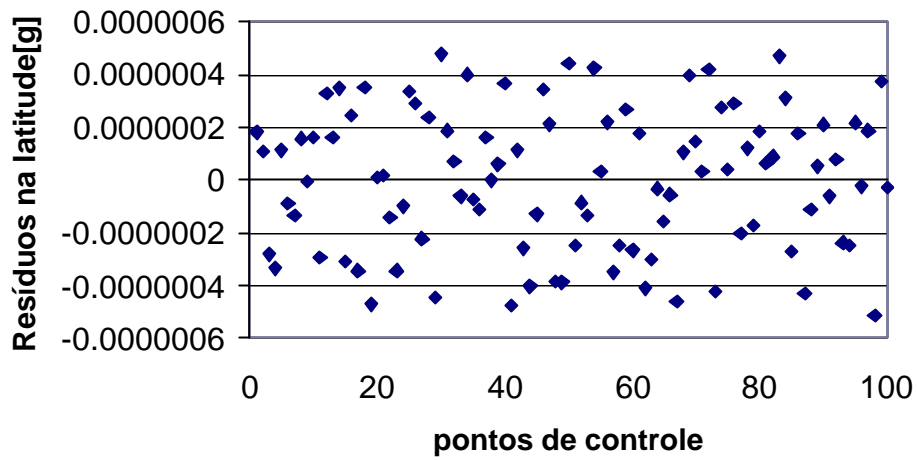


FIGURA 7.4 – Resíduos dos pontos de controle para o caso com ruído na atitude.

No caso em que foram combinados ruídos na posição e atitude os resíduos dos pontos de controle também tiveram uma distribuição em torno do zero. Os resíduos de latitude tiveram média igual a $2,44777\text{E-}9$ e desvio padrão igual a $4,54822\text{E-}6$. Para os resíduos na longitude a média é igual a $3,02555\text{E-}9$ e o desvio padrão é igual a $3,04301\text{E-}5$. A Figura 7.5 mostra os resíduos dos pontos de controle para este caso.

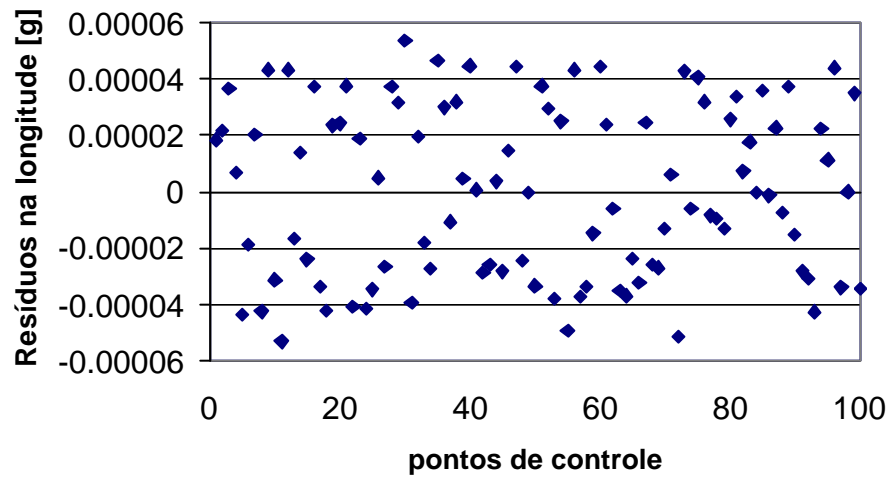
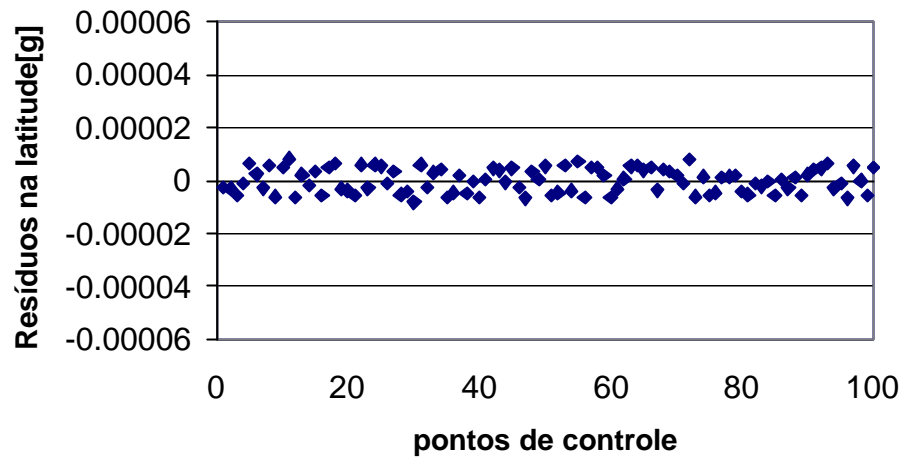


FIGURA 7.5 – Resíduos dos pontos de controle para o caso com ruído na posição e atitude.

CAPÍTULO 8

CONCLUSÃO

O objetivo deste trabalho foi estimar os desvios de órbita e atitude por meio de pontos de controle na imagem. Espera-se com isto facilitar o processamento das imagens de satélites, melhorando a precisão de suas imagens. Para realizar a estimação dos parâmetros, que expressam os desvios de órbita e atitude, foi usado o método de Mínimos Quadrados com informação a priori. A matriz de medidas relaciona as coordenadas dos pontos de controle, latitude e longitude, que estão no sistema geodésico, com as coordenadas de posição e atitude, que estão, respectivamente, no sistema inercial e no sistema fixo no corpo. As medidas dos pontos de controle foram obtidas por um simulador de pontos de controle, que gera pontos de controle de uma imagem distribuídos uniformemente.

Comparando os desvios obtidos na estimação com os desvios simulados, notou-se que a estimativa dos desvios dos ângulos de atitude convergiram melhor que os desvios de posição estimados. O procedimento reage melhor para estimar os erros de atitude. Os erros orbitais foram estimados, mas a componente radial, aproximadamente perpendicular ao plano dos pontos de controle, apresentou maior imprecisão, conforme esperado. Assim, pode-se concluir que o uso dos parâmetros estimados tende, em maior ou menor grau, a diminuir as distorções provocadas pelos desvios de órbita e atitude no processamento das imagens.

Neste trabalho os desvios de posição e atitude foram representados por funções polinomiais de ordem três, para cada coordenada. Assim, os parâmetros estimados pelo procedimento são os coeficientes desta função. Para dar continuidade a este trabalho poderão ser testados casos em que os desvios sejam representados por outras funções, como, Séries de Fourier ou Polinômios de Chebichev, que poderiam eventualmente se mostrar mais adequados para este problema.

Por outro lado, erros mais significativos, por exemplo erros de quilômetros na órbita ou erros de vários graus na atitude, poderiam ser inseridos, para mensurar o domínio de aplicação do procedimento proposto, ou verificar sua robustez.

Outra proposta será a de utilizar pontos de controle em menor quantidade, para verificar o nível de observabilidade do método. Naturalmente, pode-se também utilizar pontos de controle reais de uma dada imagem (vide Fig. 3.9), para verificar a melhoria no desempenho do sistema de processamento de imagens, bem como as dificuldades para sua operacionalização. Certamente, um trabalho futuro será a implementação de um sistema para obtenção automática de medidas dos pontos de controle a partir de imagens de satélites, usando técnicas de reconhecimento de padrões ou similares, para aplicação do procedimento proposto.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- Bierman, G. J. **Factorization methods for discrete sequential estimation**. New York: Academic Press, 1977.
- Bierman, G. J. Efficient time propagation of UD covariance factors. **IEEE Transactions on Automatic Control**. v. 26, n. 4, p. 890-894, Aug. 1981.
- Bierman, G. J.; Thornton, C. L. Numerical comparison of Kalman filter algorithms: Orbit determination case study. **Automatica**, v. 13, n. 1, p. 23-35, Jan. 1977.
- Bingfang, W.; Haiyan, L. A simplified method of accurate geometric correction for NOAA AVHRR 1B data. **International Journal Remote Sensing**. v. 18, n. 8, 1997.
- Bjorck, A. Solving least square problem by Gram-Schmidt orthogonalization. **BIT**. v. 7, n. 1, p. 1-21, 1967.
- Blancke, B.; Carr, J. L.; Diekmann, F. J. Real-time Software Image Navigation and Compensation for the Meteosat-5 Rotating Lens Anomaly. **Advances in the Astronautical Sciences**. v. 88, p. 173-188, 1995.
- Brouwer, D.; Clemence, G. M. **Methods of celestial mechanics**. New York: Academic, 1961.
- BRUM, A. G. V. **O uso da camera imageadora a bordo de satelites para determinacao de atitude**: simulacao computacional. 1999-07. 113 p. (INPE-7265-TDI/707). Tese (Doutorado em Mecânica Espacial e Controle) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, Sao Jose dos Campos. 1999. Disponível em: <<http://urlib.net/sid.inpe.br/deise/2000/02.28.08.09>>. Acesso em: 11 dez. 2007.
- Buiten, H. J.; Putten, B. Quality assessment of remote sensing image registration – analysis and testing of control point residuals. **Journal of Photogrammetry & Remote Sensing**. v. 52, p. 57-73, 1997.
- Businger, P.; Golub, G. H. Linear least square solution by Householder transformations. **Numerische Mathematik**. v. 7, n. 3, p. 269-276, May 1965.
- Crawford, P. S.; Scheidgen, P.; Harmann, O. **Landmark correction for polar orbits**. 2000. Disponível em: http://www.eumetsat.de/en/area2/proceedings/eump39/docs/3_20_crawford.pdf Acesso em: 07 out 2004.
- Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais / Divisão de Processamento de Imagens. <http://www.dpi.inpe.br/spring/portugues/index.html> . Acesso em: 22 set 2005.
- Geyling, F. T.; Westerman, H. R. **Introduction to orbital mechanics**. Reading: Addison Wesley, 349 p. 1971.
- Grodecki J.; Dial, G. Ikonos geometric accuracy validation. In: International Archives of Photogrammetry Remote Sensing Comissin, 4., FIEOS, 1., 2002, Denver. **Proceedings...** Denver: ISPRS, 2002.

- Goad, C. **Togeod: subroutine to calculate cartesian coordinates X,Y,Z given geodetic coordinates latitude, longitude (east) and height**. Columbus, Ohio: [s.n], 1987.
- Golub, G. H.; Van Loan, C. F. **Matriz computations**. Baltimore: MD, Johns Hopkins University, 1983.
- Hoots, F. R.; Roehrich, R. L. **Models for propagation of NORAD element sets**, Peterson AFB, CO, 1980, Spacetrack report 3.
- Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais. **CBERS – Satélite Sino-Brasileiro de Recursos Terrestres**. Disponível em: <http://www.cbbers.inpe.br/pt/programas/satelites>. Acesso em: 19 set 2005.
- Kuga, H. K. **Métodos Numéricos em propagação de órbita de satélites artificiais terrestres**. São José dos Campos: INPE, 1987. p. 62 (INPE-4405-RPE/556).
- Kuga, H. K.; Kondapalli, R. R. **Introdução à mecânica orbital**. São José dos Campos: INPE, 1995. (INPE-5615-PUD/064).
- Kuga, H. K. Técnicas de determinação de órbita de satélites artificiais. In: PRADO A. F. B. A.; KUGA, H. K. (Ed.). **Fundamentos da tecnologia espacial**. São José dos Campos: INPE, 2001. cap. 11, p. 137-169.
- Kuga, H. K.; Orlando, V. **Analysis of on-board orbit ephemeris impact on CBERS-2 image processing**. XVIII ISSFD International Symposium on Space Flight Dynamics, Munich, out. 2004. 4p.
- Lawson, C. L.; Hanson, R. J. **Solving least square problems**. Englewood Cliffs, NJ: Prentice Hall, 1974.
- Lopes, R. V. F.; Silva, A. R.; Kuga, H. K. **Attitude propagation from digital images**. XVIII ISSFD International Symposium on Space Flight Dynamics, Munich, out. 2004. 5p.
- Markley, F. L. Autonomous satellite navigation using landmarks. **Advances in the Astronautical Sciences**. v. 46, n. 2, p. 898-1010, 1981.
- Martins Neto, A. F. Atitude e seu controle. In: PRADO A. F. B. A.; KUGA, H. K. (Ed.). **Fundamentos da tecnologia espacial**. São José dos Campos: INPE, 2001. cap. 05, p. 65 à 79.
- Mileski, A. M. **Programa Espacial China-Brazil Satélite Sino-Brasileiro de Recursos Terrestres (CBERS)**. 2003. Disponível em: <http://www.defesa.ufjf.br/arq/art4.htm>. Acesso em: 19 set 2005.
- Montenbruck, O.; Suarez, M. **A modular Fortran library for sequential least square estimation using QR factorization**. Oberpfafenhofen: DLR/GSOC, 1994. (DLR/GSOC IB 98-05).
- Montenbruck, O.; Gill, E. **Satellite orbits – models, methods, and applications**. Heidelberg: Springer, 2000.

- NASA/NORAD. **2-Line elements**. Disponível em: http://science.nasa.gov/Realtime/rocket_sci/orbmech/state/2line.html. Acesso em: 30/05/2006.
- Patt, F. S.; Bilanow, S. **Attitude Sensor Alignment for OrbView-2 Using Island Targets**. Flight Mechanics Symposium: proceedings of a conference. Greenbelt, May 1999. 9p.
- Sabelhaus, P.; Bolek, J.; Scott, S.; Holmes, E.; O'Donnell, J. R.; Storey, J. On-orbit ACDS Performance of the Landsat-7 Spacecraft. **Advances in the Astronautical Sciences**. v. 107, Feb. 2001.
- Silva, W. C. C. Movimento Orbital. In: PRADO A. F. B. A.; KUGA, H. K. (Ed.). **Fundamentos da tecnologia espacial**. São José dos Campos: INPE, 2001. cap. 1, p. 9-24.
- Smith, A. J. E. Near real-time geocoding of SAR imagery with orbit error removal. **International Journal of Remote Sensing**, v. 24, n. 24, p. 5219-5228, Dec. 2003.
- SULSOFT. **Envi site**. Disponível em: <http://www.envi.com.br/guia/d/index2.html> . Acesso em: 22 set 2005.
- Tapley, B. D.; Peters, J. G. Sequential estimation algorithm using a continuous UDUT covariance factorization. **Journal of Guidance and Control**, v. 3, n. 4, p. 326-331, July-Aug. 1980.
- Wertz, J. R. **Spacecraft attitude determination and control**. Dordrecht: D. Riedel, 1978.
- White, R.L.; Adams, M.B.; Geisler, E.G.; Grant, F.D. Attitude and Orbit Estimation Using Stars and Landmarks. **IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems**. v. AES-11, n. 2, p. 195-203, Mar 1975.

APÊNDICE A

```

% dphi ..... geodetic coordinate longitude [deg]
% dlambda ... geodetic coordinate latitude [deg]
% h ..... geodetic altitude [m]

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% function [X,Y,Z] = frgeod(a,finv,dphi,dlambda,h)
% FRGEOD Subroutine to calculate Cartesian coordinates X,Y,Z
%       given geodetic coordinates latitude, longitude (east),
%       and height above reference ellipsoid along with
%       reference ellipsoid values semi-major axis (a) and
%       the inverse of flattening (finv)
% The units of linear parameters h,a must agree (m,km,mi,..etc).
% The input units of angular quantities must be in decimal degrees.
% The output units of X,Y,Z will be the same as the units of h and a.
%
% Copyright (C) 1987 C. Goad, Columbus, Ohio
% Reprinted with permission of author, 1996
% Original Fortran code rewritten into MATLAB
% Kai Borre 03-03-96
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

a = 6378.137e+3; % semi -major axis of reference ellipsoid [m]
finv = 298.257223563; % inverse of flattening of reference ellipsoid [-]

% compute degree-to-radian factor
dtr = pi/180;
% compute square of eccentricity
esq = (2-1/finv)/finv;

P = sqrt(X.^2+Y.^2);
R = sqrt(P.^2+Z.^2);
lambda = atan2(Y,X);
phio = asin(Z./R);
delta = 0;
for i=1:10
    phi = phio + delta;
    % compute radius of curvature in prime vertical
    N_phi = a./sqrt(1-esq*sin(phi).^2);
    delta = esq * N_phi .* sin(phi).*cos(phi)./R;
end

h = P .* cos(phi) + (Z+esq*N_phi.*sin(phi)) .* sin(phi) - N_phi;
dphi = phi/dtr;
dlambda = lambda/dtr;

```