

TIAGO LIMA RODRIGUES

**ANÁLISE DA APLICAÇÃO DO MOVIMENTO KEPLERIANO NA ORIENTAÇÃO DE
IMAGENS HRC-CBERS 2B**

**CURITIBA
2011**

TIAGO LIMA RODRIGUES

**ANÁLISE DA APLICAÇÃO DO MOVIMENTO KEPLERIANO NA ORIENTAÇÃO DE
IMAGENS HRC-CBERS 2B**

Dissertação apresentada ao Curso de Pós-Graduação em Ciências Geodésicas, Área de Concentração em Geodésia e Levantamentos, Departamento de Geomática, Setor de Ciências da Terra, Universidade Federal do Paraná, como parte das exigências para a obtenção do título de Mestre em Ciências Geodésicas.

Orientador: Prof. Dr. Luiz Danilo Damasceno Ferreira.

**CURITIBA
2011**

TERMO DE APROVAÇÃO

TIAGO LIMA RODRIGUES

"ANÁLISE DA APLICAÇÃO DO MOVIMENTO KEPLERIANO NA ORIENTAÇÃO DE
IMAGENS HRC-CBERS 2B"

Dissertação nº 248 aprovada como requisito parcial do grau de Mestre no Curso de Pós-Graduação em Ciências Geodésicas, Setor de Ciências da Terra da Universidade Federal do Paraná, pela seguinte banca examinadora:

Orientador: 
Prof. Dr. Luiz Danilo Damasceno Ferreira
Departamento de Geomática, UFPR


Prof. Dr. Maurício Galo
Universidade Estadual Paulista, UNESP


Prof. Dr. Edson Aparecido Mitishita
Departamento de Geomática, UFPR

Curitiba, 26 de setembro de 2011.

À Deus.

Aos meus pais Teresinha e José Maria (*in memoriam*).

À Iza Carla, minha querida esposa.

À Priscilla e Jeysser.

AGRADECIMENTOS

Agradeço a todos que direta ou indiretamente ajudaram na realização desta pesquisa, em especial:

- Ao orientador professor Dr. Luiz Danilo Damasceno Ferreira, pela orientação, dedicação e incentivo;
- Aos professores membros da banca examinadora pelas valiosas críticas e sugestões;
- Ao professor e colega Sydney de Oliveira Dias pela grande ajuda;
- Ao Curso de Pós-Graduação em Ciências Geodésicas;
- Ao INPE por fornecer as imagens do sensor HRC/CBERS 2B em nível 1 utilizadas nesta pesquisa;
- À CAPES, pelo financiamento prestado à realização desta pesquisa;
- Aos colegas e professores do Curso de Pós-Graduação em Ciências Geodésicas.

*“A glória de Deus é encobrir as coisas;
mas a glória dos reis é esquadrihá-las.”*

Provérbios de Salomão. 25,1

RESUMO

As imagens do sensor HRC do satélite CBERS 2B são fornecidas gratuitamente e possuem uma resolução espacial de 2,5 m, constituindo uma boa fonte de dados para extração de informações geodésicas e mapeamento terrestre. Contudo, para que seja possível a realização de tais atividades, a imagem deve estar orientada em relação ao referencial do espaço objeto, o que é realizado através de modelos matemáticos, atualmente divididos em rigorosos e generalizados. Nos últimos 20 anos, pesquisas voltadas ao desenvolvimento de modelos rigorosos para a orientação de sensores *pushbroom* lineares, a bordo de plataformas orbitais, vêm sendo desenvolvidas e apresentadas. Na maioria destas pesquisas, a trajetória e a orientação do satélite durante a formação das diferentes linhas de uma cena são obtidas a partir de polinômios de 1°, 2° e até 3° grau. Porém, a atribuição de significado físico aos coeficientes polinomiais indica que o primeiro e o segundo termo se referem à velocidade e a aceleração da plataforma no instante referente à aquisição da primeira linha da cena. Neste caso, estas quantidades podem ser associadas ao Problema dos Dois Corpos, sendo desenvolvido de acordo com a equação do Movimento Uniformemente Variado. O modelo resultante deste desenvolvimento foi denominado Modelo de Kepler, o qual foi aplicado primeiramente em imagens do sensor HRS/SPOT 5. Nesta pesquisa, o Modelo de Kepler é aplicado na orientação de imagens singulares HRC/CBERS 2B e comparado com os modelos que utilizam polinômios para a propagação dos Parâmetros de orientação exterior (POE), amplamente utilizados pela comunidade fotogramétrica atual. Para os experimentos, foram utilizados dados reais com duas situações distintas de configuração de pontos de controle. A primeira com uma quantidade reduzida e distribuição não homogênea, e, a segunda com uma quantidade grande de pontos distribuídos homogêneamente sobre a cena. Resultados mostraram que em ambos os experimentos, o uso do Modelo de Kepler permitiu a obtenção de melhores resultados em relação aos modelos polinomiais.

Palavras chave: Orientação de imagens de satélite. HRC/CBERS 2B. Modelo de Kepler.

ABSTRACT

The HRC sensor images from CBERS 2B satellite are provided free of charge and have a spatial resolution of 2.5 m, providing a good source of data for information extraction geodetic and mapping land. However, to be possible to perform such activities, the image must be oriented in the referential of object space, which is done through mathematical models, currently divided into rigorous and generalized models. Over the past 20 years, research aimed at developing of rigorous models for the orientation of linear pushbroom sensors aboard orbiting platforms are being developed and presented. In most of these studies, the trajectory and orientation of the satellite during the formation of different lines of a scene is obtained from polynomials of 1st, 2nd and even 3rd degree. However, the assignment of physical significance to the polynomial coefficients indicates that the first and the second terms refer, respectively, to the velocity and acceleration of the platform at acquisition time of the first line of the scene. In this case, these quantities can be associated to the Two Bodies Problem being developed according to the equation of Uniformly Varied Motion. The resulting model was denominated Kepler Model, which was applied only to HRS sensor images of the SPOT 5 satellite. In this research, the Kepler Model is applied to the orientation of HRC/CBERS 2B singular images and compared with models using polynomials for the spread of exterior orientation parameters(POE), widely used for the photogrammetric community today. For the experiments were used real data in two different situations of control point's configuration. The first involves a reduced amount and not homogeneous distribution, and the second with a large amount of points evenly distributed on the scene. Results showed that in both experiments, the Kepler Model achieved better results compared to polynomial models.

Key words: Satellite images orientation. HRC/CBERS 2B. Kepler Model

LISTA DE FIGURAS

FIGURA 1 -	SISTEMAS DE REFERÊNCIA DA IMAGEM.....	19
FIGURA 2 -	SISTEMA DE REFERÊNCIA FOTOGRAMÉTRICO NO DIAPOSITIVO.....	19
FIGURA 3 -	RELAÇÃO ENTRE O SISTEMA DE REFERÊNCIA FOTOGRAMÉTRICO E O SISTEMA DO SENSOR MODIFICADO.....	21
FIGURA 4 -	SISTEMAS DE REFERÊNCIA GEOCÊNTRICO INERCIAL E TERRESTRE.....	23
FIGURA 5 -	ESQUEMA DE FORÇAS EM m_1 E EM m_2	26
FIGURA 6 -	FORMAÇÃO DE UMA CENA ATRAVÉS DE UM SENSOR <i>PUSHBROOM</i>	28
FIGURA 7 -	PARÂMETROS DE ORIENTAÇÃO INTERIOR EM UMA IMAGEM <i>PUSHBROOM</i>	29
FIGURA 8 -	EIXOS SOBRE OS QUAIS SÃO DEFINIDOS OS ÂNGULOS DE ATITUDE EM UMA PLATAFORMA ORBITAL.....	30
FIGURA 9 -	PLANO ORBITAL E O SISTEMA DE REFERÊNCIA GEOCÊNTRICO INERCIAL.....	31
FIGURA 10 -	PRINCÍPIO DA COLINEARIDADE APLICADA A SENSORES LINEARES <i>PUSHBROOM</i>	32
FIGURA 11 -	RELAÇÃO ENTRE O SISTEMA DE REFERÊNCIA ORBITAL E O SISTEMA DE REFERÊNCIA GEOCÊNTRICO TERRESTRE.....	34
FIGURA 12 -	RELAÇÃO ENTRE O SISTEMA DE REFERÊNCIA ORBITAL E O SISTEMA DE REFERÊNCIA DO SENSOR.....	34
FIGURA 13 -	EFEITO DE PEQUENAS MUDANÇAS NOS PARÂMETROS PARA CÂMARAS <i>FRAME</i> E SENSORES <i>PUSHBROOM</i> LINEARES.....	39
FIGURA 14 -	DIFERENTES MODELOS DE SENSOR ANALISADOS POR BANG E CHO (2001).....	41

FIGURA 15 -	TRECHO DE UM ARQUIVO .XML REFERENTE À POSIÇÃO E ORIENTAÇÃO DA PLATAFORMA.....	46
FIGURA 16 -	COMPORTAMENTO DOS ÂNGULOS ω NAS CENAS ANALISADAS.....	48
FIGURA 17 -	COMPORTAMENTO DOS ÂNGULOS φ NAS CENAS ANALISADAS.....	49
FIGURA 18 -	COMPORTAMENTO DOS ÂNGULOS κ NAS CENAS ANALISADAS.....	50
FIGURA 19 -	DISTRIBUIÇÃO DOS PONTOS DE CONTROLE E VERIFICAÇÃO NA CENA DA ÁREA DE ESTUDO 1.....	59
FIGURA 20 -	DISTRIBUIÇÃO DOS PONTOS DE CONTROLE E VERIFICAÇÃO NA CENA DA ÁREA DE ESTUDO 2.....	60
FIGURA 21 -	COMPARAÇÃO ENTRE AS ACURÁCIAS OBTIDAS PELOS MODELOS DE PROPAGAÇÃO.....	63
FIGURA 22 -	RMSE NOS MODELOS ANALISADOS NA CENA DA ÁREA DE ESTUDO 1.....	69
FIGURA 23 -	DISPERSÃO DOS DESLOCAMENTOS NA CENA DA ÁREA DE ESTUDO 1 UTILIZANDO O MODELO DE KEPLER.....	70
FIGURA 24 -	RMSE NOS MODELOS ANALISADOS NA CENA DA ÁREA DE ESTUDO 2.....	74
FIGURA 25 -	DISPERSÃO DOS DESLOCAMENTOS NA ÁREA DE ESTUDO 2.....	75
FIGURA 26 -	GEOMETRIA DO PLANO FOCAL DO SENSOR HRC/CBERS 2B.....	77

LISTA DE TABELAS

TABELA 1 -	DIFERENTES MODELOS DE SENSOR PROPOSTOS.....	42
TABELA 2 -	CARACTERÍSTICAS DAS CENAS E DADOS DE POSIÇÃO E ATITUDE UTILIZADOS NOS TESTES.....	47
TABELA 3 -	DISCREPÂNCIAS DOS ÂNGULOS DE ATITUDE NAS CINCO CENAS.....	47
TABELA 4 -	DISCREPÂNCIAS NAS COMPONENTES DA VELOCIDADE NAS CINCO CENAS.....	51
TABELA 5 -	PARÂMETROS DE ORIENTAÇÃO INTERIOR DO SENSORHRC.....	56
TABELA 6 -	PARÂMETROS A SEREM DETERMINADOS NOS MODELOS.....	57
TABELA 7 -	RMSE ODS RESÍDUOS DOS AJUSTAMENTOS PARA OS MODELOS POLINOMIAIS.....	61
TABELA 8 -	DISCREPÂNCIAS NO POSICIONAMENTO APÓS 4 SEGUNDOS DE PROPAGAÇÃO NAS COMPONENTES	62
TABELA 9 -	ACURÁCIA RESULTANTE DO POSICIONAMENTO APÓS 4 SEGUNDOS DE PROPAGAÇÃO.....	62
TABELA 10 -	RESULTADOS OBTIDOS A PARTIR DO AJUSTAMENTO NA ÁREA DE ESTUDO 1 UTILIZANDO O MODELO DE KEPLER	65
TABELA 11 -	RESULTADOS OBTIDOS A PARTIR DO AJUSTAMENTO NA ÁREA DE ESTUDO 1 UTILIZANDO O MODELO POLINOMIAL DE 1° GRAU.....	65
TABELA 12 -	RESULTADOS OBTIDOS A PARTIR DO AJUSTAMENTO NA ÁREA DE ESTUDO 1 UTILIZANDO O MODELO POLINOMIAL DE 2° GRAU.....	66
TABELA 13 -	CORRELAÇÃO ENTRE OS PARÂMETROS RELACIONADOS COM X_s E Y_s E OS ÂNGULOS ω E φ NO EXPERIMENTO 1 PARA O MODELO DE KEPLER.....	67
TABELA 14 -	COMPORTAMENTO DOS RESÍDUOS NO ESPAÇO IMAGEM APÓS OS AJUSTAMENTOS DOS MODELOS DE ORIENTAÇÃO NO EXPERIMENTO 1.....	68

TABELA 15 -	ACURÁCIA NAS COMPONENTES E, N PARA OS PONTOS DE VERIFICAÇÃO DA ÁREA DE ESTUDO 1 PARA OS MODELOS UTILIZADOS.....	68
TABELA 16 -	RESULTADOS OBTIDOS A PARTIR DO AJUSTAMENTO NA ÁREA DE ESTUDO 2 UTILIZANDO O MODELO DE KEPLER.....	71
TABELA 17 -	RESULTADOS OBTIDOS A PARTIR DO AJUSTAMENTO NA ÁREA DE ESTUDO 2 UTILIZANDO O MODELO POLINOMIAL DE 1° GRAU.....	71
TABELA 18 -	RESULTADOS OBTIDOS A PARTIR DO AJUSTAMENTO NA ÁREA DE ESTUDO 2 UTILIZANDO O MODELO POLINOMIAL DE 2° GRAU.....	72
TABELA 19 -	CORRELAÇÃO ENTRE OS PARÂMETROS RELACIONADOS COM X_s E Y_s E OS ÂNGULOS ω E φ NO EXPERIMENTO 2 PARA O MODELO DE KEPLER.....	73
TABELA 20 -	COMPORTAMENTO DOS RESÍDUOS NO ESPAÇO IMAGEM APÓS OS AJUSTAMENTOS DOS MODELOS DE ORIENTAÇÃO NO EXPERIMENTO 2.....	73
TABELA 21 -	ACURÁCIA NAS COMPONENTES E, N PARA OS PONTOS DE VERIFICAÇÃO DA ÁREA DE ESTUDO 2 PARA OS MODELOS UTILIZADOS.....	74

LISTA DE SIGLAS

AOCC	- <i>Attitude and Orbit Control Computer</i>
CBERS	- <i>China Brazil Earth Resources Satellite</i>
CCD	- <i>Charge Couple Device</i>
CCS	- Centro de Controle de Satélites do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
CIS	- <i>Conventional Inertial System</i>
CMS	- Centro de massa do sensor
CTS	- <i>Conventional Terrestrial System</i>
EIFOV	- Effective Instantaneous <i>Field of view</i>
IBGE	- Instituto Brasileiro de Geografia e Estatística
HRC	- <i>High Resolution Camera</i>
HRS	- <i>High Resolution Stereoscopic</i>
Ifov	- <i>Instantaneous Field of View</i>
INPE	- Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
MMQ	- Método dos Mínimos Quadrados
MVC	- Matriz variância covariância
MUV	- Movimento uniformemente variado
POE	- Parâmetros de orientação exterior
RMSE	- <i>Root Mean Square Error</i>
SICAD	- Sistema cartográfico do Distrito Federal
SGB	- Sistema geodésico brasileiro
SPOT	- <i>Système Probatoire d'Observation de la Terre</i>
TLE/NASA	- <i>Two Line Elements / NASA</i>
UTM	- Universal Transversa de Mercator
WGS 84	- <i>World Geodetic System 84</i>

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO	14
1.1 OBJETIVOS.....	16
1.1.1 Objetivo geral.....	16
1.1.2 Objetivos específicos.....	16
1.2 JUSTIFICATIVA.....	17
2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	18
2.1 SISTEMAS DE REFERÊNCIA.....	18
2.1.1 Sistemas de referência do espaço imagem.....	18
2.1.2 Sistemas de referência do espaço objeto.....	22
2.2 O MOVIMENTO KEPLERIANO.....	24
2.3 GEOMETRIA DE IMAGENS <i>PUSHBROOM</i>	28
2.3.1 Orientação interior.....	29
2.3.2 Orientação Exterior.....	30
2.4 MODELOS RIGOROSOS PARA ORIENTAÇÃO DE IMAGENS DE SATÉLITE.....	32
2.4.1 Modelos Órbita-Atitude.....	33
2.4.2 Modelos Posição-Rotação.....	37
3 MATERIAIS E MÉTODOS	45
3.1 MATERIAIS.....	45
3.2 ANÁLISE DA DINÂMICA DO SATÉLITE CBERS 2B.....	46
3.2.1 Comportamento das atitudes e velocidades.....	47
3.2.2 Propagação da órbita.....	51
3.3 MODELOS PARA A ORIENTAÇÃO DAS IMAGENS HRC/CBERS 2B.....	53
3.3.1 Modelo de colinearidade com polinômios de 1º grau.....	53
3.3.2 Modelo de colinearidade com polinômios de 2º grau.....	54
3.3.3 Modelo de Kepler.....	54
3.3.4 Ajustamento das observações nos modelos.....	56
3.4 MODELO INVERSO.....	57
3.5 ESTUDOS DE CASO.....	58
3.5.1 Área de estudo 1.....	58
3.5.2 Área de estudo 2.....	59
3.6 AVALIAÇÃO ESTATÍSTICA.....	61
4 RESULTADOS E ANÁLISES	61
4.1 ANÁLISE DA PROPAGAÇÃO DA ÓRBITA DO SATÉLITE COM DIFERENTES MODELOS.....	61
4.2 ANÁLISE DOS RESULTADOS OBTIDOS PELOS MODELOS DE ORIENTAÇÃO.....	64
4.2.1 Experimento 1.....	64
4.2.2 Experimento 2.....	70
4.2.3 Discussão do experimentos.....	75
5 CONCLUSÕES E RECOMENDAÇÕES	79
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	82

1 INTRODUÇÃO

A utilização de imagens provenientes de plataformas orbitais de Sensoriamento Remoto como fonte de extração de informações espaciais, e construção ou atualização de documentos cartográficos tem sido cada vez mais explorada. Dentro de um determinado limite de escala, algumas vantagens destes dados em relação às fotografias aéreas convencionais, como: baixo custo, imageamento de grandes áreas e frequência de aquisição de dados e sensores com resolução espacial cada vez mais finas, abrem possibilidades de utilização de imagens orbitais com grande relevância em estudos de diversas áreas do conhecimento.

Com uma tendência cada vez maior de disponibilidade de dados de melhor resolução espacial, novas aplicações, como planejamento urbano, mapeamento em escalas médias, dentre outras, que antes eram atendidas apenas com imagens aéreas tornam-se possíveis utilizando-se imagens orbitais.

Neste contexto, as imagens do sensor HRC do satélite CBERS 2B tem se apresentado como alternativa para mapeamentos, em determinadas escalas, tendo em vista a resolução espacial de 2,5 m e a disponibilidade gratuita para a comunidade de usuários.

Nos últimos anos, diversos sensores com capacidade de obtenção de imagens com maior resolução espacial foram colocados à bordo de plataformas orbitais. Deste modo, as metodologias de tratamento das informações obtidas têm se adequado, e, diversas técnicas e algoritmos surgiram nos últimos anos para viabilizar a extração das informações espaciais de forma que haja um melhor aproveitamento possível destes insumos. Neste âmbito, surgem as metodologias para orientação indireta das cenas obtidas, a partir de feições de controle no espaço objeto.

Os métodos de orientação indireta de imagens são aplicados a partir de uma modelagem matemática que relaciona elementos do espaço imagem com elementos do espaço objeto. Ao longo das últimas décadas, diversos modelos matemáticos de orientação de imagens têm sido desenvolvidos, sendo divididos conforme a complexidade, exatidão e aplicabilidade, em duas classes, a saber: modelos

rigorosos, baseados no princípio da Colinearidade, e modelos aproximados, baseando-se em transformações polinomiais (TOUTIN, 2004).

Os modelos rigorosos são indicados pela literatura como os que apresentam resultados potencialmente mais acurados (JACOBSEN, 2007). Tais modelos objetivam reproduzir o processo físico de formação da cena, levando em conta as informações de geometria interna e externa do sensor. Entretanto, estes modelos são utilizáveis apenas em imagens que não sofreram nenhum tipo de orientação a priori e imagens inteiras, ou seja, sem recorte.

Nos modelos denominados rigorosos, o princípio da Colinearidade recebe uma modificação em relação à modelagem efetuada em fotografias aéreas. Tal fato ocorre devido à natureza dinâmica da formação da cena, uma vez que as imagens do tipo *pushbroom* são formadas pela junção das várias linhas CCD do sensor, e, cada linha da cena é tomada de uma posição e orientação diferentes, ao contrário das imagens obtidas por câmaras de quadro (*frame*). Desta forma, há uma preocupação com a modelagem das mudanças da geometria de imageamento ocorridas durante o processo de geração da cena, ou seja, que melhor descreva as variações da posição e orientação da plataforma, variantes no tempo.

Nos últimos 20 anos, pesquisas desenvolvidas neste sentido propuseram diferentes maneiras de modelar as mudanças nos parâmetros de orientação exterior (POE) das plataformas orbitais durante a formação da cena, e relacioná-los ao princípio de Colinearidade. Como exemplos, citam-se Gugan (1987a, 1987b), Gugan e Dowman (1988), Westin (1990), O'Neil e Dowman (1991), Orun e Natarajan (1994), Bang e Cho (2001), e Kim e Dowman (2006), que propõem a utilização de polinômios de 1º, 2º e até 3º grau para modelagem das mudanças nos POE. Por outro lado há pesquisas baseadas na integração das Equações de Colinearidade com parâmetros de Mecânica Orbital, sendo em alguns casos denominados modelo de parâmetro orbital. Dentre algumas destas pesquisas pode-se citar: Salamonowicz (1986), Kratky (1989), Radhadevi *et al.* (1994), Radhadevi *et al.* (1998), Valadan (1997), Al-Rousan *et al.* (1997), Valadan e Petrie (1998), Fritsch e Stallman (2000), Chen e Teo (2002), Valadan e Sadeghian (2003), Baiocchi *et al.* (2004), Gianonne (2006).

Porém, ao realizar uma análise dos modelos que utilizam polinômios, Michalis (2005) associou os termos lineares com a velocidade da plataforma e os

termos quadráticos com as acelerações. A partir desta consideração, foram desenvolvidos três modelos distintos utilizando diferentes métodos de propagação orbital, sendo que, em um dos modelos, denominado Modelo de Kepler, as acelerações podem ser obtidas a partir da solução do Problema dos Dois Corpos.

Os três modelos desenvolvidos foram voltados à orientação de estéreo-imagens *along track*, sendo testados em cenas do sensor HRS do satélite SPOT 5.

Diante do exposto, e, analisando a viabilidade da aplicação do Modelo de Kepler na orientação exterior de imagens singulares do sensor HRC/CBERS 2B, torna-se válida a realização deste estudo. Posteriormente, cabe investigar a exatidão dos dados resultantes e compará-los com os dados obtidos por outros modelos.

1.1 OBJETIVOS

1.1.1 Objetivo geral

O objetivo geral desta pesquisa é investigar a aplicação do Modelo de Kepler na orientação de imagens singulares HRC/CBERS 2B e comparar os resultados mediante a aplicação de modelos que utilizam polinômios na modelagem da órbita.

1.1.2 Objetivos específicos

Este trabalho tem como objetivos específicos:

- Investigar a acurácia da propagação da órbita, analisando os erros verdadeiros no posicionamento do satélite CBERS 2B, utilizando o Modelo de Kepler e polinômios de 1º e 2º grau;

- aplicar o Modelo de Kepler na orientação exterior de duas imagens singulares HRC/CBERS 2B e comparar com a orientação realizada a partir de modelos utilizando polinômios;
- avaliar estatisticamente os resultados da orientação a partir da análise dos ajustamentos e de pontos de verificação.

1.2 JUSTIFICATIVA

Com a tendência do aumento da resolução espacial em sensores orbitais, o processo investigatório da utilização de modelos mais complexos, como os rigorosos, para a orientação das imagens, é de grande importância, tendo em vista que determinados erros sistemáticos apresentam-se mais pronunciáveis.

Diversos modelos rigorosos para orientação de imagens orbitais têm sido desenvolvidos ao longo das últimas décadas, apresentando diferentes formas de modelagem das variações da posição e orientação do satélite durante a formação da cena.

No Modelo de Kepler, desenvolvido para imagens estéreo *along-track*, as Equações de Colinearidade modificadas são associadas diretamente com equações de movimento que descrevem o processo físico de trajetória do satélite, considerando o movimento kepleriano (MICHALIS, 2005). Este modelo foi desenvolvido e aplicado primeiramente em fototriangulações de imagens HRS/SPOT5, formadas em modo *along track*.

Porém, ao analisar a ausência da investigação deste modelo no caso de orientação exterior de imagens singulares HRC/CBERS 2B, e visto que este modelo apresenta um número menor de incógnitas, em relação a alguns dos modelos utilizados atualmente, torna-se factível a pesquisa examinadora de tal processo.

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

2.1 SISTEMAS DE REFERÊNCIA

A seguir serão apresentados os sistemas de referência utilizados nesta pesquisa.

2.1.1 Sistemas de referência do espaço imagem

Os sistemas de referência utilizados nesta pesquisa referentes ao espaço imagem e suas características são indicados a seguir com o auxílio das figuras.

1) Sistema de referência da imagem:

- associado à matriz bidimensional dos pixels da imagem em um sistema de coordenadas de linha (L) e coluna (C);
- origem do sistema ou no centro do primeiro pixel da imagem, ou no canto superior esquerdo deste, sendo o mais comum;
- o eixo L coincide com a primeira coluna da imagem e o eixo C com a primeira linha;

A Figura 1 a seguir apresenta a origem e a direção dos eixos no Sistema de referência da imagem.

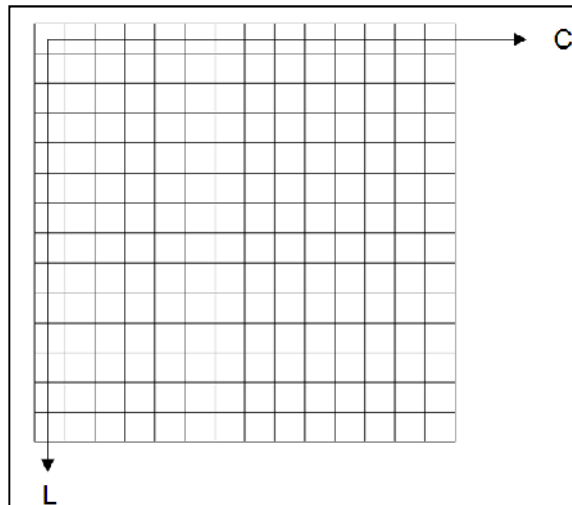


FIGURA 1 - SISTEMAS DE REFERÊNCIA DA IMAGEM
 FONTE: O AUTOR (2011)

2) Sistema de referência fotogramétrico:

- sistema tridimensional de coordenadas com origem no centro perspectivo (CP);
- o eixo x_p é na direção contrária ao deslocamento da plataforma ao longo órbita;
- o eixo z_p é na direção do eixo focal do sensor;
- o eixo y_p completa o sistema de forma que seja dextrogiro;

A Figura 2 a seguir apresenta o sistema fotogramétrico considerando o plano do diapositivo em um sensor do tipo *pushbroom* linear.

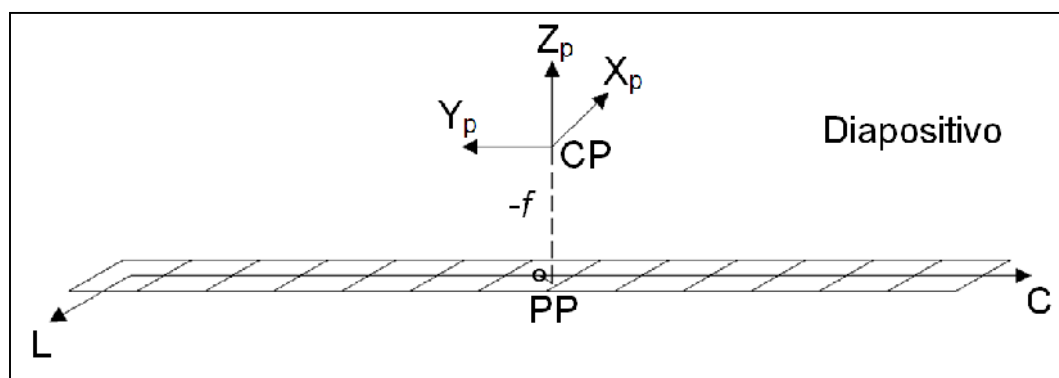


FIGURA 2 - SISTEMA DE REFERÊNCIA FOTOGAMÉTRICO NO DIAPOSITIVO
 FONTE: O AUTOR (2011)

Ao analisar-se a Figura 2 nota-se que a projeção do centro perspectivo na imagem, denominado de ponto principal (PP), ou seja, a direção do eixo focal, não coincide com a posição central da imagem. Deste modo, é necessário que após a transformação de um sistema para outro seja considerado esta translação. A transformação completa do Sistema de referência da imagem, com origem no centro do primeiro pixel, para o Sistema de referência fotogramétrico é apresentado nas equações 1, 2 e 3 a seguir.

$$\begin{bmatrix} x_{mm} \\ y_{mm} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -PS & 0 \\ 0 & PS \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} L \\ C \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\frac{(n_L-1) \cdot PS}{2} \\ \frac{(n_C-1) \cdot PS}{2} \end{bmatrix}, \quad (1)$$

onde PS é o tamanho do pixel no dispositivo CCD, n_C e n_L são o número de colunas e linhas da imagem. A translação para compatibilizar o centro da imagem com o PP é realizada por:

$$x_p = x_{mm} - x_0, \quad (2)$$

$$y_p = y_{mm} - y_0, \quad (3)$$

sendo x_0 e y_0 as coordenadas do deslocamento do ponto principal e x_p e y_p as coordenadas fotogramétricas corrigidas.

3) Sistema de referência do sensor:

- sistema dextrogiro com origem no centro de massa do sensor;
- sistema fixo ao satélite e tem como referência o plano focal do sensor;
- cada sensor possui seu próprio sistema de referência.

No caso de se considerar a origem do sistema no CP este é denominado Sistema de referência do sensor modificado (MARCATO, 2011). Neste caso, a relação entre este e o Sistema de referência fotogramétrico no negativo é visualizada na Figura 3 e apresentado na equação 4.

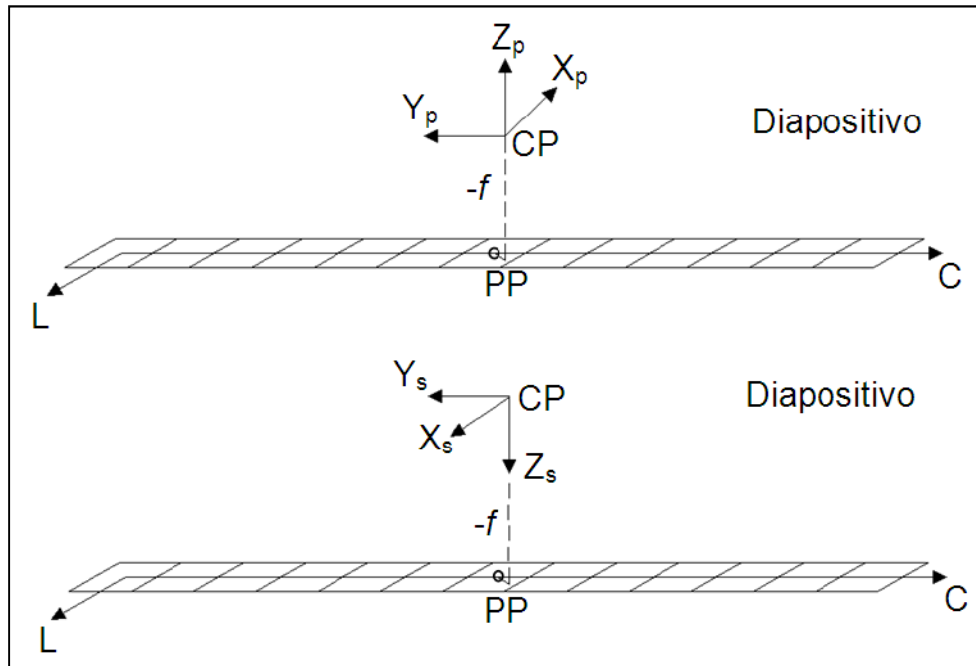


FIGURA 3 - RELAÇÃO ENTRE O SISTEMA DE REFERÊNCIA FOTOGAMÉTRICO E O SISTEMA DO SENSOR MODIFICADO. FONTE: O AUTOR (2011)

A partir da Figura 3, observa-se que a relação entre os dois sistemas de referência é feita através de uma rotação no eixo y_p de 180° .

$$\begin{bmatrix} x_s \\ y_s \\ z_s \end{bmatrix} = R_Y(180^\circ) \cdot \begin{bmatrix} x_p \\ y_p \\ f \end{bmatrix}, \quad (4)$$

neste caso a equação 4 torna-se:

$$\begin{bmatrix} x_s \\ y_s \\ z_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -x_p \\ y_p \\ -f \end{bmatrix}, \quad (5)$$

Desta forma, o eixo x_s é coincidente em direção e sentido com o deslocamento da plataforma ao longo da órbita.

2.1.2 Sistemas de referência do espaço objeto

No movimento de um satélite artificial em órbita, dois sistemas são utilizados, a saber (SEEBER, 2003): Sistema de referência geocêntrico inercial também conhecido como *Conventional Inertial System* (CIS) e; Sistema de referência geocêntrico terrestre ou *Conventional Terrestrial System* (CTS). As características de cada um dos sistemas são descritos abaixo, com o auxílio da Figura 4.

1) Sistema de referência geocêntrico inercial (CIS):

- origem do sistema suposta no centro de massa da Terra;
- o sentido positivo do eixo Z_i é orientado para o pólo Norte instantâneo;
- o sentido positivo do eixo X_i é direcionado para o ponto vernal (situado na constelação de Áries);
- o eixo Y_i completa o sistema triortogonal dextrogiro.

Devido ao fato do centro de massa da Terra sofre pequenas acelerações por causa do movimento anual em volta do Sol, o sistema inercial é também chamado de sistema quase-inercial.

2) Sistema de referência geocêntrico terrestre (CTS):

- origem também no centro de massa da Terra, porém seu eixo de coordenadas acompanha o movimento de rotação da Terra;
- o eixo Z é orientado positivamente para o pólo Norte médio;
- o sentido positivo do eixo X é direcionado para o meridiano médio de *Greenwich*;
- o eixo Y é orientado de modo a completar o sistema triortogonal dextrogiro.

Tanto o Sistema de referência geocêntrico inercial como o terrestre tem como plano base o Equador.

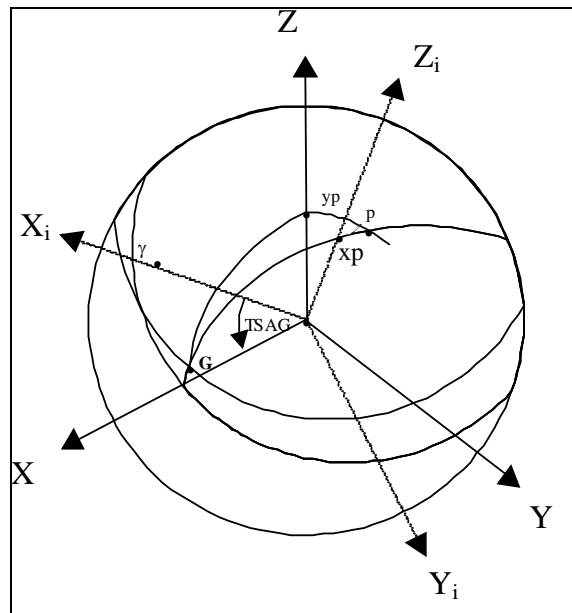


FIGURA 4 - SISTEMAS DE REFERÊNCIA GEOCÊNTRICO INERCIAL E TERRESTRE
 FONTE: ADAPTADA DE SEEBER (2003)

A transformação de coordenadas de um sistema para outro é efetuada a partir de matrizes de rotação levando em consideração a nutação, a precessão, a rotação da Terra e o movimento do pólo. Desta forma, para um corpo celeste que tem como raio vetor \vec{r} , tem-se que (SEEBER,2003):

$$\vec{r} = SNP\vec{r}_i, \quad (6)$$

onde o índice i refere-se ao Sistema de referência geocêntrico inercial, respectivamente; N é a matriz de nutação; P a matriz de precessão e S é a matriz composta pela modelagem do movimento do pólo e do Tempo sideral aparente de *Greenwich* (*TSAG*).

O posicionamento e a orientação do plano equatorial e do ponto vernal são chamados de equador médio e equinócio médio, quando somente a influência da precessão é considerada. Quando a nutação é levada em consideração, eles são chamados de equador verdadeiro e equinócio verdadeiro. Quando a nutação, a precessão e o Movimento do Pólo já foram aplicados, apenas o *TSAG* é levado em consideração. Neste caso, a transformação pode ser apresentada por:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta & \sin \theta & 0 \\ -\sin \theta & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_i \\ Y_i \\ Z_i \end{bmatrix}, \quad (7)$$

onde X , Y , Z são as coordenadas no Sistema de referência terrestre, X_i , Y_i , Z_i são as coordenadas no Sistema de referência inercial, e θ é o *TSAG*. O ângulo θ pode ser calculado em função do ano, mês, dia, hora, minuto e segundo por (SEEBER, 2003):

$$\theta = \theta_0 + \omega_t t, \quad (8)$$

onde:

$$\theta_0 = 24110,54841 + 8640184,8128668 \cdot T + 0,093104 \cdot T^2 - 0,00000621 \cdot T^3, \quad (9)$$

com:

$$T = \frac{(djm - 18262,5)}{36525}, \quad (10)$$

e

$$djm = 367 \cdot ano + dia - 712269 + fix\left(275 \cdot \frac{mês}{9}\right) - fix\left(7 \cdot \frac{ano + fix\left(\frac{mês+9}{12}\right)}{4}\right), \quad (11)$$

sendo θ_0 o Tempo Sideral Médio de Greenwich à 0h UT1 do início do dia em questão; ω_t é a velocidade de rotação da Terra = $7.29211586 \times 10^{-5}$ rad/s; t é a época na qual se deseja obter a coordenada, em segundos a partir das 0h do dia em questão e; djm é a Data Juliana Modificada em dias, referida a 1950.0.

2.2 O MOVIMENTO KEPLERIANO

No século XVII, Johanes Kepler (1571-1630) enunciou as leis que regem o movimento planetário, utilizando anotações do astrônomo Tycho Brahe (1546-1601). Kepler formulou três leis que ficaram conhecidas como *Leis de Kepler*:

- 1ª Lei: “As órbitas percorridas pelos planetas são elipses e o Sol ocupa um dos focos”.
- 2ª Lei (Lei das áreas, 1609): “Os planetas movem-se sobre curvas planas e seus raios vetores varrem áreas iguais em tempos iguais”.
- 3ª Lei (Lei dos períodos, 1619): “Os quadrados dos períodos de revolução dos planetas em torno do Sol estão um para o outro como o cubo dos semi-eixos maiores de suas órbitas”.

As leis de Kepler descrevem a cinemática dos corpos celestes, porém, para entender como os corpos conseguem permanecer sempre na mesma trajetória, descrevendo as mesmas órbitas elípticas é apresentada a lei da Gravitação Universal desenvolvida por Isaac Newton.

- Lei da Gravitação Universal de Newton (1687): “Duas partículas de massas m_1 e m_2 atraem-se mutuamente segundo a linha que as une, com força diretamente proporcional ao produto de suas massas e inversamente proporcional ao quadrado da distância que as separa”.

A forma vetorial da força é dada por:

$$\vec{F} = -\frac{Gm_1m_2}{r^3}\vec{r}, \quad (12)$$

onde G é a constante gravitacional universal ($6,672 \times 10^{-11} \text{ m}^3/\text{Kg.s}^2$) e r é a distância entre as partículas m_1 e m_2 .

Restringindo o movimento a partir de duas massas m_1 e m_2 referenciados a um sistema de coordenadas X, Y, Z , tem-se a situação descrita na Figura 5 a seguir:

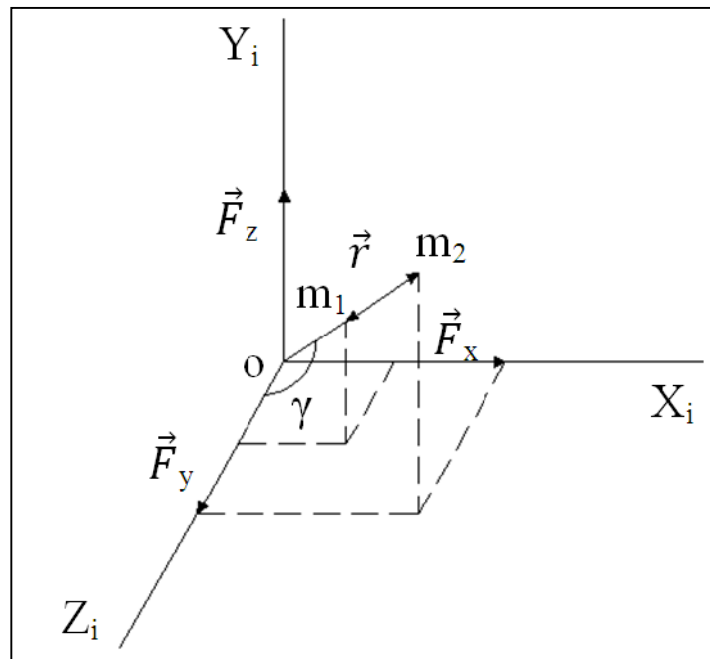
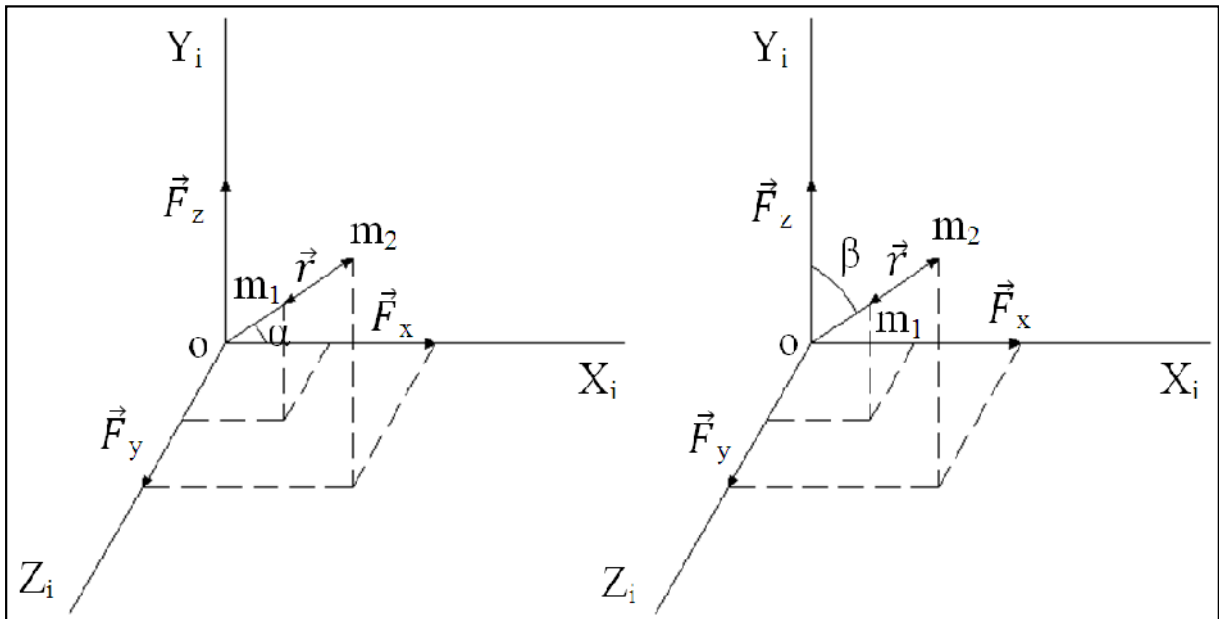


FIGURA 5 - ESQUEMA DE FORÇAS EM m_1 e m_2

FONTE: ADAPTADO DE SEEBER (2003)

A partir da 2ª Lei de Newton, adotando-se o movimento de m_1 em relação à m_2 e efetuando a dedução apenas para a componente X tem-se que:

$$F_{X_1} = m_1 \ddot{X}_1, \quad (13)$$

onde \ddot{X}_1 é a aceleração da partícula de massa m_1 .

Reescrevendo a equação 13 em função do ângulo α e do eixo X tem-se:

$$F_{X_1} = -F \cos \alpha, \quad (14)$$

e da equação 12, a equação 14 torna-se:

$$m_1 \ddot{X}_1 = -F \cos \alpha = \frac{G m_1 m_2}{r^3} (X_2 - X_1). \quad (15)$$

Estendendo a equação 15 para todas as componentes, adotando-se o movimento de m_2 em relação a m_1 , dividindo-se posteriormente a equação resultante por m_2 , e vice-versa e, fazendo ainda o sistema de coordenadas coincidir com o centro de massa de m_1 , tem-se que (SEEBER, 2003):

$$\begin{aligned} \ddot{X} &= -\frac{G(m_1+m_2)X}{r^3}, \\ \ddot{Y} &= -\frac{G(m_1+m_2)Y}{r^3}, \\ \ddot{Z} &= -\frac{G(m_1+m_2)Z}{r^3}. \end{aligned} \quad (16)$$

No caso de um satélite terrestre de massa m_2 , esta pode ser negligenciada quando comparada com a massa da Terra M (e fazendo $m_1 = M$), desta forma a equação 16 escrita na forma vetorial fica:

$$\vec{\ddot{r}} = -\frac{GM}{r^3} \vec{r}, \quad (17)$$

onde $\vec{\ddot{r}}$ é o vetor aceleração, r é o vetor posição da plataforma, M é a massa da Terra e G é a constante gravitacional universal, de forma que por exemplo para o sistema de referência WGS84 $GM=3,9860047 \times 10^{14} \text{ m}^3 \text{ s}^{-2}$. Esta equação é uma equação diferencial de segunda ordem e tem seis constantes de integração que podem ser as três componentes da posição do satélite e as três da sua velocidade. A equação 17 ainda é conhecida como Equação de Movimento e, representa o movimento sujeito apenas ao campo gravitacional da Terra, também chamado de

Problema dos Dois Corpos, dado pelo movimento kepleriano. Este movimento é considerado uma primeira aproximação da órbita verdadeira do satélite, uma vez que não considera outras acelerações conhecidas como perturbações orbitais (BATE, 1971).

2.3 GEOMETRIA DE IMAGENS *PUSHBROOM*

Em sensores do tipo *pushbroom* linear, cada linha da cena é tomada em um momento diferente, ou seja, não há uma geometria do tipo perspectiva central única. Segundo Gupta e Hartley (1997), em intervalos regulares de tempo são obtidas imagens unidimensionais do plano de visada, e o conjunto destas constituem então uma imagem bidimensional. Deste modo, a cena é formada de acordo com o movimento de varredura do sensor. À medida que a plataforma se desloca ao longo da órbita, ocorre a formação da cena, que é a integração das diferentes linhas obtidas, formadas em diferentes posições do centro perspectivo e, conseqüentemente, com diferentes POE. A Figura 6 a seguir ilustra a formação de uma cena através de um sensor *pushbroom* linear, do tipo CCD.

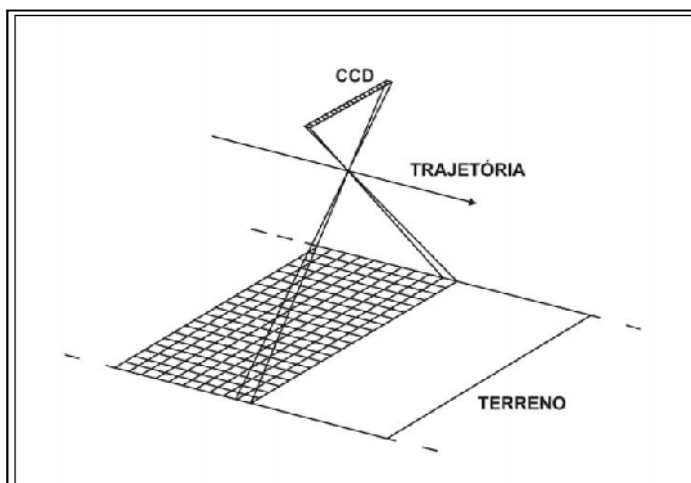


FIGURA 6 - FORMAÇÃO DE UMA CENA ATRAVÉS DE UM SENSOR *PUSHBROOM*
FONTE: ADAPTADA DE WOLF E DEWITT (2000)

2.3.1 Orientação interior

A orientação interior, ou modelo de sensor, diz respeito às características internas do sensor necessárias para a reconstrução dos feixes de raios do espaço objeto a partir dos pontos imagem correspondentes (MIKHAIL *et al.*, 2001).

Dentre algumas características pode-se citar distância focal, localização do ponto principal da imagem, tamanho dos dispositivos e tempo de integração das linhas CCD, quantidade de pixels na linha CCD, além das distorções do sistema óptico como os coeficientes de distorções radiais e descentradas. A Figura 7 a seguir ilustra alguns dos parâmetros citados em um sensor *pushbroom*.

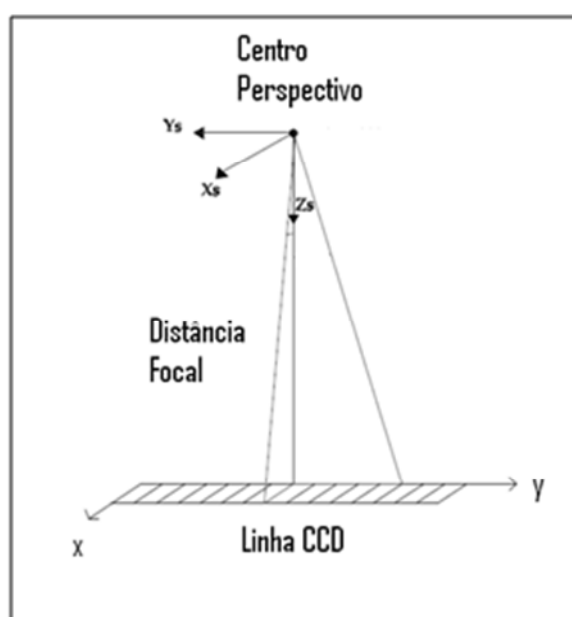


FIGURA 7 - PARÂMETROS DE ORIENTAÇÃO INTERIOR EM UMA IMAGEM *PUSHBROOM*
 FONTE: ADAPTADO DE GIANNONE (2006)

Estes parâmetros de orientação interior são geralmente conhecidos através da calibração do sensor em laboratório, sendo ideal a sua determinação posteriormente em órbita, uma vez que as condições físicas do ambiente são diferentes.

2.3.2 Orientação Exterior

A orientação exterior, ou modelo de plataforma, estabelece a posição e orientação da plataforma com relação ao sistema de coordenadas do espaço objeto em uma determinada linha CCD.

A posição é descrita através de três componentes em um Sistema de referência terrestre, inercial, ou ainda pelos denominados elementos orbitais da plataforma em um dado instante t (Figura 9). Já a orientação é descrita através dos ângulos de Euler (rolamento, arfagem e guinada), também conhecidos como ângulos de atitude da plataforma ψ , θ , ϕ .

Estes ângulos de atitude são referenciados ao centro de massa do satélite e são definidos com relação aos eixos de rotação físicos correspondentes. O eixo de rolamento é definido pela direção de movimento do satélite, o eixo de guinada pela direção que aponta para o centro de massa da Terra e o eixo de arfagem pelo eixo ortogonal aos outros dois eixos. O sentido positivo dos ângulos é o sentido anti-horário. A Figura 8 a seguir ilustra os eixos sobre os quais são definidos os ângulos de atitude em uma plataforma orbital.

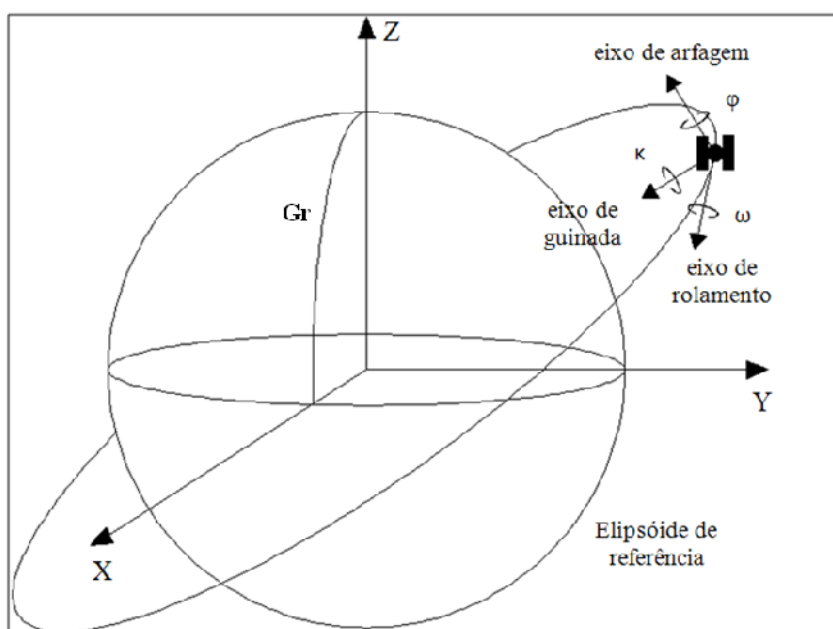


FIGURA 8 – EIXOS SOBRE OS QUAIS SÃO DEFINIDOS OS ÂNGULOS DE ATITUDE EM UMA PLATAFORMA ORBITAL. FONTE: ADAPTADO DE WERTZ (1978)

A Figura 9 a seguir ilustra a disposição dos elementos orbitais da plataforma na órbita em um dado instante t .

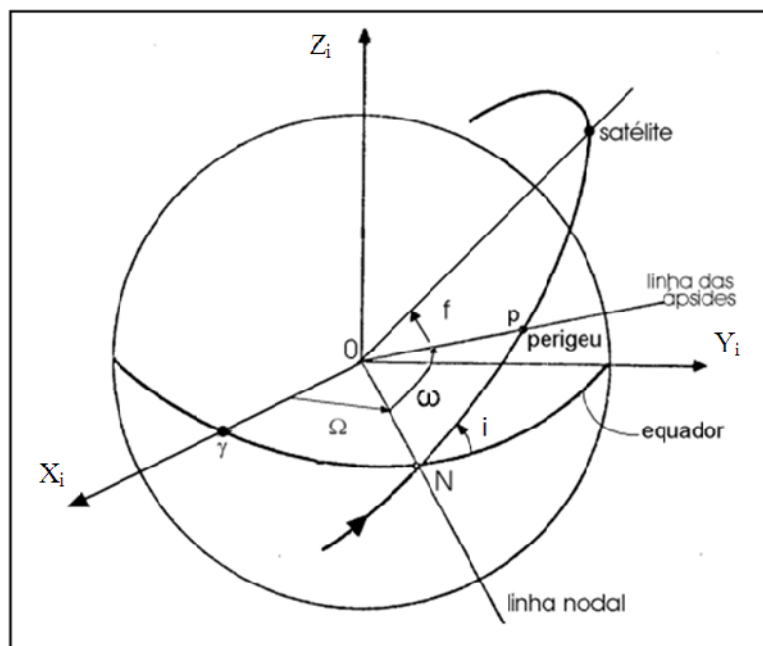


FIGURA 9 - PLANO ORBITAL E O SISTEMA DE REFERÊNCIA GEOCÊNTRICO INERCIAL
 FONTE: SILVA E FERREIRA (1984)

Os elementos orbitais são:

- semi-eixo maior, a
- excentricidade, e
- inclinação da órbita, i
- ascensão reta do nodo ascendente ou descendente,
- argumento do perigeu,
- anomalia verdadeira, f .

Pode-se ainda considerar como sexto elemento, no lugar de anomalia verdadeira, a anomalia média M ou o tempo de passagem pelo perigeu, T (BATE, 1971).

2.4 MODELOS RIGOROSOS PARA ORIENTAÇÃO DE IMAGENS DE SATÉLITE

Os modelos rigorosos geralmente são baseados no Princípio de Colinearidade, que indicam que os pontos no espaço imagem, espaço objeto e o centro perspectivo da imagem são colineares (Figura 10). Este princípio é modelado através das Equações de Colinearidade, que, no caso de sensores *pushbroom* lineares recebem uma modificação, na qual se inclui a modelagem das mudanças nos POE em função do tempo (GUGAN, 1987a). Estas modelagens podem ser efetuadas através de polinômios (GUGAN; DOWMAN, 1988), ou por princípios de Mecânica Orbital (VALADAN, 1997; RADHADEVI, 1994; MICHALIS; DOWNMAN, 2005).

Segundo Kim e Dowman (2006), o modelo de sensor pode ser determinado pelos modelos Posição-rotação e Órbita-atitude.

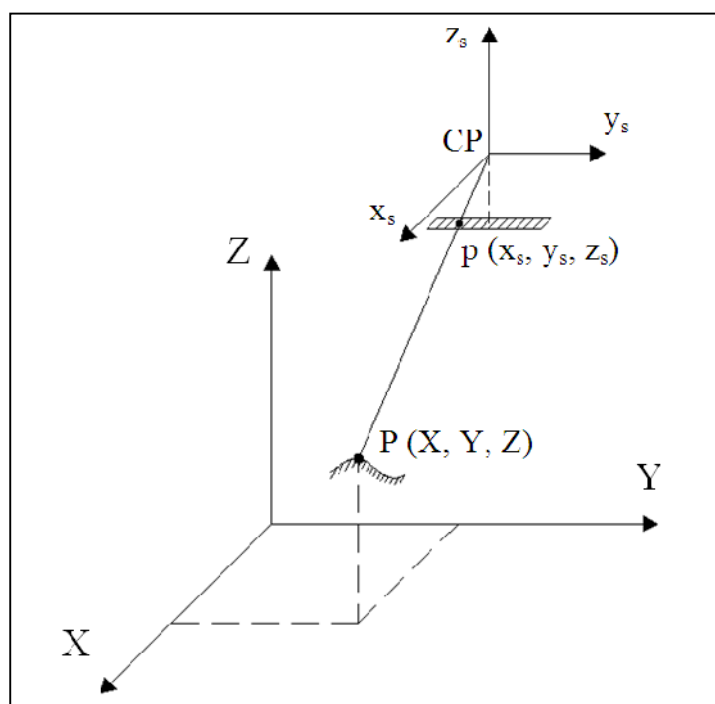


FIGURA 10 - PRINCÍPIO DA COLINEARIDADE APLICADA A SENSORES LINEARES *PUSHBROOM*
 FONTE: ADAPTADO DE GALO (2006)

2.4.1 Modelos Órbita-Atitude

Este modelo relaciona as coordenadas do espaço imagem, do espaço objeto e da plataforma através das Equações de Colinearidade. Para este modelo é considerado o Sistema de referência do sensor, da plataforma, Sistema de referência orbital, que tem origem no centro de massa do satélite, e um Sistema de referência geocêntrico terrestre.

O Sistema de referência orbital tem o eixo z apontando para o centro de massa da Terra, o eixo x no sentido do deslocamento da plataforma na órbita em um dado instante t e o eixo y completando o sistema dextrogiro triortogonal.

A orientação exterior pode ser definida em função dos elementos orbitais da plataforma ou diretamente pela posição e velocidade no Sistema de referência geocêntrico terrestre, com origem no centro de massa da Terra, sendo que, em ambos os casos a propagação destes, bem como dos ângulos de atitude da plataforma são modelados por polinômios de 1º, 2º e até 3º grau em função do tempo.

As Figuras 11 e 12 a seguir apresentam as relações entre o Sistema de referência orbital e os Sistemas de referência geocêntrico terrestre e o Sistema de referência do sensor.

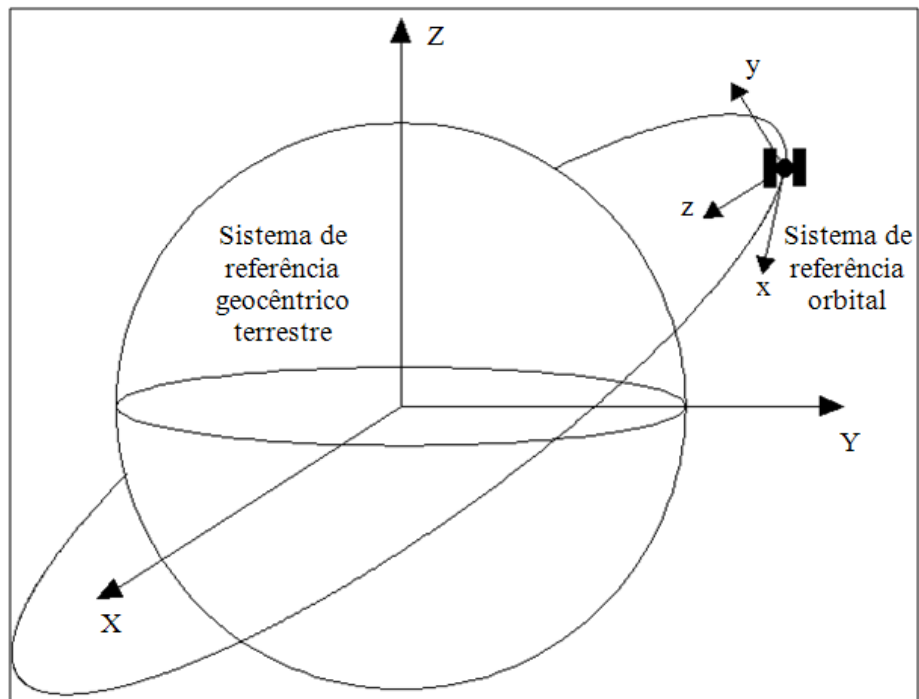


FIGURA 11 – RELAÇÃO ENTRE O SISTEMA DE REFERÊNCIA ORBITAL E O SISTEMA DE REFERÊNCIA GEOCÊNTRICO TERRESTRE. FONTE: O AUTOR (2011)

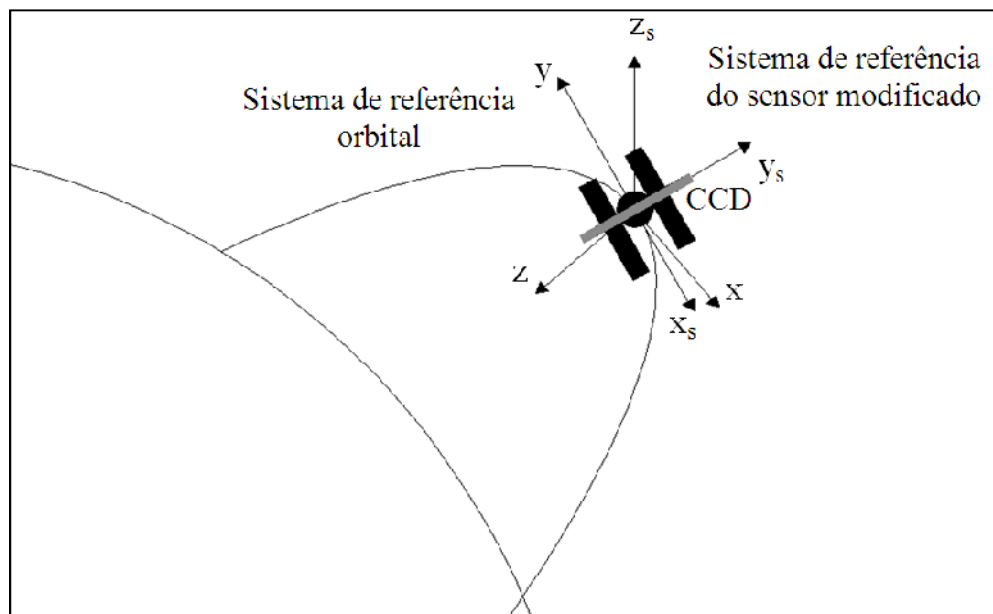


FIGURA 12 - RELAÇÃO ENTRE O SISTEMA DE REFERÊNCIA ORBITAL E O SISTEMA DE REFERÊNCIA DO SENSOR FONTE: O AUTOR (2011)

O modelo de Órbita-Atitude é apresentado através da equação 18.

$$\begin{bmatrix} x_s \\ y_s \\ -f \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ y_s \\ -f \end{bmatrix} = \lambda M^T \begin{bmatrix} X - X_S \\ Y - Y_S \\ Z - Z_S \end{bmatrix}, \quad (18)$$

onde X_S , Y_S , Z_S são as componentes da posição da plataforma, x_s e y_s são as coordenadas do sensor modificado, sendo o eixo y_s paralelo à linha de detectores CCD. A coordenada x_s é considerado zero pela característica unidimensional das linhas dos detectores *pushbroom*, uma vez que o eixo x_s é na direção de deslocamento da plataforma (ver Figura 10); f é a distância focal do sensor; λ é o fator de escala, M é a matriz de rotação responsável por alinhar o Sistema de referência do sensor e o Sistema de referência terrestre e, X , Y , Z são as coordenadas do espaço objeto no Sistema de referência terrestre.

A matriz M é composta por três matrizes de rotação, uma que representa a matriz de transformação do Sistema de referência do sensor para o Sistema de referência da plataforma (R_{PS}), em função dos ângulos de *boresight* (b_x , b_y , b_z); outra que leva do Sistema de referência da plataforma para o Sistema de referência orbital (R_{OP}), expressa em função dos ângulos de atitude; e outra que representa a matriz de rotação do Sistema de referência orbital para o Sistema de referência terrestre (R_{TO}), em função da posição e velocidade do satélite.

As duas primeiras matrizes são particulares para cada sistema sensor, uma vez que a primeira é associada à estrutura da plataforma e a segunda depende da ordem de rotação e da definição dos eixos. As matrizes R_{PS} , R_{OP} , são apresentadas genericamente através das equações 19 e 20 a seguir.

$$R_{OP} = R_3(\kappa)R_2(\varphi)R_1(\omega), \quad (19)$$

$$R_{PS} = \begin{bmatrix} \cos(b_z) \cos(b_\gamma) & \cos(b_z) \sin(b_\gamma) \sin(b_x) + \sin(b_z) \cos(b_x) & -\cos(b_z) \sin(b_\gamma) \cos(b_x) + \sin(b_z) \sin(b_x) \\ -\sin(b_z) \cos(b_\gamma) & -\sin(b_z) \sin(b_\gamma) \sin(b_x) + \cos(b_z) \cos(b_x) & \sin(b_z) \sin(b_\gamma) \cos(b_x) + \cos(b_z) \sin(b_x) \\ \sin(b_\gamma) & -\cos(b_\gamma) \sin(b_x) & \cos(b_\gamma) \cos(b_x) \end{bmatrix}, \quad (20)$$

Similarmente, a matriz R_{TO} depende da definição exata do Sistema de referência orbital. Segundo Kim (2006) esta matriz é apresentada em função da posição e da velocidade da plataforma por:

$$R_{TO} = \begin{bmatrix} \frac{V_X}{L_V} & \frac{-Y_S V_Z + V_Y Z_S}{L_V L_P} & -\frac{X_S}{L_P} \\ \frac{V_Y}{L_V} & \frac{-Z_S V_X + V_Z X_S}{L_V L_P} & -\frac{Y_S}{L_P} \\ \frac{V_Z}{L_V} & \frac{-X_S V_Y + V_X Y_S}{L_V L_P} & -\frac{Z_S}{L_P} \end{bmatrix}, \quad (21)$$

onde V_X , V_Y e V_Z são as componentes do vetor velocidade; X_S , Y_S , Z_S são as componentes da posição do satélite; L_P a magnitude do vetor posição; e L_V é a magnitude do vetor velocidade, todos estes parâmetros referenciados ao Sistema de referência geocêntrico terrestre.

A matriz M é definida por:

$$M = R_{TO} \cdot R_{OP} \cdot R_{PS}, \quad (22)$$

A modelagem das mudanças de posição, velocidade e a atitude do satélite, podem ser efetuadas por polinômios em função do tempo, geralmente de 2º grau (KIM; JEUN, 2002), por:

$$\begin{aligned} X_S &= X_0 + a_1 t + b_1 t^2, \\ Y_S &= Y_0 + a_2 t + b_2 t^2, \\ Z_S &= Z_0 + a_3 t + b_3 t^2, \\ V_x &= V_{x0} + a_4 t + b_4 t^2, \\ V_y &= V_{y0} + a_5 t + b_5 t^2, \\ V_z &= V_{z0} + a_6 t + b_6 t^2, \\ &= \varphi_0 + a_7 t + b_7 t^2, \\ \varphi &= \varphi_0 + a_8 t + b_8 t^2, \\ &= \psi_0 + a_9 t + b_9 t^2, \end{aligned} \quad (23)$$

onde X_0 , Y_0 , Z_0 , V_{x0} , V_{y0} , V_{z0} são as componentes da posição e velocidade do satélite no referencial geocêntrico terrestre no instante $t = 0$; φ_0 , ψ_0 e θ_0 representam os ângulos de atitude no instante $t = 0$; a_1 , b_1 , ..., a_9 , b_9 são os coeficientes polinomiais e; t é um dado instante de tempo.

2.4.2 Modelos Posição-Rotação

Estes modelos também são baseados no Princípio de Colinearidade modificado, no qual há a adaptação à geometria de aquisição de imagens dos sensores lineares *pushbroom*. Como citado anteriormente, esta modificação ocorre tendo em vista que nestes sensores, cada linha corresponde a uma imagem diferente, e, por este fato, a componente x do espaço imagem é assumida como zero, uma vez que não há deslocamentos nesta direção (GUGAN, 1987b; GUGAN; DOWMAN, 1988; KRATKY, 1989). A Equação de Colinearidade modificada para sensores lineares *pushbroom* segue abaixo:

$$0 = x_s = -f \frac{r_{11}(X_i - X_S) + r_{12}(Y_i - Y_S) + r_{13}(Z_i - Z_S)}{r_{31}(X_i - X_S) + r_{32}(Y_i - Y_S) + r_{33}(Z_i - Z_S)}, \quad (24)$$

$$y_s = -f \frac{r_{21}(X_i - X_S) + r_{22}(Y_i - Y_S) + r_{23}(Z_i - Z_S)}{r_{31}(X_i - X_S) + r_{32}(Y_i - Y_S) + r_{33}(Z_i - Z_S)}, \quad (25)$$

sendo X_i , Y_i e Z_i as coordenadas do espaço objeto; X_S , Y_S e Z_S as coordenadas do centro perspectivo do sensor no Sistema de coordenadas cartesianas terrestre; x_s , y_s são as coordenadas do Sistema de referência do sensor modificado, sendo as direções dos eixos as mesmas utilizadas no Modelo Órbita-Atitude; f é a distância focal calibrada do sensor e; r_{11} , ..., r_{33} são os componentes da matriz de rotação.

A matriz de rotação é construída a partir dos ângulos de atitude da plataforma, κ , φ e ω , e tem o objetivo de alinhar o sistema de coordenadas do espaço imagem com o sistema de coordenadas do espaço objeto. A equação 26 a seguir apresenta a matriz de rotação e os seus componentes em função dos ângulos de Euler.

$$R = R_Z(\kappa)R_Y(\varphi)R_X(\omega) = \begin{bmatrix} r_{11} & r_{12} & r_{13} \\ r_{21} & r_{22} & r_{23} \\ r_{31} & r_{32} & r_{33} \end{bmatrix}, \quad (26)$$

onde:

$$\begin{aligned}
r_{11} &= \cos \varphi \cos \kappa, \\
r_{21} &= \sin \omega \sin \varphi \cos \kappa + \cos \omega \sin \kappa, \\
r_{31} &= -\cos \omega \sin \varphi \cos \kappa + \sin \omega \sin \kappa, \\
r_{12} &= -\cos \varphi \sin \kappa, \\
r_{22} &= -\sin \omega \sin \varphi \sin \kappa + \cos \omega \cos \kappa, \\
r_{32} &= \cos \omega \sin \varphi \sin \kappa + \sin \omega \cos \kappa, \\
r_{13} &= \sin \varphi, \\
r_{23} &= -\sin \omega \cos \varphi, \\
r_{33} &= \cos \omega \cos \varphi.
\end{aligned} \tag{27}$$

Similarmente ao caso do Modelo Órbita-Atitude, para o Modelo Posição-Rotação diversas abordagens distintas foram desenvolvidas para a modelagem das mudanças dos POE durante a formação da cena. Neste trabalho, será abordado apenas o modelo de sensor desenvolvido por Guban (1987a), posteriormente modificados por Orun e Natarajan (1994), Bang e Cho (2001), Kim e Donwman (2005) e Michalis e Donwman (2005), baseado em teorias de Mecânica Orbital.

O modelo desenvolvido por Guban (1987a) e Guban e Dowman (1988) apresenta o relacionamento entre os parâmetros de orientação exterior e o tempo t (que também pode ser associado com a coordenada x_s , a menos de um fator de escala) modelado da seguinte forma:

$$\begin{aligned}
X_s &= X_0 + a_1 t + b_1 t^2, \\
Y_s &= Y_0 + a_2 t + b_2 t^2, \\
Z_s &= Z_0 + a_3 t + b_3 t^2, \\
\psi &= \psi_0 + a_4 t + b_4 t^2, \\
\varphi &= \varphi_0 + a_5 t + b_5 t^2, \\
\kappa &= \kappa_0 + a_6 t + b_6 t^2,
\end{aligned} \tag{28}$$

onde X_0 , Y_0 e Z_0 são as coordenadas do centro perspectivo do sensor na primeira linha da imagem; a_1 , a_2 , ..., b_5 , b_6 são os coeficientes polinomiais da modelagem de mudança nos POE e; t é um dado instante de tempo da formação da cena.

Entretanto a pesquisa desenvolvida por Orun e Natarajan (1994), indicou que estas equações com 18 parâmetros a serem determinados não apresentam um

conjunto prático de parâmetros, uma vez que em um sensor *pushbroom* linear, diferente do funcionamento de uma câmara *frame*, certos parâmetros são altamente correlacionados entre si, o que pode ocasionar soluções muito instáveis devido a dependência linear entre os parâmetros. A Figura 13 apresenta os efeitos de pequenas mudanças nos seis POE em câmaras *frame* e em um sensor *pushbroom* linear.

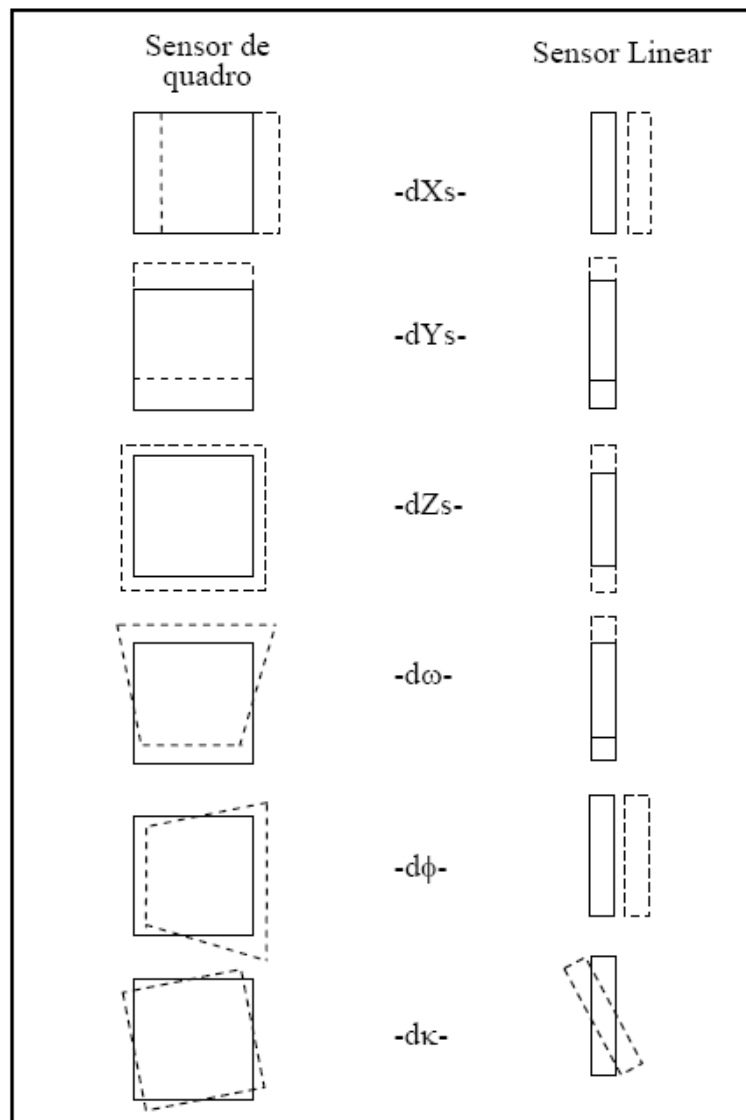


FIGURA 13 - EFEITO DE PEQUENAS MUDANÇAS NOS PARÂMETROS PARA CÂMARAS *FRAME* E SENSORES *PUSHBROOM* LINEARES. FONTE: ADAPTADA DE ORUN E NATARAJAN (1994)

Ao analisar-se a Figura 13, nota-se que: pequenas mudanças em X_s tem o mesmo efeito que pequenas mudanças em Y_s e; pequenas mudanças em Z_s assemelham-se muito à pequenas mudanças em X_s . Ou seja, uma vez que os

efeitos destes movimentos são muito próximos, sua determinação indireta é instável, devido à alta correlação. Neste caso, há a necessidade de se considerar como constante ou Y e X do conjunto de parâmetros, totalizando um conjunto de 12 parâmetros resultantes para cada imagem.

As equações a seguir foram propostas por Orun e Natarajan (1994), onde os ângulos α e β foram indicados como valores fixos e constantes, apenas com o ângulo γ e as componentes da posição sendo propagados por polinômios de 2º grau.

$$\begin{aligned} X_s &= X_0 + a_1 t + b_1 t^2, \\ Y_s &= Y_0 + a_2 t + b_2 t^2, \\ Z_s &= Z_0 + a_3 t + b_3 t^2, \\ &= z_0 + a_4 t + b_4 t^2. \end{aligned} \quad (29)$$

Desta forma, qualquer mudança em α e β pode ser automaticamente absorvida por Y e X , respectivamente. Segundo Marcato (2011), isto é válido apenas quando as coordenadas do CP são referenciadas a um Sistema de referência geodésico local ou a um sistema de projeção, como o UTM.

Uma vez que a estimativa da diferença de tempo (t) é função linear da linha da imagem (x_s), pode-se admitir que x_s substitui a variação de tempo t , e as mudanças em unidades (fator de escala entre t e x_s) podem ser absorvidas pelos coeficientes a e b . Desta forma as equações 29 podem ser reescritas como:

$$\begin{aligned} X_s &= X_0 + a_1 x_s + b_1 x_s^2, \\ Y_s &= Y_0 + a_2 x_s + b_2 x_s^2, \\ Z_s &= Z_0 + a_3 x_s + b_3 x_s^2, \\ &= z_0 + a_4 x_s + b_4 x_s^2. \end{aligned} \quad (30)$$

Atualmente este modelo é um dos mais representativos e amplamente utilizados em aplicativos comerciais.

O trabalho desenvolvido por Bang e Cho (2001) para o satélite coreano KOMPSAT-1, baseado no modelo de Gagan (1987a), analisou dez configurações

diferentes de modelagens polinomiais nas mudanças dos POE. A Figura 14 apresenta os dez modelos bem como as suas respectivas denominações.

FIRST-ZERO MODEL	FIRST-FIRST MODEL	FIRST-KAPPA MODEL
$X_s = X_o + a_1L$	$X_s = X_o + a_1L$	$X_s = X_o + a_1L$
$Y_s = Y_o + a_2L$	$Y_s = Y_o + a_2L$	$Y_s = Y_o + a_2L$
$Z_s = Z_o + a_3L$	$Z_s = Z_o + a_3L$	$Z_s = Z_o + a_3L$
$\omega_s = \omega_o$	$\omega_s = \omega_o + a_4L$	$\omega_s = const$
$\phi_s = \phi_o$	$\phi_s = \phi_o + a_5L$	$\phi_s = const$
$\kappa_s = \kappa_o$	$\kappa_s = \kappa_o + a_6L$	$\kappa_s = \kappa_o + a_6L$
SECOND-ZERO MODEL	SECOND-FIRST MODEL	SECOND-FIRST-OMEGA MODEL
$X_s = X_o + a_1L + b_1L^2$	$X_s = X_o + a_1L + b_1L^2$	$X_s = X_o + a_1L + b_1L^2$
$Y_s = Y_o + a_2L + b_2L^2$	$Y_s = Y_o + a_2L + b_2L^2$	$Y_s = Y_o + a_2L + b_2L^2$
$Z_s = Z_o + a_3L + b_3L^2$	$Z_s = Z_o + a_3L + b_3L^2$	$Z_s = Z_o + a_3L + b_3L^2$
$\omega_s = \omega_o$	$\omega_s = \omega_o + a_4L$	$\omega_s = \omega_o$
$\phi_s = \phi_o$	$\phi_s = \phi_o + a_5L$	$\phi_s = \phi_o + a_5L$
$\kappa_s = \kappa_o$	$\kappa_s = \kappa_o + a_6L$	$\kappa_s = \kappa_o + a_6L$
SECOND-SECOND MODEL	SECOND-KAPPA MODEL	
$X_s = X_o + a_1L + b_1L^2$	$X_s = X_o + a_1L + b_1L^2$	
$Y_s = Y_o + a_2L + b_2L^2$	$Y_s = Y_o + a_2L + b_2L^2$	
$Z_s = Z_o + a_3L + b_3L^2$	$Z_s = Z_o + a_3L + b_3L^2$	
$\omega_s = \omega_o + a_4L + b_4L^2$	$\omega_s = const$	
$\phi_s = \phi_o + a_5L + b_5L^2$	$\phi_s = const$	
$\kappa_s = \kappa_o + a_6L + b_6L^2$	$\kappa_s = \kappa_o + a_6L + b_6L^2$	
THIRD-ZERO MODEL	THIRD-FIRST-OMEGA MODEL	
$X_s = X_o + a_1L + b_1L^2 + c_1L^3$	$X_s = X_o + a_1L + b_1L^2 + c_1L^3$	
$Y_s = Y_o + a_2L + b_2L^2 + c_2L^3$	$Y_s = Y_o + a_2L + b_2L^2 + c_2L^3$	
$Z_s = Z_o + a_3L + b_3L^2 + c_3L^3$	$Z_s = Z_o + a_3L + b_3L^2 + c_3L^3$	
$\omega_s = \omega_o$	$\omega_s = \omega_o$	
$\phi_s = \phi_o$	$\phi_s = \phi_o + a_5L$	
$\kappa_s = \kappa_o$	$\kappa_s = \kappa_o + a_6L$	

FIGURA 14 - DIFERENTES MODELOS DE SENSOR ANALISADOS POR BANG E CHO (2001).

FONTE: BANG E CHO (2001)

Nesta pesquisa, os modelos *First-Zero* e *First-First* apresentaram os resultados mais acurados, sendo que todos os modelos apresentaram erros resultantes abaixo de 3,5 pixels.

Kim e Dowman (2006), baseados também no trabalho de Gugan (1987a), compararam quatro diferentes conjuntos de parâmetros a serem determinados, apresentados a seguir na Tabela 1.

TABELA 1- DIFERENTES MODELOS DE SENSOR PROPOSTOS

Modelo	Parâmetros
PE-1	$X_0, a_1, b_1, Y_0, a_2, b_2, Z_0, a_3, b_3, 0, 0, 0$
PE-2	$X_0, a_1, b_1, Y_0, a_2, b_2, Z_0, a_3, b_3, 0, a_4, b_4$
PE-3	$X_0, a_1, b_1, Y_0, a_2, b_2, Z_0, a_3, b_3$
PE-4	$X_0, Y_0, Z_0, 0, 0, 0$

FONTE: ADAPTADA DE KIM E DOWMAN (2006)

O modelo denominado PE-1, modela as mudanças da posição da plataforma a partir de polinômios de segundo grau e considera os ângulos de atitude sem variação, assim como o modelo *Second-zero* (BANG; CHO, 2001); o modelo PE-2 é o modelo proposto por Orun e Natarajan (1994), denominado *Second-kappa* por Bang e Cho (2001). O modelo PE-3, assume que os ângulos de atitude são considerados fixos e constantes. E, por fim, o modelo PE-4, apresenta a situação normal de uma câmara *frame*.

Baseado no princípio que a propagação da posição da plataforma é modelada através de um polinômio de segundo grau, Michalis e Dowman (2005) analisaram fisicamente o processo de formação de seqüência de imagens *along-track*, e associaram os coeficientes lineares com a velocidade angular da plataforma e os termos quadráticos com as acelerações angulares.

A concepção dos modelos de orientação desenvolvidos é baseada na condição de colinearidade, partindo-se de uma transformação isogonal como apresentado a seguir.

$$\begin{bmatrix} 0 \\ y_i - y_0 \\ -f \end{bmatrix} = \lambda_i M(t) \begin{bmatrix} X_i - X_c(t) \\ Y_i - Y_c(t) \\ Z_i - Z_c(t) \end{bmatrix}, \quad (31)$$

onde f é a distância focal; t é o tempo de aquisição de uma linha da cena; X_i, Y_i, Z_i são as coordenadas dos pontos de controle no terreno referenciados ao Sistema de referência geocêntrico inercial; $X_C(t), Y_C(t), Z_C(t)$ são as coordenadas do centro perspectivo da linha da cena no referencial do terreno também no Sistema de referência geocêntrico inercial; λ_i é um fator de escala o qual varia de ponto para ponto; $M(t)$ é uma matriz de rotação 3×3 a qual alinha o Sistema de referência geocêntrico inercial com o Sistema de referência do sensor em função do tempo; y_i é a coordenada de um ponto no Sistema de referência do sensor.

A partir destas considerações, as acelerações utilizadas nos polinômios de segundo grau podem ser calculadas a partir de três métodos diferentes: o Modelo de Kepler associado ao Problema dos Dois Corpos ou movimento Kepleriano; o Modelo de Lambert-Gauss baseado na teoria de Lambert-Gauss para a determinação de órbitas a partir das componentes da posição e constantes de transição (BATE, 1971) e o Modelo combinado Lambert-Gauss e Herrick-Gibbs, baseado na associação das teorias de Lambert-Gauss e Herrick-Gibbs para determinação de órbitas, em caso de seqüência de mais de duas imagens.

Estes modelos foram desenvolvidos e testados apenas em seqüências de estéreo imagens obtidas pelo sensor HRS do satélite SPOT 5 com funcionamento *along-track*.

Para a utilização destes modelos, algumas considerações e indicações são apresentadas conforme descrito em Michalis e Dowman (2008):

- o satélite move-se ao longo de uma órbita bem definida e aproximadamente circular;
- as cenas são adquiridas com um intervalo de tempo constante de aquisição das linhas. Como resultado as coordenadas ao longo do trajeto de vôo têm a mesma escala;
- a orientação das imagens deve ser realizada em um Sistema de coordenadas geocêntrico, a fim de evitar distorções causadas pela curvatura da Terra e da projeção cartográfica e para facilitar a integração com fontes de informações de metadados que podem estar disponíveis;

- o movimento do satélite durante o tempo de aquisição de imagens estéreo *alongtrack* é um movimento Kepleriano. Em combinação com a suposição anterior, deve ser utilizado o Sistema de coordenadas geocêntrico inercial;
- os ângulos de atitude do satélite permanecem constantes durante o tempo de aquisição de cada cena.

No Modelo de Kepler, a órbita é propagada utilizando-se a equação 17 que representa a modelagem do Problema dos Dois Corpos, a partir do movimento kepleriano, associado ao movimento uniformemente variado (MUV). A posição do satélite em um dado instante qualquer é obtida a partir das equações a seguir:

$$\begin{aligned}
 X_c(t) &= X_0 + u_x \tau - \frac{GM \cdot X_0 \cdot \tau^2}{2 \cdot (X_0^2 + Y_0^2 + Z_0^2)^{3/2}}, \\
 Y_c(t) &= Y_0 + u_y \tau - \frac{GM \cdot Y_0 \cdot \tau^2}{2 \cdot (X_0^2 + Y_0^2 + Z_0^2)^{3/2}}, \\
 Z_c(t) &= Z_0 + u_z \tau - \frac{GM \cdot Z_0 \cdot \tau^2}{2 \cdot (X_0^2 + Y_0^2 + Z_0^2)^{3/2}},
 \end{aligned} \tag{32}$$

com

$$\tau = t + dt, \tag{33}$$

onde u_x , u_y , u_z são as componentes do vetor velocidade; t é o tempo associado à aquisição da primeira linha da cena e dt é o intervalo de tempo a partir da formação da primeira linha CCD para as demais.

Com relação à utilização direta de dados de atitude dos arquivos de metadados, os autores indicam a necessidade de se atentar ao Sistema de coordenadas a qual estes estão referenciados. No caso dos ângulos de atitude da plataforma SPOT 5 disponíveis nos metadados, estas encontram-se referenciadas ao centro de massa da plataforma, necessitando de rotações e translações para serem utilizadas em soluções fotogramétricas genéricas.

Desta forma, para uma cena, este modelo apresenta 9 incógnitas: 6 referentes ao vetor de estado da plataforma (posição e velocidade) e mais 3 referentes aos ângulos de atitude.

3 MATERIAIS E MÉTODOS

Neste capítulo serão descritos os materiais utilizados nesta pesquisa, bem como a metodologia desenvolvida e utilizada.

3.1 MATERIAIS

Para o estudo da adequabilidade do Modelo de Kepler nas cenas HRC, a partir do estudo da dinâmica do satélite CBERS 2B, os seguintes materiais foram utilizados:

- arquivos de metatdados no formato *.xml* de cinco imagens HRC/CBERS 2B.

Para os testes de modelos matemáticos de orientação e o estudo da acurácia dos mesmos, os seguintes materiais foram utilizados:

- Imagem HRC/CBERS 2B órbita/ponto 148_B_123_1, de 24/02/2010, em nível de processamento 1, referenciada ao WGS 84, referente a parte do estado do Espírito Santo;
- Coordenadas dos vértices do Sistema Geodésico Brasileiro (SGB) utilizados como pontos de controle e de verificação da área referente à imagem do Espírito Santo, obtidos no site do Instituto Brasileiro de Geografia e Estatística (IBGE);
- Imagem HRC/CBERS 2B órbita/ponto 154_B_126_5, de 27/03/2009, em nível de processamento 1, referenciada ao WGS 84, referente a parte do Distrito Federal;
- Conjunto de cartas na escala 1:2000 obtidas pelo Sistema Cartográfico do Distrito Federal – SICAD, para extração de pontos de controle e de verificação da área referente à imagem de parte do Distrito Federal.

3.2 ANÁLISE DA DINÂMICA DO SATÉLITE CBERS 2B

Para que fosse efetuada a aplicação do Modelo de Kepler na orientação de imagens HRC/CBERS 2B, foi realizado um estudo da dinâmica do satélite quanto à adequabilidade deste modelo. Neste estudo, foi necessário que cada parâmetro fosse analisado quanto ao seu comportamento durante o tempo de formação de uma cena HRC/CBERS 2B. Para tanto, testes foram realizados em cinco cenas utilizando os dados reais de posição, provenientes de efemérides *Two Line Elements* (TLE) da NASA e, de atitude, provenientes do Computador de Controle de Órbita e Atitude (AOCC do inglês *Attitude and Orbit Control Computer*) da plataforma de cada cena.

Os dados de posição e atitude da plataforma CBERS 2B são disponibilizados juntamente com as cenas nos arquivos *.xml* em um intervalo de tempo de 10 segundos, a cada segundo, sendo o primeiro dado anterior ao instante de início de formação da cena. Um exemplo de um trecho destes arquivos contendo informações de posição, obtidas pelas efemérides TLE/NASA, e atitude, obtidas pelo AOCC, é apresentado na Figura 15. A Tabela 2 apresenta as características das cenas utilizadas.

```

- <attitude description="PACDB: ATTITUDE_AOCC">
  <time>2008-03-11T13:13:08</time>
  <roll>1.60865</roll>
  <pitch>-0.097043</pitch>
  <yaw>3.58099</yaw>
  <deltaRoll>4.98121e-05</deltaRoll>
  <deltaPitch>-0.000819945</deltaPitch>
  <deltaYaw>-0.00137228</deltaYaw>
</attitude>
</attitudes>
- <ephemerides>
  - <ephemeris description="TLE">
    <time>2008-03-11T13:12:59</time>
    <x>4811648.041267</x>
    <y>-4557711.882788</y>
    <z>-2702063.319919</z>
    <vx>-3168.199990</vx>
    <vy>690.709013</vy>
    <vz>-6822.792174</vz>
  </ephemeris>

```

FIGURA 15 - TRECHO DE UM ARQUIVO *.XML* REFERENTE À POSIÇÃO E ORIENTAÇÃO DA PLATAFORMA. FONTE: O AUTOR (2011)

TABELA 2 – CARACTERÍSTICAS DAS CENAS E DADOS DE POSIÇÃO E ATITUDE UTILIZADOS NOS TESTES.

Imagens	Órbita/Ponto	Data	Horário do 1º dado	Nível de processamento
1	151_D_126_1	11/03/2008	13:12:59	1
2	157_B_118_1	05/06/2008	13:34:53	1
3	154_B_126_5	27/03/2009	13:26:48	1
4	148_B_123_1	24/02/2010	13:04:18	1
5	157_B_118_2	05/06/2008	13:34:55	1

FONTE: O AUTOR (2010)

3.2.1 Comportamento das atitudes e velocidades

Para a análise da dinâmica, primeiramente foram estudados o comportamento dos ângulos de atitude nas cinco imagens, com o objetivo de verificar a variação destes durante o tempo de formação de uma cena HRC-CBERS 2B, ou seja, aproximadamente 4 segundos.

Os dados obtidos foram organizados e a partir destes obteve-se as diferenças absolutas. Isto é, a partir do primeiro valor obtido calculou-se a discrepância entre este e os 9 restantes e, posteriormente obteve-se a raiz do erro médio quadrático (RMSE do inglês *Root Mean Square Error*). A Tabela 3 a seguir apresenta os RMSE para os ângulos α , β e γ nas cinco cenas analisadas e as Figuras de 16 a 18 apresentam gráficos com os comportamentos dos ângulos de atitude nas diferentes cenas analisadas.

TABELA 3 - DISCREPÂNCIAS DOS ÂNGULOS DE ATITUDE NAS CINCO CENAS.

Imagens	RMSE ($^{\circ}$)	RMSE ($^{\circ}$)	RMSE ($^{\circ}$)
1	0,00000	$2,66695 \times 10^{-2}$	0,00000
2	$5,77119 \times 10^{-8}$	$2,21370 \times 10^{-2}$	$1,37292 \times 10^{-7}$
3	$3,45985 \times 10^{-2}$	$2,74263 \times 10^{-2}$	$9,39810 \times 10^{-8}$
4	0,00000	0,00000	0,00000
5	$8,81564 \times 10^{-8}$	$1,47034 \times 10^{-2}$	$1,33465 \times 10^{-7}$

FONTE: O AUTOR (2011)

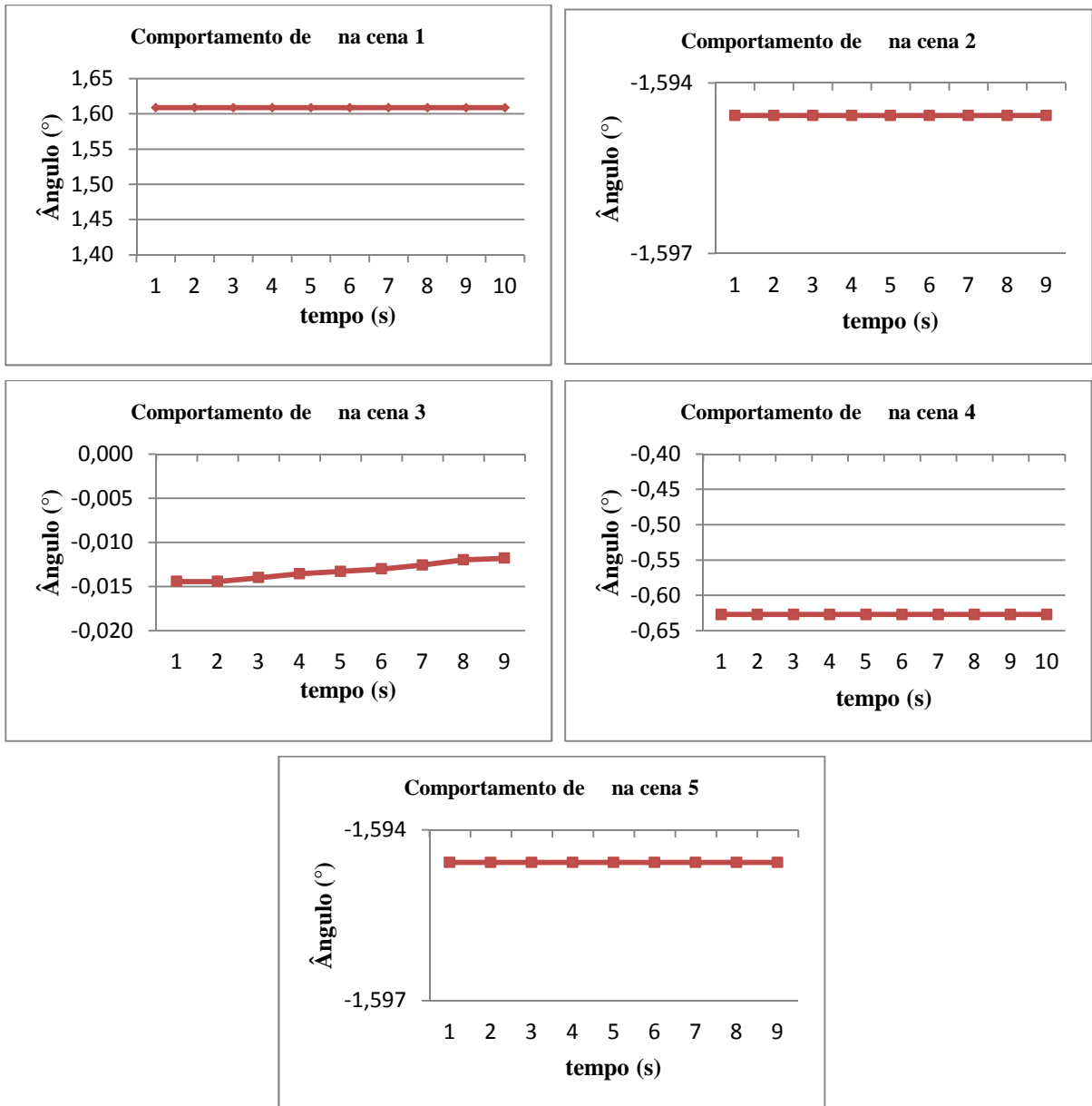
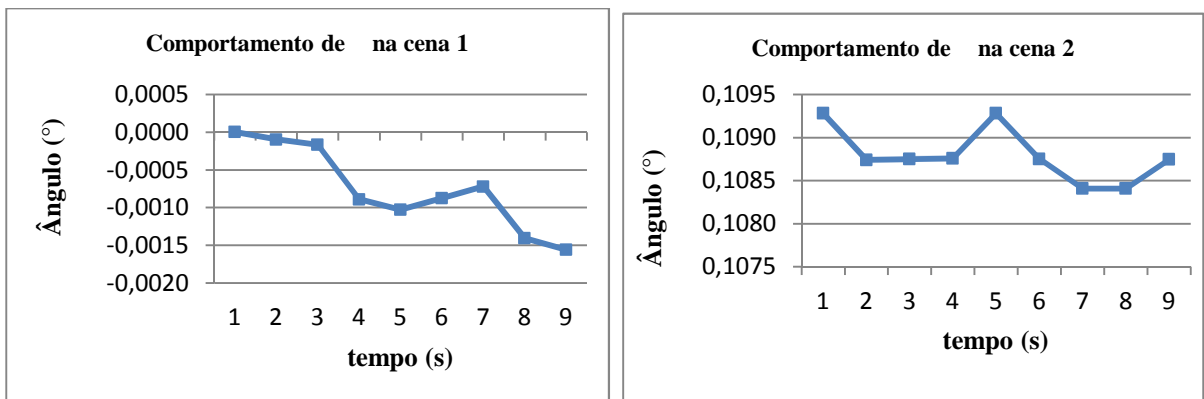


FIGURA 16 – COMPORTAMENTO DOS ÂNGULOS NAS CENAS ANALISADAS
 FONTE: O AUTOR (2011)



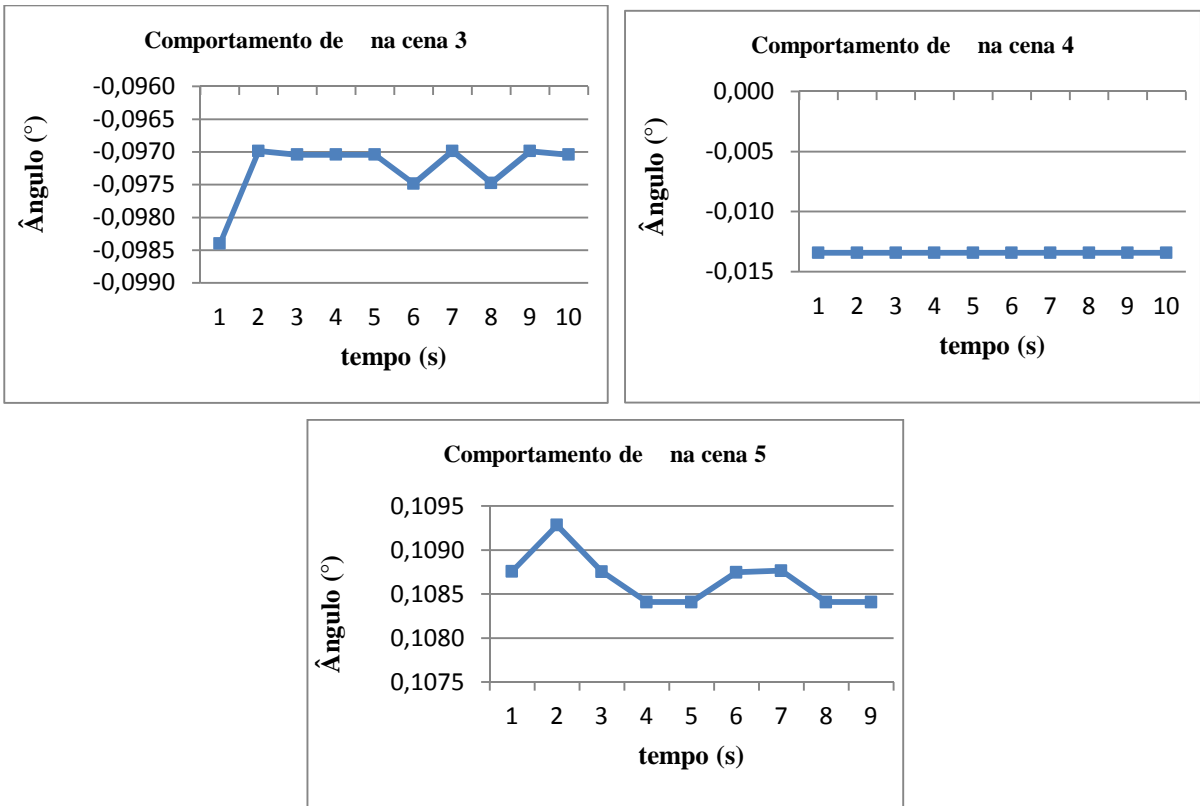
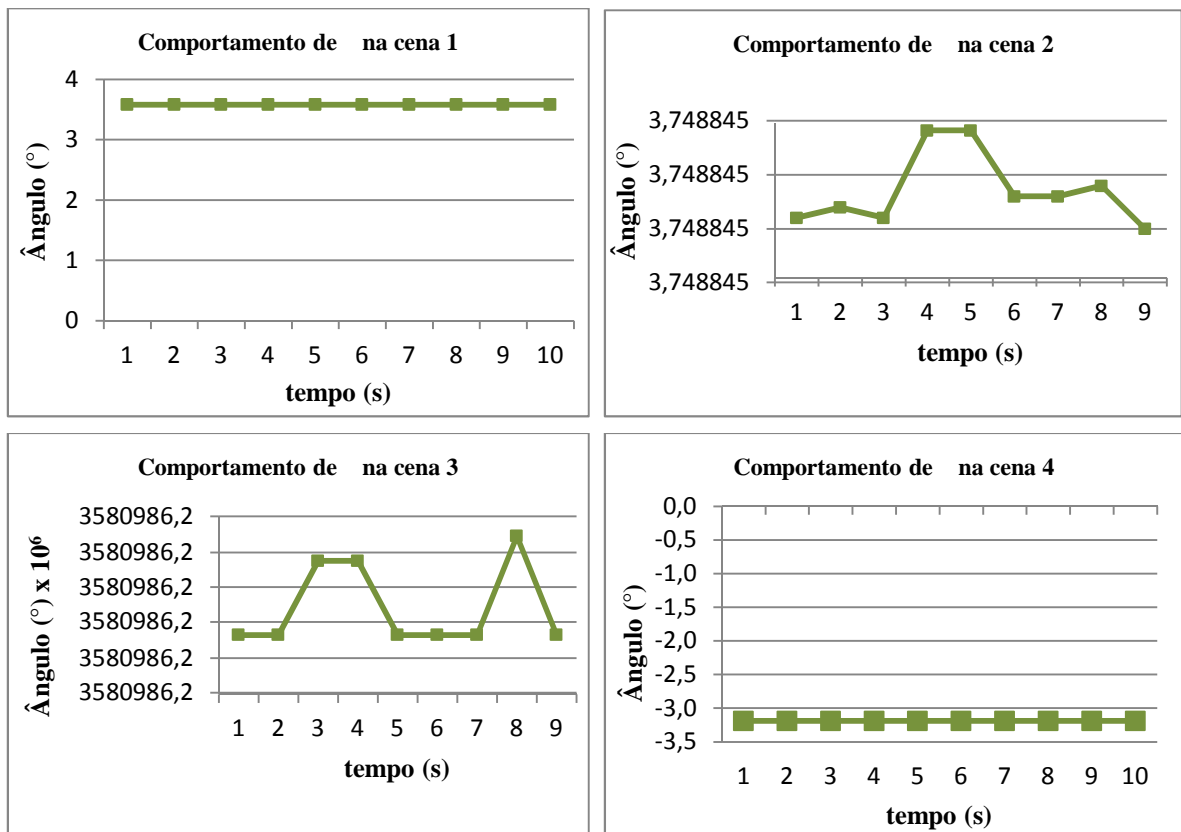


FIGURA 17 – COMPORTAMENTO DOS ÂNGULOS NAS CENAS ANALISADAS
 FONTE: O AUTOR (2011)



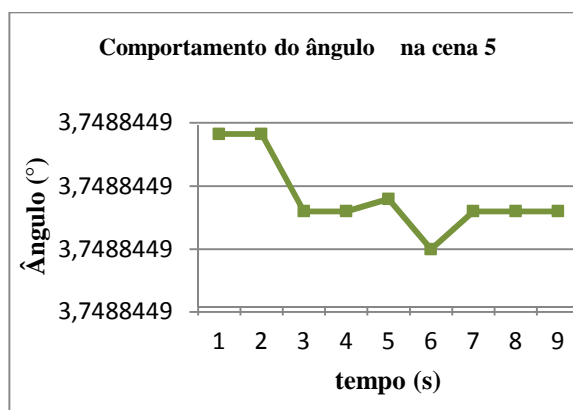


FIGURA 18 – COMPORTAMENTO DOS ÂNGULOS NAS CENAS ANALISADAS
 FONTE: O AUTOR (2011)

A partir da análise da Tabela 3 e das Figuras 16, 17 e 18, é possível verificar que dentro de um intervalo de 9 segundos as discrepâncias apresentaram-se muito próximas de zero. No gráfico da cena 2, 3 e 5 da Figura 18, as mudanças são extremamente pequenas, da ordem de 10^{-15} , desta forma os valores de ordenada permaneceram iguais. Desta forma, pode-se considerar que durante o tempo de formação das cenas HRC, os ângulos de atitude são invariáveis.

No entanto, deve-se atentar que o sensor HRC é composto por três matrizes de detectores, sendo que a 1ª e a 3ª matriz são alinhadas entre si com uma distância de 26 mm da matriz 2 (MARCATO, 2011 *apud* MACHADO E SILVA, 2009). Em função deste não alinhamento entre os sensores, e do movimento de rotação da Terra, é aplicado um movimento lateral combinado com o próprio movimento do satélite (EPHIPANIO, 2009). Desta forma, para o caso do ângulo é necessário que se realize mais estudos com o objetivo de verificar a influência da consideração ou não de sua variação durante a formação da cena. Nesta pesquisa, o ângulo será considerado invariável como uma primeira aproximação para a orientação das imagens HRC/CBERS 2B.

Posteriormente à análise da atitude, foi estudado o comportamento das velocidades nas cinco imagens, com o objetivo de verificar se há variação destas durante o tempo de formação de uma cena HRC/CBERS 2B. Em outras palavras, foi investigada a magnitude das acelerações sofridas pela plataforma em sua órbita, durante a formação das cenas.

De maneira similar, a partir do primeiro valor obtido calculou-se a discrepância entre este e os 9 restantes e, posteriormente obteve-se o RMSE. A Tabela 4 a

seguir apresenta os RMSE para as componentes da velocidade nas cinco imagens analisadas.

TABELA 4 - DISCREPÂNCIAS NAS COMPONENTES DA VELOCIDADE NAS CINCO CENAS.

Cenas	Vx _{RMSE} (m/s)	Vy _{RMSE} (m/s)	Vz _{RMSE} (m/s)
1	2,25557	2,32262	1,72617
2	2,23389	2,42651	1,44115
3	2,17710	2,37682	1,75380
4	2,35046	2,26603	1,62741
5	4,99209	5,42609	3,23250

FONTE: O AUTOR (2011)

A partir da análise da Tabela 3 pode-se verificar que a velocidade não se mantém constante durante os 9 segundos analisados, indicando a presença de acelerações. Neste caso, evidencia-se a necessidade de se considerar estas nos processos de orientação exterior de imagens HRC/CBERS 2B.

3.2.2 Propagação da órbita

Com o objetivo de investigar a acurácia dos diferentes modelos de plataforma envolvidos nesta pesquisa, foi realizado um estudo também sobre a propagação da órbita do satélite CBERS 2B durante o tempo aproximado de formação de 1 cena HRC.

Tanto os modelos Posição-Rotação como os de Órbita-Atitude baseados em posição e velocidade, utilizam polinômios para modelar a propagação da posição do satélite durante a formação da cena (KIM; DOWMAN, 2006). Nesta propagação, os polinômios podem ser escritos em função do tempo ou diretamente das linhas das cenas, tendo em vista que a estimação da diferença de tempo (dt) é função linear da linha da imagem, e esta pode ser absorvida nos coeficientes polinomiais. A seguir são indicados os polinômios de 1º e 2º grau em função do tempo.

- 1º grau:

$$\begin{aligned} X_s &= X_0 + a_1 t, \\ Y_s &= Y_0 + a_2 t, \\ Z_s &= Z_0 + a_3 t, \end{aligned} \quad (34)$$

- 2º grau

$$\begin{aligned} X_s &= X_0 + a_1 t + b_1 t^2, \\ Y_s &= Y_0 + a_2 t + b_2 t^2, \\ Z_s &= Z_0 + a_3 t + b_3 t^2, \end{aligned} \quad (35)$$

No denominado Modelo de Kepler, desenvolvido por Michalis (2005), os termos lineares dos polinômios podem ser associados à velocidade e os termos quadráticos às acelerações. Desta forma, este modelo utiliza o movimento kepleriano associado à teoria do Movimento Uniformemente Variado (MUV). A modelagem da propagação da órbita no Modelo de Kepler é efetuada a partir das equações 32 em conjunto com a equação 33.

Após a definição dos modelos a serem analisados, realizou-se os testes utilizando os dados de posição disponíveis nos arquivos *.xml* nas cinco imagens. Estas coordenadas são referenciadas ao Sistema de referência geocêntrico terrestre (WGS 84). Neste caso, estas foram transformadas em coordenadas geocêntricas inerciais antes dos testes. Uma vez que o tempo de aquisição da cena HRC é de aproximadamente 4 segundos, os dados foram propagados para este instante de tempo.

Para os modelos polinomiais, antes da propagação houve a determinação dos coeficientes polinomiais, a partir de um ajustamento das observações pelo Método dos Mínimos Quadrados (MMQ), utilizando o modelo paramétrico, com os dados dos instantes diferentes aos de 4 segundos para ajustar as funções nas componentes X, Y e Z.

A partir da comparação direta com a posição da plataforma no instante referente a 4 segundos a partir do primeiro dado, fornecida pelas efemérides TLE/NASA disponível no arquivo *.xml*, analisou-se a precisão e a acurácia da propagação da posição do satélite utilizando este modelo.

Para as equações do Modelo de Kepler propagou-se diretamente a órbita adotando-se como condição inicial o instante do primeiro dado de posição.

3.3 MODELOS PARA A ORIENTAÇÃO DAS IMAGENS HRC/CBERS 2B

Nesta pesquisa, três modelos foram utilizados e analisados, sendo estes modelos apresentados a seguir.

3.3.1 Modelo de colinearidade com polinômios de 1º grau

Este modelo utiliza as Equações de Colinearidade modificadas, que são diretamente adequadas à geometria de aquisição de imagens dos sensores lineares *pushbroom*.

$$0 = x_s = -f \frac{r_{11}(X_i - X_S) + r_{12}(Y_i - Y_S) + r_{13}(Z_i - Z_S)}{r_{31}(X_i - X_S) + r_{32}(Y_i - Y_S) + r_{33}(Z_i - Z_S)}, \quad (36)$$

$$y_s = -f \frac{r_{21}(X_i - X_S) + r_{22}(Y_i - Y_S) + r_{23}(Z_i - Z_S)}{r_{31}(X_i - X_S) + r_{32}(Y_i - Y_S) + r_{33}(Z_i - Z_S)}, \quad (37)$$

onde X_i, Y_i e Z_i e X_S, Y_S e Z_S são coordenadas do espaço objeto e da posição do satélite no Sistema de coordenadas UTM; x_i, y_i são as coordenadas fotogramétricas do sensor; f é a distância focal e; r_{11} a r_{33} são elementos da matriz de rotação em função dos ângulos de atitude.

Neste modelo os POE são propagados como apresentado nas equações 31:

$$\begin{aligned} X_s &= X_0 + a_1 t, \\ Y_s &= Y_0 + a_2 t, \\ Z_s &= Z_0 + a_3 t, \\ \kappa &= \kappa_0 + a_4 t, \end{aligned} \quad (38)$$

sendo os ângulos e considerados fixos e iguais a zero, por conta da correlação com Y_s e X_s respectivamente, conforme abordado no item 2.4.2.

3.3.2 Modelo de colinearidade com polinômios de 2º grau

Este modelo é o modelo desenvolvido por Orun e Natarajan (1994), que semelhantemente ao modelo anterior utiliza as Equações de Colinearidade modificadas (equações 36 e 37). Porém, a propagação dos POE é realizada a partir de polinômios de 2º grau.

$$\begin{aligned} X_s &= X_0 + a_1 t + b_1 t^2, \\ Y_s &= Y_0 + a_2 t + b_2 t^2, \\ Z_s &= Z_0 + a_3 t + b_3 t^2, \\ \kappa &= \kappa_0 + a_4 t + b_4 t^2. \end{aligned} \quad (39)$$

De forma similar ao modelo anterior, na aplicação deste modelo considerou-se também os ângulos ϵ e δ fixos e iguais a zero.

3.3.3 Modelo de Kepler

Este modelo assim, como os demais, utiliza as Equações de Colinearidade modificadas, porém a propagação da posição da plataforma é realizada a partir da teoria do Problema dos Dois Corpos associada com o MUV, conforme descrito no item 2.4.2. A configuração deste modelo é apresentada a seguir.

$$\begin{bmatrix} 0 \\ y_i - y_0 \\ -f \end{bmatrix} = \lambda_i M(t) \begin{bmatrix} X_i - X_C(t) \\ Y_i - Y_C(t) \\ Z_i - Z_C(t) \end{bmatrix}, \quad (40)$$

com:

$$\begin{aligned} X_C(t) &= X_0 + u_x \tau - \frac{GM \cdot X_0 \cdot \tau^2}{2 \cdot (X_0^2 + Y_0^2 + Z_0^2)^{3/2}}, \\ Y_C(t) &= Y_0 + u_y \tau - \frac{GM \cdot Y_0 \cdot \tau^2}{2 \cdot (X_0^2 + Y_0^2 + Z_0^2)^{3/2}}, \end{aligned} \quad (41)$$

$$Z_C(t) = Z_0 + u_z \tau - \frac{GM \cdot Z_0 \cdot \tau^2}{2 \cdot (X_0^2 + Y_0^2 + Z_0^2)^{3/2}},$$

sendo:

$$\tau = t + dt, \quad (42)$$

onde u_x , u_y , u_z são as componentes do vetor velocidade; t é o tempo associado à aquisição da primeira imagem da cena e dt é o intervalo de tempo a partir da formação da primeira linha CCD para as demais.

A matriz $M(t)$ é construída em função dos ângulos de orientação da plataforma, sendo estes estimados e considerados invariáveis durante a aquisição da cena.

$$\begin{aligned} \omega &= \omega_0, \\ \varphi &= \varphi_0, \\ \kappa &= \kappa_0, \end{aligned} \quad (43)$$

Neste modelo, por conta da utilização da teoria do movimento kepleriano, as coordenadas do espaço objeto, bem como as das posições do satélite devem ser utilizadas no Sistema de coordenadas geocêntricas inerciais, conforme indicado no item 2.3.2. A transformação do Sistema de coordenadas geocêntricas terrestre para o inercial ocorre conforme indicado no item 2.1.2.

Com relação à determinação indireta dos ângulos de atitude ω , φ e κ , como ocorreu nesta pesquisa, a partir deste modelo, estes não apresentam significado físico. Neste caso, nos valores encontrados devem ser aplicadas rotações e translações, para que sejam obtidos os valores reais de atitude referenciados ao Sistema de referência do sensor. Ver mais detalhes em Michalis e Dowman (2005).

Os parâmetros de orientação interior utilizados são descritos na Tabela 5 a seguir.

TABELA 5 – PARÂMETROS DE ORIENTAÇÃO INTERIOR DO SENSOR HRC.

Parâmetro	Valor
Distância focal (f)	3398 mm
Tamanho do pixel no CCD (PS)	0.010 mm
Número de colunas por linha CCD	12246

FONTE: MARCATO (2011)

O valor do tempo de integração de cada linha CCD do sensor HRC, para aplicação de Modelo de Kepler, foi determinado a partir da metodologia indicada por Poli (2006):

$$t_s = \frac{PS \cdot H}{V \cdot f} \quad (44)$$

Neste caso, o parâmetro dt pode ser obtido por:

$$dt = t_s \cdot L_i, \quad (45)$$

sendo L_i a coordenada da i -ésima linha da imagem.

3.3.4 Ajustamento das observações nos modelos

Para a determinação dos parâmetros nos três modelos, utilizou-se o Método dos Mínimos Quadrados com o modelo paramétrico, tendo em vista que as equações dos modelos de orientação utilizados foram organizados de maneira a isolar as observações como função dos parâmetros de forma explícita.

A escolha deste método também ocorreu em função da consideração de que as incertezas das medidas realizadas no espaço objeto são pequenas comparadas às incertezas do espaço imagem, que para os experimentos foi considerada 3 pixels (30 μm).

No caso dos modelos utilizados nesta pesquisa os parâmetros em cada modelo são indicados na Tabela 6 a seguir.

TABELA 6 – PARÂMETROS A SEREM DETERMINADOS NOS MODELOS.

Modelos	Modelo Polinomial de 1º grau	Modelo Polinomial de 2º grau	Modelo de Kepler
Parâmetros	$X_0, a_1, Y_0, a_2, Z_0, a_3, \theta, a_4$	$X_0, a_1, b_1, Y_0, a_2, b_2, Z_0, a_3, b_3, \theta, a_4, b_4$	$X_0, Y_0, Z_0, u_x, u_y, u_z, \dots$

FONTE: O AUTOR (2011)

Como citado anteriormente, nos modelos polinomiais os ângulos θ e ϕ são considerados fixos e invariáveis. Devido a isso foi aplicada uma injeção absoluta nestes ângulos em ambos os ajustamentos.

Uma vez que no modelo de Kepler as coordenadas da posição da plataforma foram utilizadas no Sistema de coordenadas geocêntricas inerciais, não foi necessário aplicar as injeções em θ e ϕ , conforme citado no item 2.4.2.

3.4 MODELO INVERSO

Com o objetivo de realizar a verificação dos parâmetros calculados no processo de ajustamento de feixes, a denominada Equação de Colinearidade inversa foi utilizada. Nestas equações, as coordenadas do espaço objeto podem ser determinadas a partir da coordenada Z referente às mesmas e dos parâmetros já determinados. A seguir são apresentadas estas equações:

$$X_i = X_S + (Z_i - Z_S) \times \frac{r_{11}x_S + r_{21}y_S - r_{31}f}{r_{13}x_S + r_{23}y_S - r_{33}f}, \quad (46)$$

$$Y_i = Y_S + (Z_i - Z_S) \times \frac{r_{12}x_S + r_{22}y_S - r_{32}f}{r_{13}x_S + r_{23}y_S - r_{33}f}, \quad (47)$$

com X_S , Y_S e Z_S e r_{11} a r_{33} sendo determinados de forma similar aos modelos diretos utilizados nesta pesquisa. As coordenadas X_i , Y_i e Z_i e X_S , Y_S e Z_S também devem ser utilizadas no Sistema de Coordenadas indicados nos modelos diretos. A componente x_s do espaço imagem é adotada como zero.

3.5 ESTUDOS DE CASO

Com o objetivo de analisar o modelo proposto dois estudos de caso com configurações diferentes de ponto de controle foram realizados, em duas regiões com características distintas. A primeira região corresponde à parte do estado do Espírito Santo, denominada nesta pesquisa de área de estudo 1, apresentando uma quantidade reduzida de pontos de controle, distribuída de forma não homogênea. A segunda corresponde à parte do Distrito Federal denominada nesta pesquisa de área de estudo 2, com uma quantidade grande de pontos de controle.

3.5.1 Área de estudo 1

A área de estudo 1 é localizada a leste do estado do Espírito Santo, englobando a capital Vitória e os municípios adjacentes, apresentando uma diferença de altitude de aproximadamente 300 metros.

A cena HRC/CBERS 2B órbita/ponto 148_B_123_1, de 24/02/2010 foi obtida a partir de um pedido especial, em virtude da necessidade da mesma apresentar nível de processamento 1, ou seja, apenas com aplicação de procedimentos de correção radiométrica.

Posteriormente à obtenção da cena, passou-se a coleta de pontos de controle e de verificação. Tais pontos foram obtidos a partir das estações geodésicas do SGB que nesta área de estudo dispõe um total de 17 estações. Os pontos que formaram uma geometria de distribuição mais homogênea possível sobre a cena foram selecionados como pontos de controle, e, por conseguinte, os demais pontos foram considerados como pontos de verificação. Nesta área foram escolhidos 11 pontos de controle e 6 pontos de verificação. A distribuição dos pontos de controle e verificação na cena é apresentada a partir da Figura 19 a seguir, sendo que os pontos de controle são indicados em triângulos e os de verificação em círculos.



FIGURA 19 - DISTRIBUIÇÃO DOS PONTOS DE CONTROLE E VERIFICAÇÃO NA CENA DA ÁREA DE ESTUDO 1. FONTE: O AUTOR (2011)

3.5.2 Área de estudo 2

A área de estudo 2 é localizada na área central de Brasília - Distrito Federal, apresentando uma diferença de altitude de aproximadamente 170 metros.

A cena HRC/CBERS 2B órbita/ponto 157_B_118_1, de 05/06/2008 também foi obtida a partir de um pedido especial, em virtude da necessidade da mesma apresentar nível de processamento 1.

Posteriormente à obtenção da cena, passou-se a coleta de pontos de controle e de verificação. Tais pontos foram obtidos a partir de cartas topográficas na escala 1:2000 em um total de 113. De igual forma ao caso anterior, pontos que formaram uma geometria de distribuição mais homogênea sobre a cena foram selecionados como pontos de controle, e, por conseguinte, os demais pontos foram considerados como pontos de verificação. Nesta área foram escolhidos 73 pontos de controle e 40 pontos de verificação. A distribuição dos pontos de controle e verificação na cena é

apresentada na Figura 20 a seguir, sendo que os pontos de controle são indicados em triângulos e os de verificação em círculos.

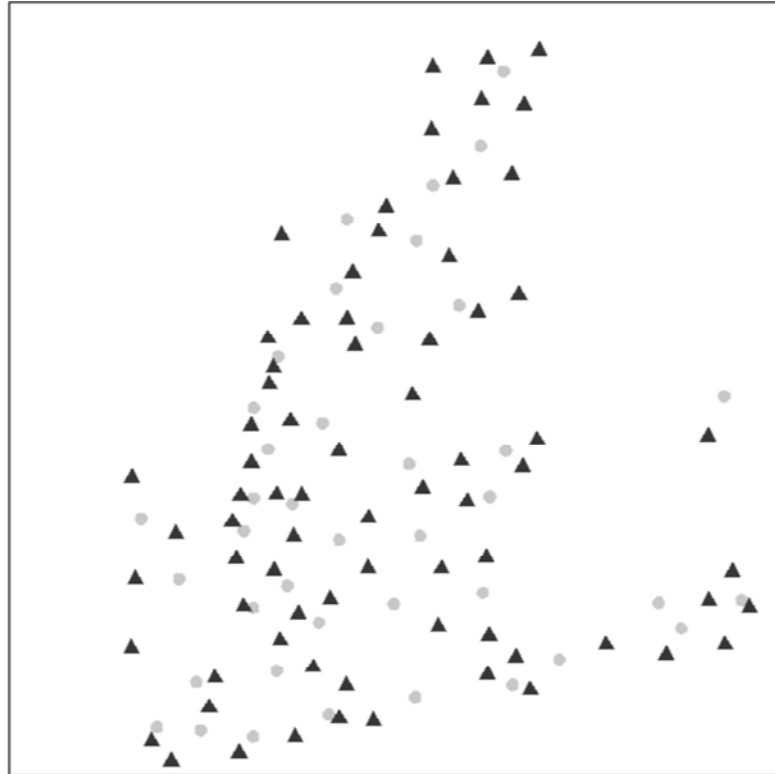


FIGURA 20 - DISTRIBUIÇÃO DOS PONTOS DE CONTROLE E VERIFICAÇÃO NA CENA DA ÁREA DE ESTUDO 2

FONTE: O AUTOR (2011)

4 RESULTADOS E ANÁLISES

Neste capítulo, são apresentadas as verificações estatísticas dos modelos de orientação de imagens e da propagação da órbita do satélite utilizando diferentes modelos de propagação.

4.1 ANÁLISE DA PROPAGAÇÃO DA ÓRBITA DO SATÉLITE COM DIFERENTES MODELOS

Para que houvesse a propagação da órbita a partir dos polinômios de 1º e de 2º grau, foi necessário primeiramente determinar os coeficientes polinomiais. Para tanto, realizou-se um ajustamento de observações, pelo MMQ, paramétrico, a partir dos dados de posição disponibilizados nos arquivos *.xml* para as três componentes. Como observações foram utilizados os dados referentes aos instantes disponíveis com exceção do instante 4 segundos, para o qual ocorreu a propagação.

A análise da precisão dos ajustamentos baseou-se na observação do RMSE dos resíduos. A Tabela 7 a seguir apresenta estes resultados.

TABELA 7 – RMSE DOS RESÍDUOS DOS AJUSTAMENTOS PARA OS MODELOS POLINOMIAIS.

Cenas	Polinomial de 1º grau	Polinomial de 2º grau
1	32,471 m	0,022 m
2	32,476 m	0,022 m
3	32,465 m	0,022 m
4	32,481 m	0,022 m
5	32,476 m	0,022 m

FONTES: O AUTOR (2011)

Conforme pode ser visto na Tabela 7, para as cinco cenas analisadas, o modelo polinomial de 2º grau apresentou ajustamentos mais precisos, com o RMSE dos resíduos resultantes de 0,022 m.

Os dados para o arco de 4 segundos, nas cinco imagens analisadas foram comparados e as diferenças analisadas, obtendo-se deste modo uma análise da

acurácia do comportamento dos modelos. A Tabela 8 a seguir apresenta a discrepância nas posições no instante 4 segundos para os diferentes modelos nas cinco imagens analisadas.

TABELA 8 – DISCREPÂNCIAS NO POSICIONAMENTO APÓS 4 SEGUNDOS DE PROPAGAÇÃO NAS COMPONENTES

Cenas	Modelo Polinomial de 1º grau	Modelo Polinomial de 2º grau	Modelo de Kepler
1	X = 33,488 m Y = 35,496 m Z = 19,584 m	X = 0,004 m Y = 6×10^{-5} m Z = 0,007 m	X = 1,033 m Y = 3,550 m Z = 0,149 m
2	X = 32,845 m Y = 38,741 m Z = 13,643 m	X = 0,003 m Y = 0,0003 m Z = 0,008 m	X = 0,536 m Y = 2,780 m Z = 0,134 m
3	X = 31,199 m Y = 37,173 m Z = 20,217 m	X = 0,004 m Y = 0,0004 m Z = 0,007 m	X = 1,313 m Y = 3,557 m Z = 0,151 m
4	X = 36,363 m Y = 33,786 m Z = 17,404 m	X = 0,004 m Y = 0,0004 m Z = 0,008 m	X = 0,643 m Y = 3,289 m Z = 0,163 m
5	X = 32,774 m Y = 38,747 m Z = 13,796 m	X = 0,003 m Y = 0,0003 m Z = 0,008 m	X = 0,558 m Y = 2,798 m Z = 0,134 m

FONTE: O AUTOR (2011)

A Tabela 9 e a Figura 21 a seguir apresentam de forma numérica e gráfica a discrepância obtida a partir dos diferentes modelos.

TABELA 9 – ACURÁCIA RESULTANTE DO POSICIONAMENTO APÓS 4 SEGUNDOS DE PROPAGAÇÃO

RMSE (m)	Modelo Polinomial de 1º grau	Modelo Polinomial de 2º grau	Modelo de Kepler
Cena 1	52.583	0.008	3.700
Cena 2	52.591	0.009	2.834
Cena 3	52.573	0.008	3.795
Cena 4	52.599	0.009	3.355
Cena 5	52.591	0.009	2.856

FONTE: O AUTOR (2011)

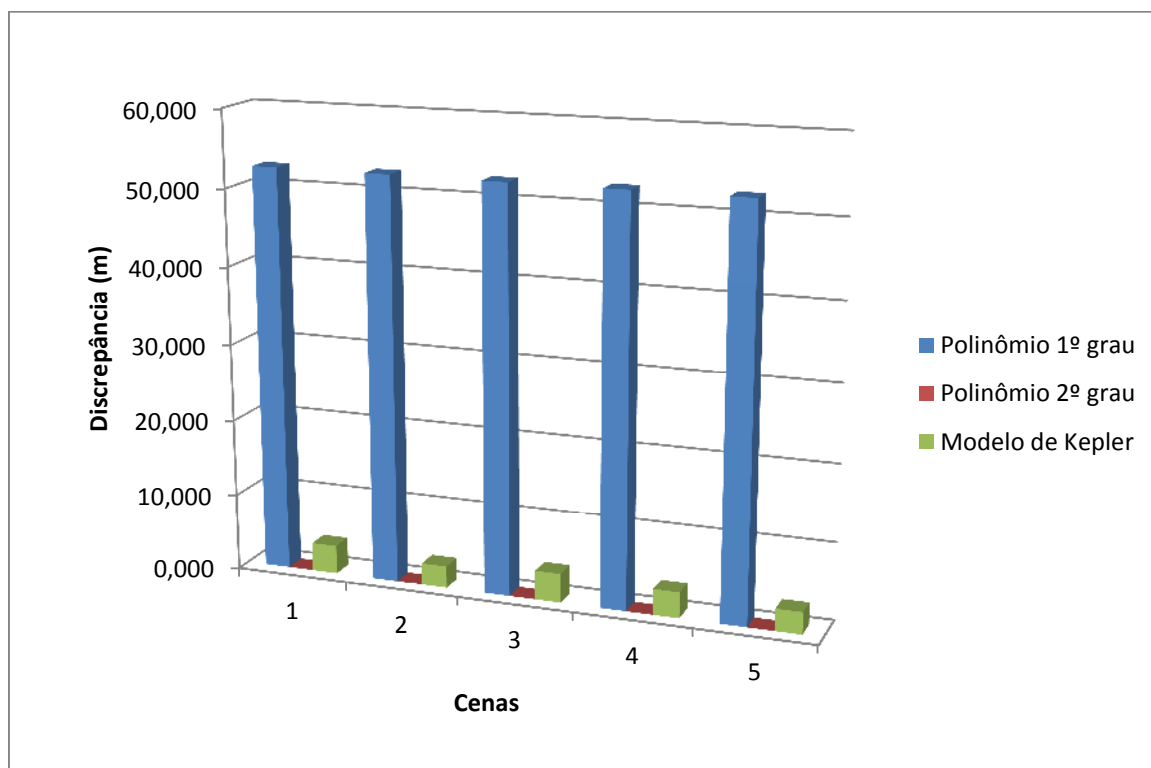


FIGURA 21 – COMPARAÇÃO ENTRE AS ACURÁCIAS OBTIDAS PELOS MODELOS DE PROPAGAÇÃO. FONTE: O AUTOR (2011)

A partir da análise da Tabela 9 e da Figura 21 nota-se que o modelo polinomial de 2º grau apresentou os melhores resultados, com discrepâncias na ordem do milímetro. A propagação a partir do Modelo de Kepler apresentou resultados na ordem de unidades de metros e, os piores resultados foram verificados na aplicação do modelo polinomial de 1º grau, com 52,58 metros em média.

Entretanto, os resultados obtidos pelo Modelo de Kepler ainda são satisfatórios, tendo em vista a redução no número de incógnitas de 12 para 9 a serem determinadas na aplicação deste modelo na orientação de imagens.

4.2 ANÁLISE DOS RESULTADOS OBTIDOS PELOS MODELOS DE ORIENTAÇÃO

4.2.1 Experimento 1

O experimento 1 refere-se a apresentação dos resultados na área de estudo 1, referente a parte do estado do Espírito Santo. Este experimento caracteriza-se por uma quantidade reduzida de pontos de controle e verificação, distribuídos de forma não homogênea sobre uma cena com recorte na direção norte-sul. Esta configuração objetiva aproximar-se de situações reais de usuários.

As Tabelas 10, 11 e 12 a seguir apresentam os resultados estatísticos dos ajustamentos. No Modelo de Kepler os parâmetros, e suas precisões, foram determinados no Sistema de referência geocêntrico inercial (CIS), e, posteriormente transformados para o Sistema de referência geocêntrico terrestre (CTS). Nos modelos polinomiais, as coordenadas foram utilizadas no Sistema de coordenadas UTM, onde X_0 representa E_0 , Y_0 representa N_0 e Z_0 representa h_0 . Nos três modelos, a precisão das observações foi considerada igual a 3 pixels (30 μm).

TABELA 10 - RESULTADOS OBTIDOS A PARTIR DO AJUSTAMENTO NA ÁREA DE ESTUDO 1 UTILIZANDO O MODELO DE KEPLER

POE	$\hat{\sigma}_0^2 = 1,2857$		
	Nº de iterações: 9		
	χ^2 calculado: 16,714 χ^2 teórico (13;0,975): 24,736		
	Parâmetros (CIS)	Parâmetros (CTS)	
X_0 (m)	4349095,656	5145244,930	13,467
V_{X0} (m/s)	-2710,439	-2801,284	0,755
Y_0 (m)	-5135554,813	-4337627,333	17,256
V_{Y0} (m/s)	772,079	308,861	0,609
Z_0 (m)	-2433068,015	-2433068,016	1946,75
V_{Z0} (m/s)	-6439,942	-6439,942	0,322
(rad)	-0,363923372	-0,363923372	0,000037870
(rad)	-1,228055888	-1,228055888	0,000024500
(rad)	-2,672796817	-2,840487617	0,000028558

FONTE: O AUTOR (2011)

TABELA 11 - RESULTADOS OBTIDOS A PARTIR DO AJUSTAMENTO NA ÁREA DE ESTUDO 1 UTILIZANDO O MODELO POLINOMIAL DE 1º GRAU

POE	$\hat{\sigma}_0^2 = 1,3416$	
	Nº de iterações: 6	
	χ^2 calculado: 18,782 χ^2 teórico (13;0,975): 24,736	
	Parâmetros	
X_0 (m)	370579,886	10,771
a_1	-0,49833	0,00249
Y_0 (m)	7766593,442	10,771
b_1	-2,24561	0,00249
Z_0 (m)	781107,016	1354,450
c_1	-0,05284	0,31658
d_0 (rad)	1,69403	0,00173
d_1	$2,84514 \times 10^{-7}$	$4,05499 \times 10^{-7}$

FONTE: O AUTOR (2011)

TABELA 12 - RESULTADOS OBTIDOS A PARTIR DO AJUSTAMENTO NA ÁREA DE ESTUDO 1 UTILIZANDO O MODELO POLINOMIAL DE 2º GRAU

POE	$\hat{\sigma}_0^2 = 1,5253$	
	Nº de iterações: 6	
	χ^2 calculado: 15,253	
	χ^2 teórico (10;0,975): 20,483	
	Parâmetros	
X_0 (m)	370563,6748	28,8136
a_1	-0,48785	0,02020
a_2	$-1,26628 \times 10^{-6}$	$2,69489 \times 10^{-6}$
Y_0 (m)	7766614,1479	28,7959
b_1	-2,26454	0,02020
b_2	$2,74871 \times 10^{-6}$	$2,69570 \times 10^{-6}$
Z_0 (m)	776795,6500	5661,1361
c_1	2,43240	3,18411
c_2	-0,00028	0,00037
θ_0 (rad)	1,69350	0,00725
d_1	$1,29106 \times 10^{-6}$	$4,08057 \times 10^{-6}$
d_2	$-1,83247 \times 10^{-10}$	$4,77476 \times 10^{-10}$

FONTE: O AUTOR (2011)

Ao analisar-se a Tabela 10, observa-se que para o Modelo de Kepler, o ajustamento apresenta convergência após 9 iterações e a hipótese básica de $\hat{\sigma}_0^2 = \sigma_0^2$ não é rejeitada ao nível de significância de 5%.

Nos modelos polinomiais, considerando a mesma ponderação nas observações, a hipótese básica também não é rejeitada e, o número de iterações foi de 6 para ambos os modelos (Tabela 11 e 12).

Estes resultados indicam que a ponderação nas observações foi adequada e que os modelos matemáticos conseguiram representar a realizada física do processo.

Na análise dos modelos com relação às variações do ângulo *kappa*, observou-se que os valores de d_1 , para o Modelo Polinomial de 1º grau, e, d_1 e d_2 , para o Modelo Polinomial de 2º grau, foram muito pequenos (décimo e centésimo de segundos). Desta forma, como o tempo de formação de uma cena completa do sensor HRC é de aproximadamente 4 segundos, os efeitos destes parâmetros são

pequenos. Assim sendo, para casos de orientação de apenas 1 imagem, tais parâmetros podem ser desconsiderados, conforme efetuado no Modelo de Kepler.

Ao analisar ainda as precisões dos parâmetros determinadas nos ajustamentos, nota-se que para os três modelos estes se apresentaram adequados embora com discrepâncias maiores no parâmetro Z_0 . Tais discrepâncias podem ser explicados pela relação direta que esse parâmetro tem com a geometria de abertura do sensor, uma vez que o ângulo de abertura é pequeno ($2,1^\circ$) e a altitude média da plataforma é de 778 km.

Para o Modelo de Kepler, uma vez que se consideraram os parâmetros relacionados com X_S e Y_S livres de alta correlação com os ângulos α e β , devido à utilização de coordenadas cartesianas, referenciadas ao Sistema de referência geocêntrico inercial, calcularam-se os respectivos coeficientes de correlação (r). A Tabela 13 a seguir apresenta estes coeficientes.

TABELA 13 – CORRELAÇÃO ENTRE OS PARÂMETROS RELACIONADOS COM X_S E Y_S E OS ÂNGULOS α E β NO EXPERIMENTO 1 PARA O MODELO DE KEPLER.

Coeficientes de correlação			
com Y_0	com V_{Y_0}	com X_0	com V_{X_0}
0,842	-0,266	-0,393	-0,0007

FONTE: O AUTOR (2011)

A partir da Tabela 13 observa-se que a correlação entre α e V_{X_0} , e β e V_{Y_0} é fraca, entre α e X_0 é moderada, e entre β e Y_0 é considerada forte (MARQUES; MARQUES, 2005). Mesmo com esta última sendo forte o ajustamento não apresentou problemas com relação à convergência e com relação à análise de acurácia com os pontos de verificação como mostrado nos resultados adiante.

Ainda objetivando avaliar a precisão dos ajustamentos, foi observado ainda o comportamento dos vetores dos resíduos obtidos nos ajustamentos na utilização dos três modelos (Tabela 14).

TABELA 14 – COMPORTAMENTO DOS RESÍDUOS NO ESPAÇO IMAGEM APÓS OS AJUSTAMENTOS DOS MODELOS DE ORIENTAÇÃO NO EXPERIMENTO 1.

Modelos	Modelo Polinomial de 1º grau		Modelo Polinomial de 2º grau		Modelo de Kepler	
	x_s	y_s	x_s	y_s	x_s	y_s
Resíduo máximo (mm)	0,055	0,045	0,038	0,050	0,051	0,039
Resíduo mínimo (mm)	0,002	0,003	0,0004	0,0009	0,003	0,006
RMSE (mm)	0,033	0,023	0,029	0,022	0,030	0,023

FONTE: O AUTOR (2011)

Para os três modelos utilizados, as acurácias dos resíduos obtidos apresentaram-se próximos ao valor da precisão estimada da coleta das observações (0,030 mm) e, conseqüentemente do valor da ponderação nas observações nos ajustamentos.

Posteriormente à determinação dos parâmetros, para os três modelos, e aplicação dos mesmos no modelo de Colinearidade inverso, a avaliação da acurácia das orientações foi realizada. Nas equações de Colinearidade inversa, para o valor de Z_i foram utilizados os valores dos próprios pontos de verificação.

Antes da análise de acurácia, no Modelo de Kepler, as coordenadas dos pontos de verificação foram transformadas de cartesianas geocêntricas para UTM, uma vez que estas permitem uma representação melhor da situação na superfície terrestre. A Tabela 15 a seguir apresenta os valores do RMSE para as componentes E e N na cena, para os três modelos.

TABELA 15 - ACURÁCIA NAS COMPONENTES E, N PARA OS PONTOS DE VERIFICAÇÃO DA ÁREA DE ESTUDO 1 PARA OS MODELOS UTILIZADOS

Modelos	Modelo de Kepler		Modelo Polinomial de 1ª ordem		Modelo Polinomial de 2ª ordem	
	E	N	E	N	E	N
RMSE (m)	2,688	5,052	2,682	5,738	2,462	8,698

FONTE: O AUTOR (2011)

Ao analisar a Tabela 15, dentre os três modelos, percebe-se que o Modelo de Kepler apresentou os melhores resultados na componente N, com praticamente 5

metros ou 2 pixels. Na componente E a acurácia foi de 2,68 metros, ou seja, praticamente 1 pixel e, o valor resultante foi de 5,72 metros ou 2,28 pixels.

Para o modelo polinomial de 1° grau as acurácias nas componentes E e N foram praticamente idênticas às obtidas no Modelo de Kepler, com um pequeno aumento de aproximadamente 0,70 m na componente N.

O resultado mais desfavorável foi obtido pelo modelo polinomial de 2° grau, que embora na componente E tenha apresentado uma acurácia de 2,462 m, na componente N esta apresentou-se de aproximadamente 3,5 pixels.

A seguir é apresentada a Figura 22 que indica graficamente o comportamento dos RMSE resultantes para os modelos analisados.

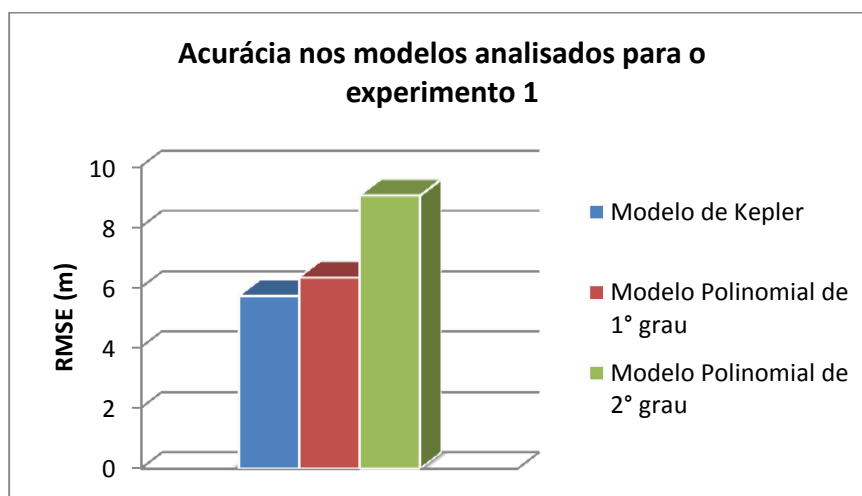


FIGURA 22 – RMSE NOS MODELOS ANALISADOS NA CENA DA ÁREA DE ESTUDO 1

FONTE: O AUTOR (2011)

Para o Modelo de Kepler, os deslocamentos foram plotados e a dispersão dos mesmos foi observada, para fins de identificação de uma possível presença de erros sistemáticos. Ao analisar a Figura 23 a seguir, percebe-se que os deslocamentos não apresentaram uma direção predominante, o que indica que o modelo suprimiu suficientemente a componente sistemática dos erros, restando apenas a componente aleatória.

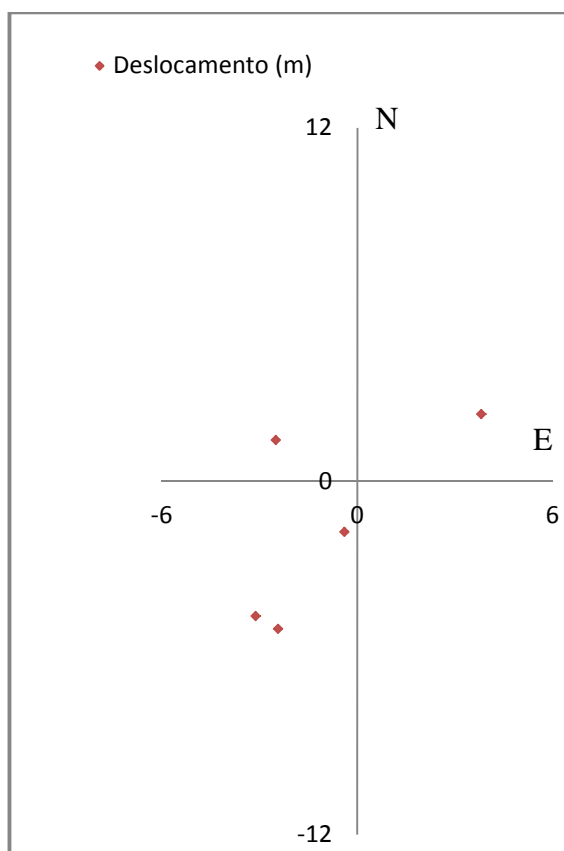


FIGURA 23 - DISPERSÃO DOS DESLOCAMENTOS NA CENA DA ÁREA DE ESTUDO 1 UTILIZANDO O MODELO DE KEPLER. FONTE: O AUTOR (2011)

4.2.2 Experimento 2

O experimento 2 é concernente a apresentação dos resultados na área de estudo 2, parte do Distrito Federal. Este experimento caracteriza-se por uma maior quantidade de pontos de controle e verificação, distribuídos sobre a cena inteira, ou seja, sem recortes.

Os resultados estatísticos dos ajustamentos, bem como os parâmetros determinados e suas precisões, para os três modelos analisados são apresentados nas Tabelas 16, 17 e 18 a seguir. De forma similar ao experimento 1, a precisão estimada nas observações foi de 3 pixels e os parâmetros nos modelos polinomiais são referenciados ao Sistema de coordenadas UTM, e, no Modelo de Kepler no Sistema de referência geocêntrico inercial (CIS), e, posteriormente transformados para o Sistema de referência geocêntrico terrestre (CTS).

TABELA 16 - RESULTADOS OBTIDOS A PARTIR DO AJUSTAMENTO NA ÁREA DE ESTUDO 2 UTILIZANDO O MODELO DE KEPLER

POE	$\hat{\sigma}_0^2 = 0,6967$		
	Nº de iterações: 14		
	² calculado: 95,4527		
	² teórico (137;0,975): 171,2941		
	Parâmetros (CIS)	Parâmetros (CTS)	
X_0 (m)	6534226,096	4663522,176	6,264
V_{x0} (m/s)	-1988,150	-2187,735	0,927
Y_0 (m)	-2195614,592	-5076257,975	67,23
V_{y0} (m/s)	-925,044	149,210	0,893
Z_0 (m)	-1916105,909	-1916105,909	1035,770
V_{z0} (m/s)	-6659,214	-6659,214	0,356
(rad)	-3,779400000	-0,637807347	0,000279141
(rad)	-1,908113351	-1,233479302	0,000106825
(rad)	-0,396814692	-3,041894533	0,000272358

FONTE: O AUTOR (2011)

TABELA 17 - RESULTADOS OBTIDOS A PARTIR DO AJUSTAMENTO NA ÁREA DE ESTUDO 2 UTILIZANDO O MODELO POLINOMIAL DE 1º GRAU

POE	$\hat{\sigma}_0^2 = 0,8920$	
	Nº de iterações: 6	
	² calculado: 123,1043	
	² teórico (137;0,975): 171,2941	
	Parâmetros	
X_0 (m)	193139,750	2,159
a_1	-0,47469	0,00026
Y_0 (m)	8268383,861	2,159
b_1	-2,24492	0,00026
Z_0 (m)	781466,087	451,018
c_1	0,08864	0,04952
θ_0 (rad)	1,78113	0,00057
d_1	$7,84117 \times 10^{-9}$	$6,34171 \times 10^{-8}$

FONTE: O AUTOR (2011)

TABELA 18 - RESULTADOS OBTIDOS A PARTIR DO AJUSTAMENTO NA ÁREA DE ESTUDO 2 UTILIZANDO O MODELO POLINOMIAL DE 2º GRAU

POE	$\hat{\sigma}_0^2 = 0,8536$	
	Nº de iterações: 6	
	χ^2 calculado: 114,3952 χ^2 teórico (134;0,975): 167,9364	
	Parâmetros	
X₀ (m)	193148,374	5,092
a₁	-0,47801	0,00150
a₂	$2,52059 \times 10^{-7}$	$1,04073 \times 10^{-7}$
Y₀ (m)	8268387,334	5,092
b₁	-2,24646	0,00150
b₂	$1,23351 \times 10^{-7}$	$1,04067 \times 10^{-7}$
Z₀ (m)	781147,557	1043,650
c₁	0,03981	0,26089
c₂	$8,86744 \times 10^{-6}$	$1,65119 \times 10^{-5}$
γ₀ (rad)	1,78089	0,00133
d₁	$2,27586 \times 10^{-7}$	$3,34234 \times 10^{-7}$
d₂	$-2,040835 \times 10^{-11}$	$2,11480 \times 10^{-11}$

FONTE: O AUTOR (2011)

A partir da Tabela 16, nota-se que para o Modelo de Kepler, considerando uma precisão estimada nas observações de 3 pixels, o ajustamento apresenta convergência após 14 iterações e a hipótese básica de $\hat{\sigma}_0^2 = \sigma_0^2$ não é rejeitada ao nível de significância de 5%.

Nos modelos polinomiais, a hipótese básica também não é rejeitada, e o ajustamento apresenta convergência após 6 iterações (Tabela 17 e 18).

Neste experimento, também se observou que os termos referentes às variações do ângulo *kappa* foram demasiado pequenos, de modo que, considerando o tempo de formação da cena HRC, os efeitos destes parâmetros podem ser desconsiderados.

Com relação às precisões dos parâmetros, nota-se que para os três modelos analisados mostraram-se adequados, porém assim como no experimento 1, houve uma discrepância maior no parâmetro Z_0 , apresentando-se com aproximadamente 1 km no Modelo de Kepler e no modelo polinomial de 2º grau.

Similarmente ao caso do experimento 1, para o Modelo de Kepler foram calculados os respectivos coeficientes de correlação entre os parâmetros relacionados com X_s e Y_s e os ângulos α e β . A Tabela 19 a seguir apresenta estes coeficientes.

TABELA 19 – CORRELAÇÃO ENTRE OS PARÂMETROS RELACIONADOS COM X_s E Y_s E OS ÂNGULOS α E β NO EXPERIMENTO 2 PARA O MODELO DE KEPLER.

Coeficientes de correlação			
com Y_0	com V_{Y_0}	com X_0	com V_{X_0}
0,228	0,027	0,417	0,011

FONTE: O AUTOR (2011)

A partir da Tabela 19 observa-se que a correlação entre α e V_{X_0} , β e V_{Y_0} e Y_0 é considerada fraca, e entre α e X_0 é moderada (MARQUES; MARQUES, 2005).

Na investigação dos vetores dos resíduos foi observado que os valores dos RMSE nas componentes ficaram próximos ao valor da precisão estimada das observações (0.030 mm), conforme pode ser visto na Tabela 20.

TABELA 20 – COMPORTAMENTO DOS RESÍDUOS NO ESPAÇO IMAGEM APÓS OS AJUSTAMENTOS DOS MODELOS DE ORIENTAÇÃO NO EXPERIMENTO 2

Modelos	Modelo Polinomial de 1º grau		Modelo Polinomial de 2º grau		Modelo de Kepler	
	x_s	y_s	x_s	y_s	x_s	y_s
Resíduo máximo (mm)	0,070	0,055	0,069	0,046	0,063	0,032
Resíduo mínimo (mm)	0,0006	0,0002	0,001	0,001	5×10^{-5}	0,0003
RMSE (mm)	0,028	0,026	0,027	0,025	0,028	0,019

FONTE: O AUTOR (2011)

De igual forma, para os três modelos ocorreu a avaliação da acurácia do ajustamento utilizando-se o modelo de Colinearidade inverso e os parâmetros estimados. A Tabela 21 a seguir apresenta o valor do RMSE para as componentes E e N na cena, para os três modelos.

TABELA 21 - ACURÁCIA NAS COMPONENTES E, N PARA OS PONTOS DE VERIFICAÇÃO DA ÁREA DE ESTUDO 2 PARA OS MODELOS UTILIZADOS

Modelos	Modelo de Kepler		Modelo Polinomial de 1 ^a ordem		Modelo Polinomial de 2 ^a ordem	
	E	N	E	N	E	N
RMSE (m)	3,631	5,784	5,421	6,055	5,244	6,402

FONTE: O AUTOR (2011)

A partir da Tabela 21 nota-se que para o Modelo de Kepler a exatidão da orientação na componente E é de 3,6 metros, ou 1,4 pixels, na componente N é de praticamente 5,8 metros ou 2,3 pixels. O valor resultante é de 6,83 metros ou 2,7 pixels.

Neste experimento, os modelos polinomiais de 1° e 2° grau apresentaram resultados menos acurados que o do Modelo de Kepler nas componentes E e N, com valores de aproximadamente 2,1 e 2,5 pixels respectivamente.

A Figura 24 a seguir indica graficamente o comportamento dos RMSE resultantes para os modelos analisados.

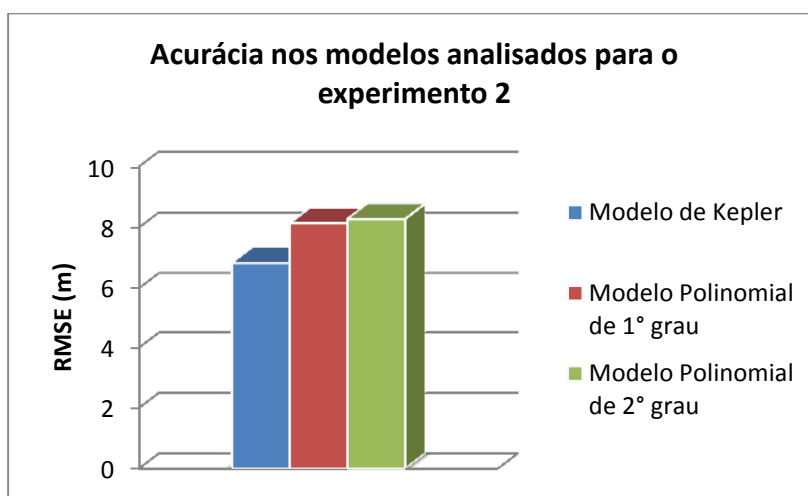


FIGURA 24 - RMSE NOS MODELOS ANALISADOS NA CENA DA ÁREA DE ESTUDO 2

FONTE: O AUTOR (2011)

Na avaliação visual dos deslocamentos obtidos pelo Modelo de Kepler, para fins de identificação de uma possível presença de erros sistemáticos, percebe-se que os deslocamentos não apresentaram uma direção predominante, o que indica que o modelo suprimiu suficientemente a componente sistemática dos erros,

restando apenas a componente aleatória. A Figura 25 apresenta a dispersão dos deslocamentos.

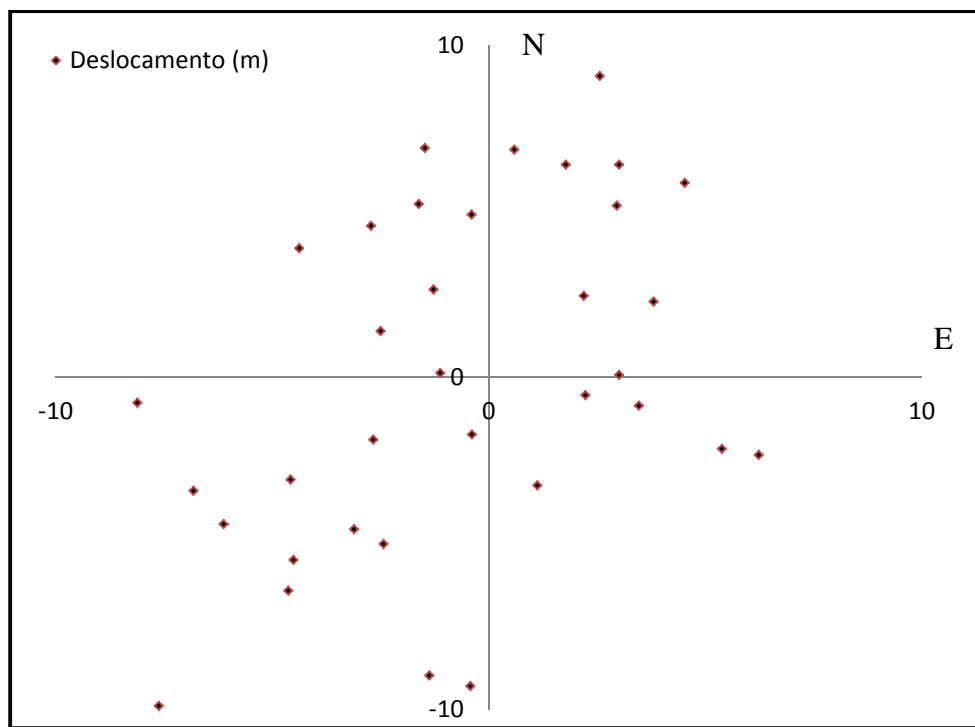


FIGURA 25 - DISPERSÃO DOS DESLOCAMENTOS NA CENA DA ÁREA DE ESTUDO 2
 FONTE: O AUTOR (2011)

4.2.3 Discussão dos experimentos

Nesta pesquisa, para a análise dos modelos de orientação, não foram analisados experimentos com dados simulados, somente com dados reais. Em ambos os experimentos nota-se que a acurácia é menor na componente N para os três modelos analisados. Tal fato é associado a certas questões relacionadas às imprecisões na geometria interna do sensor HRC, bem como limitações radiométricas do mesmo (MARCATO, 2011). Neste sentido, dois problemas básicos podem ser apresentados como fatores limitantes na obtenção de resultados acurados na utilização de modelos rigorosos nas imagens HRC/CBERS 2B.

O primeiro deles, relacionado às limitações radiométricas, é que as imagens HRC apresentam um pequeno intervalo dinâmico de níveis de cinza, o que

proporciona dificuldades no processo de medição de pontos nas imagens. Nesta pesquisa os intervalos dinâmicos para as imagens da área de estudo 1 e 2, com 8 bits, foram de 60 e 55 níveis de cinza respectivamente.

Outro ponto, que influi na medição dos pontos nas imagens é a questão abordada no trabalho realizado por Carvalho *et al* (2009). Neste trabalho, os autores relataram que o campo de visada instantâneo efetivo no terreno (EIFOV do inglês *Effective Instantaneous Field of View*) do sensor HRC é de aproximadamente 4,1 e 4,6 m nas direções *along* e *across-track* respectivamente. Na teoria estes valores deveriam ser de aproximadamente 4,05 m, uma vez que a resolução nominal é de 2,7 m. Neste caso, a resolução efetiva na direção *across-track* apresenta-se ligeiramente fora das especificações.

Esta questão provoca uma pequena perda de resolução das imagens, produzindo o efeito de um pequeno borramento nas mesmas. Segundo Carvalho *et al* (2009), tal borramento pode ser provocado pelo movimento do satélite, similar ao “andar de um caranguejo” (*crab movement*), que se desloca fazendo um movimento para os lados, conforme citado nesta pesquisa no item 3.2.1.

O segundo problema está relacionado à construção da cena, a partir da fusão das sub-cenas obtidas pelos detectores. O sensor HRC é composto por três matrizes de detectores, de forma que as matrizes 1 e 3, alinhadas entre si, distam no sentido de vôo de 26 mm da matriz 2. Cada matriz possui 4096 elementos sensores, conforme indicado na Figura 26.

Ainda segundo Epiphanyo (2009), a matriz de detectores 2 não é alinhada às demais matrizes. Em consequência deste fato, associado ao movimento de rotação da Terra, é necessário aplicar o *crab movement*, combinado com o movimento longitudinal do satélite, de forma que a área imageada pela matriz de detectores 2 possa ser justaposta às áreas imageadas pelas matrizes 1 e 3, durante o processo de construção da imagem real. O *crab movement* ocorre à medida que o satélite desloca-se para o Sul no sentido da órbita.

A junção da sub-cena central com as laterais é feita a partir de uma translação e de uma fusão, produzindo cenas de 12246 colunas disponibilizadas aos usuários em nível de processamento 1. Este procedimento, no entanto, gera um erro sistemático no modelo do sensor, uma vez que a matriz de detectores 2 é obtida em

um instante diferente das demais matrizes na linha correspondente. A Figura 26 a seguir ilustra a configuração das matrizes dos detectores.

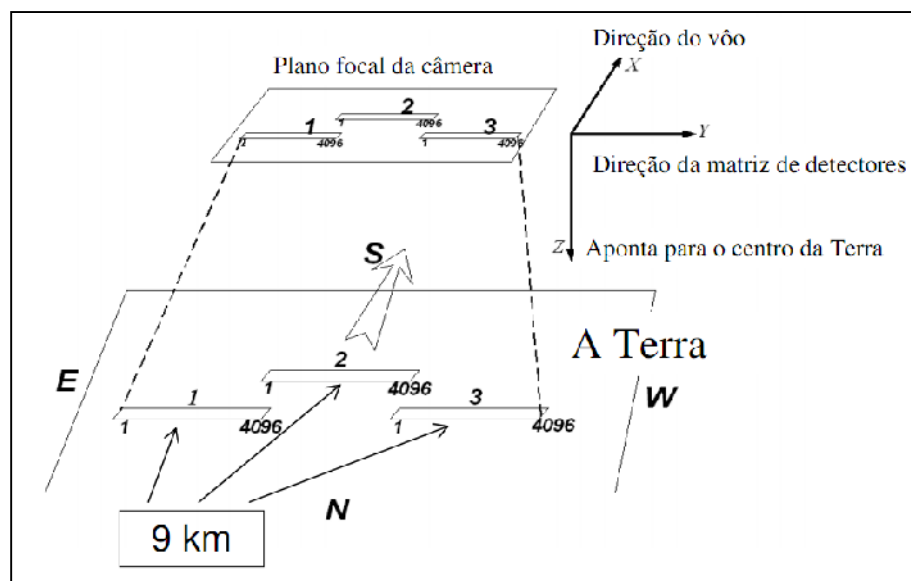


FIGURA 26 – GEOMETRIA DO PLANO FOCAL DO SENSOR HRC/CBERS 2B
 FONTE: EPIPHANIO (2009)

Nas análises das precisões dos ajustamentos de ambas as cenas, o RMSE dos resíduos apresentou-se mais alto no modelo polinomial de 1º grau, o que era esperado tendo em vista a baixa acurácia do modelo de plataforma associado a este, na propagação das órbitas. Com relação à correlação dos parâmetros relacionados à X_S (X_0 , V_{X0}) e e , e parâmetros relacionados a Y_S (Y_0 , V_{Y0}) e e , no Modelo de Kepler, os valores encontrados ficaram abaixo de 0,41, com exceção do valor obtido entre X_0 e Y_0 no experimento 1, de 0,84, o que indica que no uso de coordenadas geocêntricas cartesianas, neste caso referenciadas ao Sistema de referência geocêntrico inercial, não há problemas de correlação entre estes parâmetros.

Na análise das acurácias, o Modelo de Kepler além de requerer uma quantidade menor de pontos de controle, obteve melhores resultados, tanto para a situação de poucos pontos de controle, quanto para uma grande quantidade de pontos de controle, distribuídos de forma não homogênea. Em relação às acurácias obtidas nos experimentos, no primeiro os resultados foram melhores. Isto pode estar associado ao fato da cena ter sido recortada, ou seja, com menor número de linhas,

o que representa um menor tempo da propagação de órbita, estando, portanto menos sujeito a perturbações.

Outro ponto foi que para ambos os experimentos o modelo polinomial de 1° grau resultou em melhores resultados que o polinomial de 2° grau. Esta questão indica que, mesmo a órbita sendo propagada de forma mais acurada a partir de polinômios de 2° grau, não há garantia de que haja uma influência direta desta acurácia na qualidade da orientação de imagens singulares HRC/CBERS 2B.

Uma vez que os modelos analisados nesta pesquisa foram baseados na estrutura dos Modelos Posição-rotação, pode haver absorção dos valores reais de posição na orientação e vice-versa, tendo em vista que este último não apresenta significado físico. Neste caso, para melhor investigação da influência da acurácia associada ao modelo de plataforma, deve-se efetuar testes com Modelos Órbita-atitude.

5 CONCLUSÕES E RECOMENDAÇÕES

O programa denominado CBERS (*China-Brazil Earth Resources Satellite*), resultado de uma parceria entre o governo brasileiro e chinês com o objetivo de promover o lançamento de uma série de satélites de observação da Terra, contou com o lançamento de três plataformas orbitais: CBERS-1, CBERS-2 e o CBERS-2B.

Particularmente, para a câmera HRC do satélite CBERS 2B, mesmo não apresentando fins comerciais, aproximadamente 300.000 imagens foram geradas, apenas sobre a América do Sul, e diversos projetos foram desenvolvidos tanto no meio acadêmico como no setor privado.

Neste contexto, esta pesquisa teve a finalidade de estudar e avaliar estatisticamente a aplicação de três modelos de orientação de imagens *pushbroom* lineares HRC/CBERS 2B.

Os dois primeiros são baseados no modelo desenvolvido por Orun e Natarajan (1994), sendo a diferença apenas no grau dos polinômios de propagação dos POE. O terceiro modelo é um dos modelos desenvolvidos por Michalis (2005), que associa o movimento kepleriano à teoria do Movimento Uniformemente Variado (MUV), denominado Modelo de Kepler.

Uma vez que no Modelo de Kepler os ângulos de atitude são considerados invariáveis e no movimento do satélite é considerada variação da velocidade (e portanto uma aceleração), foi realizado primeiramente um estudo da dinâmica do satélite CBERS 2B durante o tempo aproximado de formação de 1 cena HRC (4 segundos).

Neste estudo, foi observado que os ângulos α , β e γ tiveram variações muito pequenas e que as componentes da velocidade tiveram variações significativas. Com o objetivo de analisar a aplicação do Modelo de Kepler na orientação das imagens, não foram analisadas as possibilidade de se considerar as variações no ângulo κ devido ao *crab movement*.

Outro estudo preliminar à aplicação dos modelos de orientação foi o estudo da acurácia da propagação da órbita, durante o tempo aproximado de formação de 1 cena HRC. Na propagação foram utilizados os diferentes modelos de plataforma

envolvidos nesta pesquisa, ou seja, polinômios de 1° e 2° grau e o movimento kepleriano associado ao MUV.

Nesta análise, foi observado que os polinômios de 2° grau modelaram melhor a trajetória da plataforma, uma vez que os resultados tanto do ajustamento, quanto da comparação direta com os dados reais foram melhores do que nos demais modelos. Porém, os resultados obtidos a partir do modelo de plataforma do Modelo de Kepler também foram satisfatórios e aceitáveis, o que indicou que a órbita do CBERS 2B pode ser considerada Kepleriana dentro do intervalo de formação de 1 cena.

Posteriormente aos estudos citados anteriormente, foi realizada a aplicação dos modelos de orientação nas imagens HRC/CBERS 2B. Para as avaliações foram utilizadas duas cenas referentes à duas áreas de estudo. Nestas aplicações foi observado que o Modelo de Kepler apresentou os melhores resultados, em relação à acurácia dos pontos de verificação, ficando o segundo melhor resultado obtido pelo modelo polinomial de 1° grau.

Ao comparar os resultados dos testes de propagação das órbitas com os das orientações, observa-se que não houve uma influência direta da acurácia relacionada ao modelo de plataforma com a acurácia da orientação. Tal fato pode estar associado à estrutura dos três modelos analisados, ou seja, a estrutura dos Modelos Posição-rotação. Neste caso, os ângulos de orientação da plataforma não apresentam significado físico, e, portanto, pode haver uma absorção, por parte destes, dos erros inerentes à propagação da órbita.

Ainda neste contexto, observando a questão da quantidade mínima de pontos de controle necessários à resolução dos sistemas, o Modelo de Kepler requer uma quantidade menor. Isto ocorre uma vez que o termo quadrático, associado à aceleração do satélite, é determinado em função das posições, conforme a teoria do Problema dos Dois Corpos, representada pelo movimento kepleriano.

Uma vez que nos experimentos utilizaram-se apenas dados reais, nota-se que o efeito do não alinhamento entre as matrizes de detectores provoca um erro sistemático na componente N. Da mesma forma, as medições no espaço imagem são prejudicadas pela baixa qualidade radiométrica das imagens. Entretanto, os valores na componente E apresentaram-se dentro do esperado na aplicação de modelos rigorosos, ou seja, aproximadamente de 0,5 a 2,0 pixels.

Para trabalhos futuros sugere-se a realização da fototriangulação em imagens HRC coletadas ao longo da órbita, na mesma data. Este procedimento, realizado por Michalis (2005), visa diminuir a quantidade de parâmetros a serem determinados.

Outro ponto a ser realizado com mais detalhes, é a questão de uma possível adaptação não somente do Modelo de Kepler, bem como dos demais modelos desenvolvidos por Michalis (2005), como o Modelo de Lambert-Gauss e o Modelo combinado Lambert-Gauss e Herrick-Gibbs, na orientação de imagens HRC. Neste caso, deverá ser investigada a influência da consideração das mudanças no ângulo durante a formação da cena, e a possibilidade da utilização de dados contidos nos metadados para a orientação das imagens.

Tem-se ainda como foco para um futuro estudo a consideração de perturbações na órbita a serem inseridas no modelo de plataforma do Modelo de Kepler. Deste modo, seria verificado se a consideração destas perturbações influencia ou não na qualidade da orientação de uma imagem ou na fototriangulação de duas ou mais imagens obtidas ao longo da órbita.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

AL-ROUSAN, N.; CHENG P., PETRIE, G.; TOUTIN, T.; VALADAN ZOEJ, M. J. Automated DEM Extraction and Orthoimage Generation from SPOT Level 1B Imagery. **Photogrammetric Engineering and Remote Sensing**, v. 63, n. 8, p. 965-974, 1997.

BAIOCCHI V.; CRESPI M.; DE VENDICTIS L.; GIANNONE F. A new rigorous model for the orthorectification of synchronous and asynchronous high resolution imagery, In: Proceedings of the 24th EARSeL Symposium, 24., 2004, Dubrovnik, pp. 461-468.

BANG, K. I.; CHO, W. Analysis of EOC Sensor Model. In: FIG WORKING WEEK, 2001, Seoul, Korea. **New Technology for a New Century**, Seoul, p. 57-65, 2001.

BATE, R.; MUELLER, D.;WHITE, J. **Fundamentals of Astrodynamics**, Dover, 1971.

CARVALHO, L. A. S.; STRAUSS C.; FONSECA, L. M. G. Determinação da resolução efetiva da câmera HRC-CBERS-2B pelo método de espalhamento de borda. In: Simpósio Brasileiro de Sensoriamento Remoto, XIV, 2009, Natal. **Anais do XIV SBSR**. São José dos Campos. INPE, p. 1975–1982.

CERQUEIRA, J. D. M. **Ortorretificação digital de imagens de satélite de alta resolução espacial**. Dissertação (Mestrado em Ciências Geodésicas e Tecnologias da Geoinformação) – Universidade Federal de Pernambuco, Recife. 2004.

CHEN, L.C.; TEO, T.A. Rigorous Generation of Orthophotos from EROS-A High Resolution Satellite Images. **International Archives of Photogrametry and Remote Sensing and Spatial Information Sciences**, v. 34, n. B4, p. 620-625, 2002.

DOWMAN, I. J.; MICHALIS, P. Generic rigorous model for along track stereo satellite sensors. In: ISPRS, 2003, Hannover. **Workshop High Resolution Mapping from Space**, Hannover: ISPRS, 2003.

EPIPHANIO, J. C. N. CBERS: estado atual e futuro. In: Simpósio Brasileiro de Sensoriamento Remoto, XIV, 2009, Natal. **Anais do XIV SBSR**. São José dos Campos. INPE, p. 2001 - 2008.

FRIEDMANN, D.E.; FRIEDEL, J.P.; MAGNUSSES, K.L.; KWOK K.; AND RICHARDSON, S. Multiple Scene Precision Rectification of Spaceborne Imagery with Few Control Points, **Photogrammetric Engineering and Remote Sensing**, v. 49, p. 1657-1667, 1983.

FRITSCH, D.; STALLMANN, D. Rigorous photogrammetric modelling processing of high-resolution satellite imagery. In: ISPRS, 33. 2000, Amsterdam. **International Archives of Photogrammetry and Remote Sensing**, Amsterdam: ISPRS, p. 313-321, 2000.

GALO, M. **Fotogrametria III – Notas de aula**. Disciplina do Curso de Graduação em Engenharia Cartográfica da UNESP de Presidente Prudente, 2006.

GEMAEL, C. **Introdução ao ajustamento de observações**: aplicações geodésicas. Curitiba, Universidade Federal do Paraná - UFPR, 1994.

GIANONE, F. **A rigorous model for High Resolution Satellite Imagery Orientation**. PhD thesis (PhD em Engenharia civil), Department of “Idraulica e Trasporti e Strade”, “Geodesia e Geomatica” Area, University of Rome, Roma, 2006. 1 CD-ROM.

GUGAN, D. J. **Topographic mapping from SPOT imagery**. PhD thesis (PhD em Geomática), University College London, London, 1987a. 1 CD-ROM.

GUGAN, D. J. Practical aspects of topographic mapping from SPOT imagery. **Photogrammetric Record**, v. 12, n. 69, p. 349–355, 1987b.

GUGAN, D. J.; DOWMAN, I. J. Topographic mapping from SPOT imagery. **Photogrammetric Engineering & Remote Sensing**, v. 54, n. 10, p. 1409–1414, 1988.

GUPTA, R.; HARTLEY, R. I. Linear Pushbroom Cameras. **IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence**, v. 19, n. 9, p. 963-975, 1997.

JACOBSEN, K. Orientation of high resolution optical space images. In: ASPRS 2007 Annual Conference, Tampa, 2007, Florida. **Proceedings...** Tampa, Flórida, 2007.

KARDOULAS, N. G.; BIRD, A. C.; LAWAN, A. I. Geometric correction of SPOT and Landsat imagery: a comparison of map- and GPS-derived control points.

Photogrammetric Engineering & Remote Sensing, v. 62, n. 10, p. 1173-1177, 1996.

KIM, T.; DOWMAN, I. Comparison of two physical sensor models for satellite images: Position-Rotation model and Orbit-Attitude model. **The Photogrammetric Record**, v. 21, n. 114, p. 110–123, 2006.

KIM, J. A.; JEUN, G. H. Analysis of the geo-location accuracy of KOMPSAT-1 EOC image data. **Journal of Korea Aerospace Research Institute**, v.1, n. 2, p. 141–148, 2002.

KRATKY, V. Rigorous photogrammetric Processing of SPOT Images at CCM Canada. **ISPRS Journal of Photogrammetry and Remote Sensing**, p. 53-71, n. 44, 1989.

KUGA, H. K. Flight dynamics at INPE. In: Balthazar, J.M.; Dean T. Mook; Joao Mauricio Rosario. (Org.). **Nonlinear Dynamics, Chaos, Control And Their Applications To Engineering Sciences**. Brasil: AAM - American Academy Of Mechanics, v. 1, p. 306-311, 1997.

KUGA, H. K.; SILVA, A. R.; LOPES, R. V. F. Análise da precisão das efemérides orbitais do GPS a bordo do satélite CBERS-2B. In: XIV Simpósio Brasileiro de Sensoriamento Remoto, 14. 2009, Natal. **Anais do XIV SBSR**. São José dos Campos. INPE, p. 2057-2064.

MARQUES, J. M.; MARQUES, M. A. M. **Estatística básica para os cursos de engenharia**. Curitiba, Ed: Domínio do saber, 2005.

MARCATO, J. J. **Fototriangulação em bloco de imagens orbitais com modelos rigorosos baseados em pontos e retas**. Dissertação (Mestrado em Ciências Cartográficas) – FCT, Universidade Estadual de São Paulo, Presidente Prudente. 2011.

MEDEIROS, N. G. **Orientação exterior de imagens orbitais usando modelos rigorosos com feições retas**. Tese (Doutorado em Ciências Cartográficas) – FCT, Universidade Estadual de São Paulo, Presidente Prudente. 2007.

MICHALIS P. **Generic rigorous model for along track stereo satellite sensors**. PhD thesis (PhD em Geomática), Department of Geomatic Engineering, University College London, London, 2005.

MICHALIS P.; DOWMAN I.J. A model for along track stereosensors using rigorous orbit mechanics. **International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences**, v. 36, n. 1/W1, 2005.

MICHALIS, P.; DOWMAN, I. A Generic Model for Along Track Stereo Sensors Using Rigorous Orbit Mechanics. **Photogrammetric Engineering and Remote Sensing**, v. 74, n. 3, p. 303-309, 2008.

MIKHAIL, E. M.; BETHEL, J. S.; MCGLONE, J. C. **Introduction to Modern Photogrammetry**. New York: John Wiley & Sons, 2001.

O'NEIL M.; DOWMAN I. A new camera model for the orientation of the SPOT data and its application to the OEEPE test of triangulation of SPOT data. **OEEPE Publication**, v. 26, p. 153-163, 1991.

ORLANDO, V.; KUGA, H. K. Flight dynamics operations of INPE's satellite control center. **Boletim de Ciências Geodésicas**, Curitiba, v. 7, n. 1, p. 3-14, 2001.

ORUN, A. B.; NATARAJAN, K. A Modified Bundle Adjustment Software for SPOT Imagery and Photography: Tradeoff. **Photogrammetric Engineering and Remote Sensing**, v. 60, n. 12, p. 1431-1437, 1994.

POLI, D. **Modelling of Spaceborne Linear Array Sensors**. PhD thesis (PhD em Ciências Técnicas), Institute of Geodesy and Photogrammetry, Swiss Federal Institute of Technology - ETH, Zurich, 2005.

RADHADEVI, P. V.; RAMACHANDRAN, R. Orbit attitude modelling of spot imagery with a single ground control point. **The Photogrammetric Record**, v. 14, n. 84, p. 973, 1994.

RADHADEVI, P. V.; RAMACHANDRAN, R.; MURALIMOHAN, A. S. R. K. V. Restitution of IRS-1C PAN data using an orbit attitude model and minimum control. **Journal of Photogrammetry and Remote Sensing**, v. 53, n. 5, p. 262-271, 1998.

SALAMONOWICZ, P. H. Satellite orientation and position for geometric correction of scanner imagery. **Photogrammetric Engineering & Remote Sensing**, v. 52, n. 4, p. 491-499, 1986.

SEEBER, G. **Satellite geodesy: foundations, methods, and applications**. Berlin: Walter de Gruyter, 2003.

SILVA, W. C. C.; FERREIRA, L. D. D. Satélites artificiais: movimento orbital. São José dos Campos: Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE - 3163 - RPE / 458), 1984.

TAO, C. V.; HU, Y. A comprehensive study of the rational function model. Photogrammetric processing. **Photogrammetric Engineering and Remote Sensing**, v. 67, n. 12, p. 1347-1357, 2001.

TONOLO, G. F.; POLI, D. Georeferencing of EROS-A1 high resolution images with rigorous and rational function model. In: ISPRS, 2003, Hannover. Workshop "High resolution mapping from space", Hannover: ISPRS, 2003.

TOUTIN, T. Geometric processing of remote sensing images: models, algorithms and methods. **International Journal of Remote Sensing**, p. 1893–1924, 2004.

VALADAN ZOEJ M. J. **Photogrammetric Evaluation of Space Linear Array Imagery for Medium Scale Topographic Mapping**. PhD thesis, volume I (PhD em Fotogrametria e Sensoriamento Remoto), University of Glasgow, Glasgow, 1997.

VALADAN ZOEJ, M. J.; PETRIE, G. Mathematical Modeling and Accuracy Testing of SPOT Level 1B Stereo-Pairs, **Photogrammetric Record**, v. 16, n. 91, p. 67-82, 1998.

VALADAN ZOEJ, M. J.; SADEGHIAN, S. Orbital Parameter Modeling and Accuracy Testing of IKONOS Geo Image, **Photogrammetric Journal of Finland**, v. 18, n. 2, p. 70-80, 2003.

WERTZ, J. R. **Spacecraft Attitude Determination and Control**. Reidel, Dordrecht, 1978.

WESTIN, T. Precision rectification of SPOT imagery. **Photogrammetric Engineering and Remote Sensing**, v. 56, n. 2, p. 247-253, 1990.

WOLF, P. R.; DEWITT, B. A. **Elements of Photogrammetry: With Applications in GIS**. 3. ed. U.S.A: McGraw-Hill Book Company, 2000.

YAMAKAWA, T.; FRASER, C. S. The affine projection model for sensor orientation: experiences with high-resolution satellite imagery. **International Archives of Photogrammetry and Remote Sensing**, Istambul, v. 35 parte 1, p.142-147, 2004.