

# MODELO FOTOGRAMÉTRICO PARA CORREÇÃO DE IMAGENS MSS-LANDSAT

Antonio José F. Machado e Silva  
Instituto de Pesquisas Espaciais  
CNPq  
Caixa Postal 01, 12630 - Cachoeira Paulista, SP, Brasil

## RESUMO

O modelo fotogramétrico é baseado nas equações de colinearidade, associando a cada ponto na imagem um ponto na superfície da Terra através de suas coordenadas geodésicas (latitude e longitude). O modelo elimina todas as distorções da imagem sejam elas internas ou externas ao sistema de imageamento. Sua importância, no caso brasileiro, se faz sentir principalmente pela precisão geométrica da imagem resultante mesmo quando não são obtidos pontos de controle (cerca de 1 pixel). O modelo é bastante flexível quanto ao refinamento por pontos de controle e permite gerar imagens em qualquer projeção cartográfica desejada pelo usuário.

## ABSTRACT

The photogrammetric model is based on the colinearity equations. Using geodesic coordinates (latitude, longitude) it associates each point of the image to a point of earth surface. Internal and external image system distortion are eliminated by the model. A great resulting image geometric accuracy is reached (about 1 pixel) independently of the Ground Control Point (GCP) existence. It permits many possibilities to refine the image using GCP and it can generate images in the cartographic projection required by the user.

## 1. INTRODUÇÃO

O desenvolvimento de um modelo fotogramétrico de correção geométrica de imagens MSS-LANDSAT, baseado em equações de colinearidade, impõe-se no Brasil devido principalmente às dificuldades de obtenção de pontos de controle.

A correção da imagem através de um "modelo rígido" polinomial só é plenamente satisfeita quando da utilização de um polinômio de 5º grau, o que obriga a obtenção de no mínimo 21 pontos de controle por imagem, resultado muito difícil de se alcançar nas regiões Norte, Nordeste e Centro Oeste do país (aproximadamente 70% do Brasil).

Para contornar este problema o Instituto de Pesquisas Espaciais (INPE), atualmente, corrige a imagem de suas distorções sistemáticas, a partir dos dados de efemérides (posição e velocidade), atitude (roll, pitch e yaw) do satélite e do conhecimento do sistema de imageamento (principalmente do equacionamento do perfil do espelho).

Estas distorções sistemáticas podem ser internas ou externas. Entre as internas destacam-se:

- arrastamento da imagem durante 1 (uma) varredura;
- não linearidade do movimento do espelho;
- variação no tempo útil de varredura, com a conseqüente variação no número de pixels por varredura.

Entre as distorções externas sobressaem-se:

- variações de velocidade, altitude e atitude sofridas pelo satélite;
- rotação e esfericidade da Terra.

Estas distorções são analisadas separadamente e corrigidas, gerando deste passo uma imagem analógica usualmente denominada imagem "bulk".

A imagem "bulk" pode então ser corrigida através de pontos de controle utilizando-se para este fim um polinômio de 2º grau. Neste caso reduz-se o número de pontos de controle para um mínimo de 6 (seis).

Este modelo tem-se mostrado bastante satisfatório para todas as regiões, com exceção da região Norte, onde é difícil a localização dos pontos de controle necessários. A imagem "bulk" apresenta, em média, um erro médio quadrático de  $120 \pm 20$  metros (aproximadamente  $3/2$  pixel) enquanto que na imagem acrescida da correção polinomial de 2º grau (Imagem "Precision") este erro cai para metade:  $60 \pm 15$  metros (aproximadamente  $3/4$  pixel).

Já o modelo baseado em equações de colinearidade mostrou-se extremamente eficiente, inclusive para regiões onde é grande a dificuldade de se obter pontos de controle. Nos primeiros testes realizados o erro médio quadrático das imagens esteve próximo a 80 metros (1 pixel). Quando da utilização de pontos de controle o erro caiu para aproximadamente 40 metros ( $1/2$  pixel).

Devido aos resultados encontrados o autor se propõe a apresentar o

modelo baseado em equações de colinearidade, bem como as potencialidades deste quanto ao refinamento por pontos de controle.

## 2. MODELO MATEMÁTICO UTILIZADO

O objetivo do modelo é relacionar um ponto (pixel) "P" na imagem através de suas coordenadas: linha, coluna (pixel), com o correspondente na Terra "P<sub>1</sub>", através das coordenadas geodésicas (latitude, longitude e altitude). Devido à impossibilidade de se incluir o modelo de terreno, na realidade relaciona-se o ponto "P" com o ponto "P<sub>2</sub>" residente sobre a su superfície de um elipsóide de referência (altitude = 0) (Figura 1).

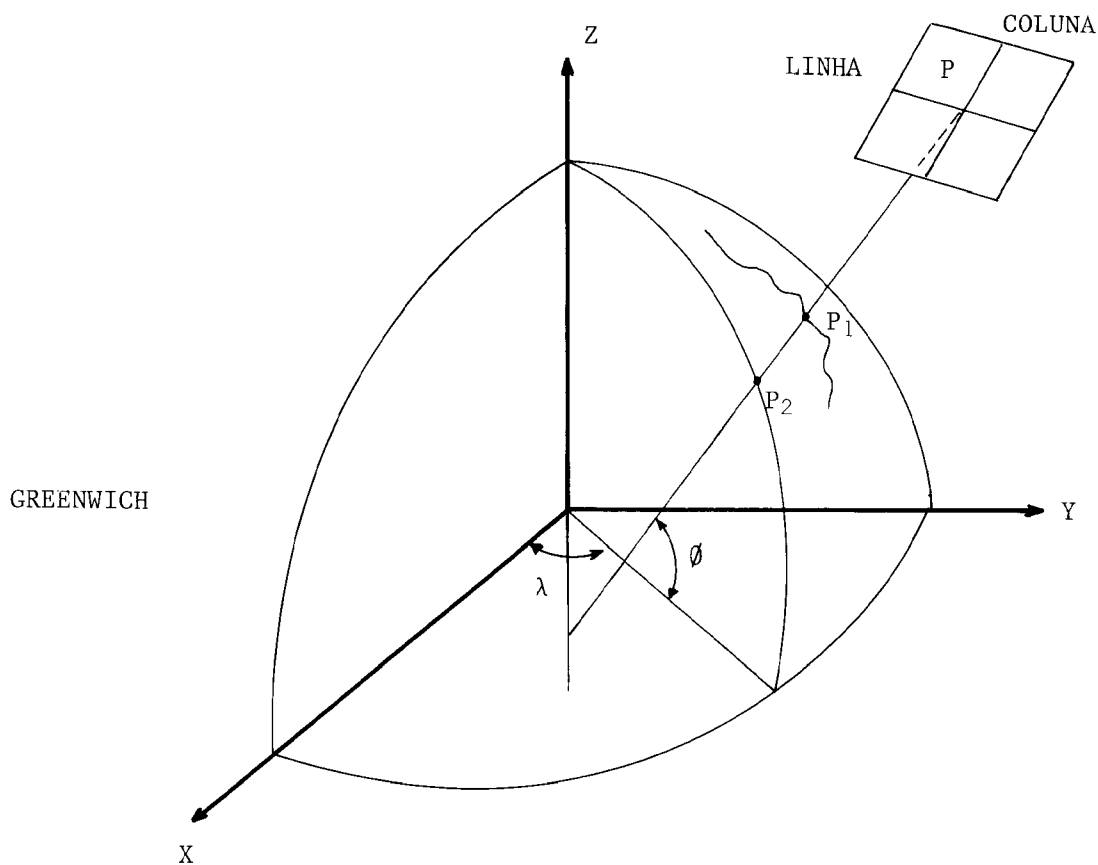
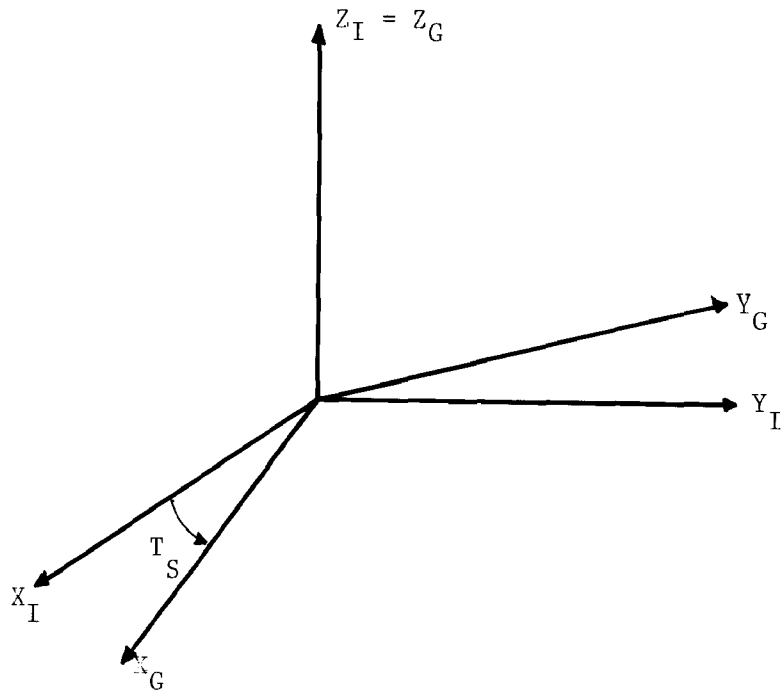


Fig. 1 - Relação Ponto Imagem - Ponto Elipsóide

O modelo parte do conhecimento da posição, velocidade e atitude do satélite para cada segundo, ao longo da cena, e da equação do perfil do espelho.

Inicialmente, elimina-se o efeito de rotação da Terra referenciando a posição e velocidade do satélite e a equação do elipsóide a um sistema inercial relacionado com o Sistema Geocêntrico de Greenwich através do tempo sideral (Figura 2).



$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{INERCIAL}} = \begin{bmatrix} \text{COS}(T_S) & -\text{SEN}(T_S) & 0 \\ \text{SEN}(T_S) & \text{COS}(T_S) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{GREENWICH}}$$

Fig. 2 - Relação entre Sistema Geocêntrico de Greenwich e Sistema Inercial

Como o elipsóide em questão é de revolução em torno do eixo Z, a equação que o modela se mantém para o sistema inercial.

O primeiro passo é determinar o instante T relativo ao par (linha, coluna) do ponto "P", a partir do tempo relativo ao centro da imagem e ao intervalo de amostragem de pixels (constante para cada satélite):

$$T = f(\text{linha}, \text{coluna})$$

A seguir interpola-se os dados de efemérides e atitude do satélite relativo ao instante T e obtém-se a posição, velocidade e atitude da plataforma quando da tomada do ponto "P".

Pode-se agora relacionar o sistema inercial com o sistema fixo ao satélite, levando-se em conta apenas os dados de efemérides (Figura 3).

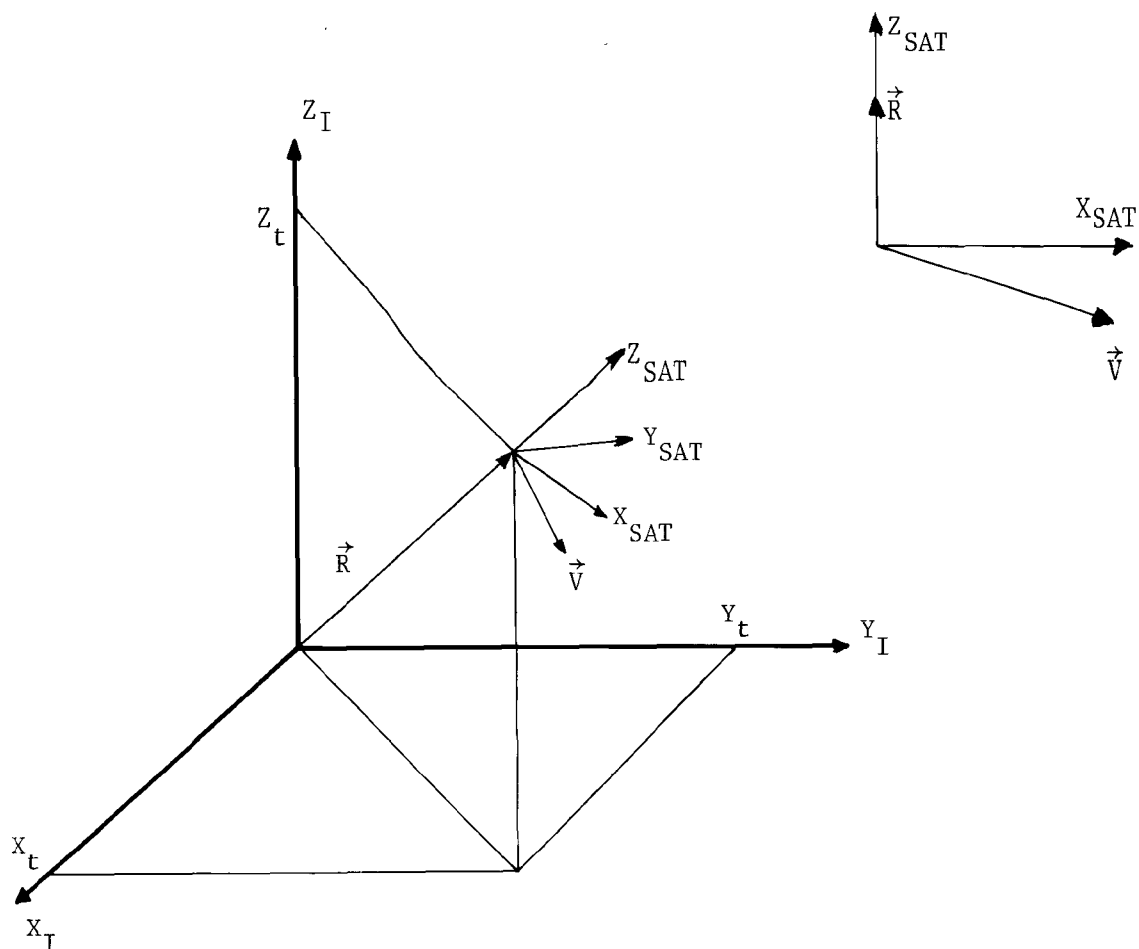


Fig. 3 - Relação entre Sistema Inercial e Sistema Fixo ao Satélite

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{INERCIAL}} = \begin{bmatrix} M_{11} & M_{12} & M_{13} \\ M_{21} & M_{21} & M_{23} \\ M_{31} & M_{32} & M_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{SAT}} = \begin{bmatrix} \text{MATRIZ} \\ \text{EFEMÉRIDES} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{SAT}} \quad (1)$$

$$\hat{R} = \frac{\vec{R}}{|\vec{R}|} = \frac{(X_t \ Y_t \ Z_t)}{\sqrt{X_t^2 + Y_t^2 + Z_t^2}} = (M_{13} \ M_{23} \ M_{33})$$

$$\hat{V} = \frac{\vec{V}}{|\vec{V}|} = \frac{(V_x \ V_y \ V_z)}{\sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}}$$

$$\hat{R} \times \hat{V} = (M_{12} \ M_{22} \ M_{32})$$

$$(\hat{R} \times \hat{V}) \times \hat{R} = (M_{11} \ M_{21} \ M_{31})$$

Levando-se em consideração os efeitos de atitude tem-se:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{SENSOR}} = R^z_{\text{Yaw}} R^y_{\text{Pitch}} R^x_{\text{Roll}} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{SAT}} = \begin{bmatrix} \text{MATRIZ} \\ \text{ATITUDE} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{SAT}}$$

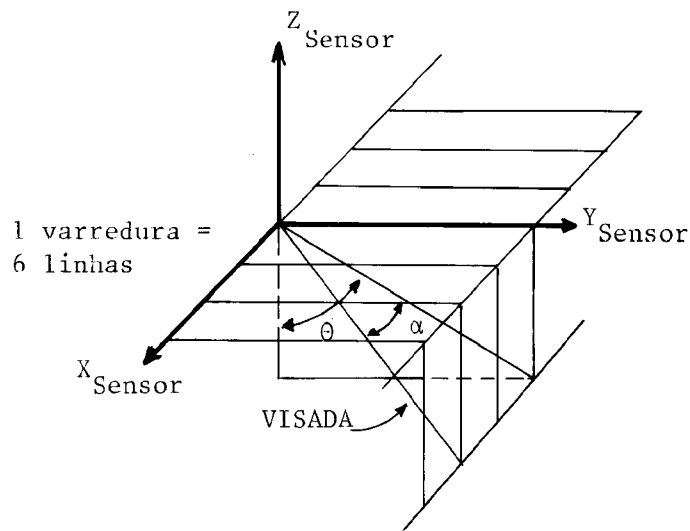
$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{SENSOR}} = \begin{bmatrix} \text{MATRIZ} \\ \text{ATITUDE} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{SENSOR}} \quad (2)$$

de (1) e (2) tem-se:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{INERCIAL}} = \begin{bmatrix} \text{MATRIZ} \\ \text{EFEMÉRIDES} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \text{MATRIZ} \\ \text{ATITUDE} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{SENSOR}} \quad (3)$$

Definida a equação matricial (3) que relaciona o sistema inercial com o sistema relativo ao sensor determina-se o "raio de visada" do satélite neste último sistema e posteriormente transforma-se as coordenadas de visada para o sistema inercial.

O raio de visada é função apenas da linha e da coluna relativa ao ponto "P" (Figura 4).



$\alpha = f(\text{linha})$  a cada 6 linhas  $\alpha$  se repete)

$\theta = g(\text{coluna})$  (ângulo relativo ao perfil do espelho)

Fig. 4 - Raio de Visada do Satélite

$$\begin{bmatrix} \text{VISADA} \end{bmatrix}_{\text{SENSOR}} = \begin{bmatrix} \text{sen}\alpha \\ \text{cos}\alpha & \text{sen}\theta \\ -\text{cos}\alpha & \text{cos}\theta \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \text{V} \\ \text{I} \\ \text{S} \\ \text{A} \\ \text{D} \\ \text{A} \end{bmatrix}_{\text{INERCIAL}} = \begin{bmatrix} \text{MATRIZ} \\ \text{EFEMÉRIDES} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \text{MATRIZ} \\ \text{ATITUDE} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \text{sen}\alpha \\ \text{cos}\alpha & \text{sen}\theta \\ -\text{cos}\alpha & \text{cos}\theta \end{bmatrix}$$

Tem-se agora que determinar a interseção da reta de visada com o elipsóide de referência. Da reta conhece-se um ponto (posição do satélite no instante T) e sua direção (dada pelo vetor de visada no sistema inercial).

Escrevendo-se a equação da reta na forma paramétrica tem-se:

$$X = \text{VISADA} - \text{INERCIAL}_X \cdot K + X_t$$

$$Y = \text{VISADA} - \text{INERCIAL}_Y \cdot K + Y_t$$

$$Z = \text{VISADA} - \text{INERCIAL}_Z \cdot K + Z_t$$

Substituindo X, Y, Z na equação do elipsóide

$$\frac{X^2}{A^2} + \frac{Y^2}{A^2} + \frac{Z^2}{B^2} = 1$$

determina-se K e conseqüentemente as coordenadas plano retangulares do ponto P<sub>2</sub> referentes ao sistema inercial. Aplica-se a rotação devida ao tempo sideral e obtém-se as coordenadas do ponto P<sub>2</sub> no Sistema Geocêntrico de Greenwich.

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{GREENWICH}}^{P_2} = \begin{bmatrix} \cos(TS) & \text{sen}(TS) & 0 \\ -\text{sen}(TS) & \cos(TS) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{INERCIAL}}^{P_2}$$

Finalizando transforma-se as coordenadas plano retangulares referentes a Greenwich em coordenadas geodésicas:

Latitude ( $\phi$ ), Longitude ( $\lambda$ ), Altitude = 0)

$$X = N \cos\phi \cos\lambda$$

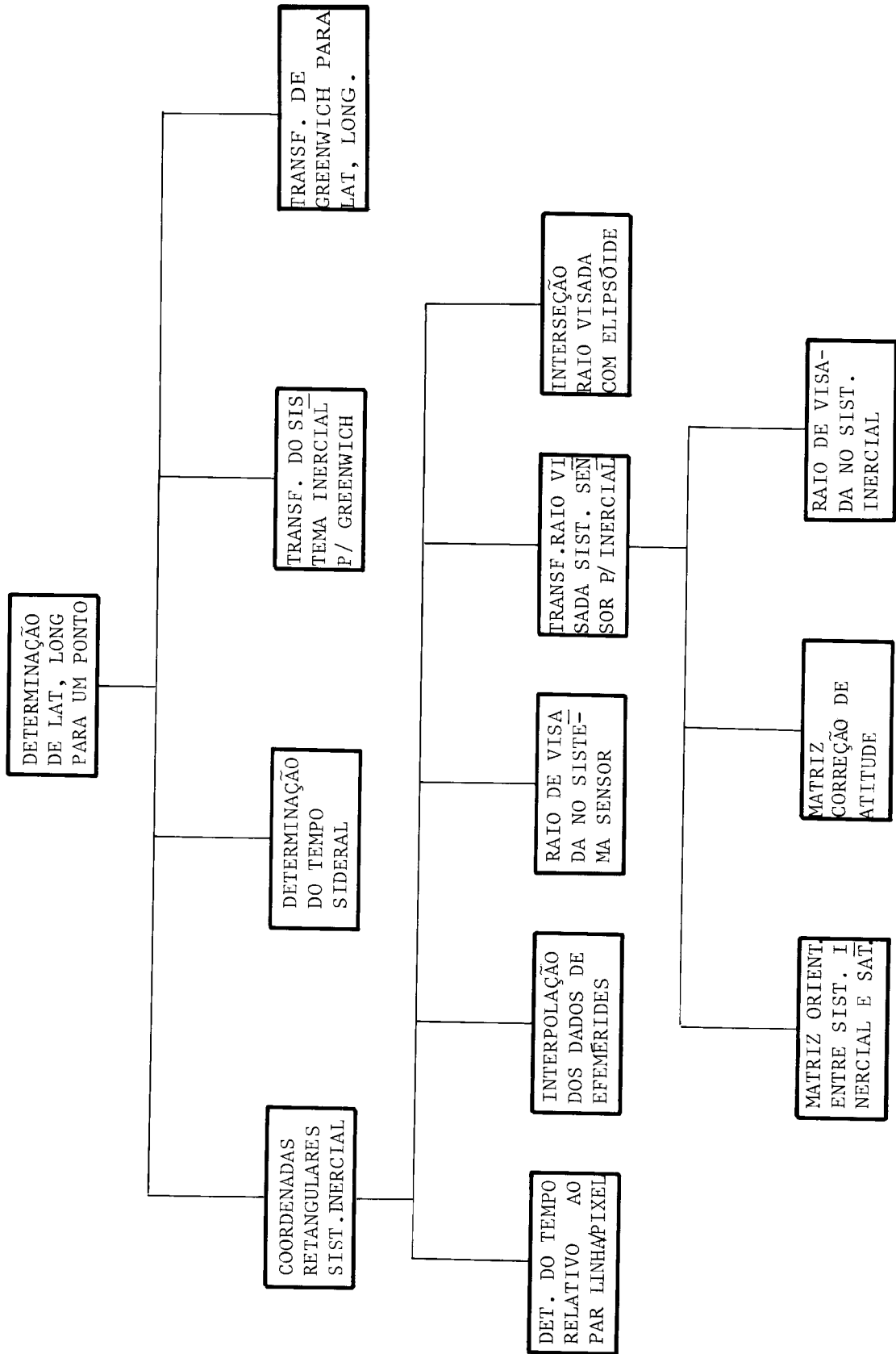
$$Y = N \cos\phi \text{sen}\lambda$$

$$Z = N \text{sen}\phi$$

$$\lambda = \text{arc tan}(Y/X)$$

$$\phi = \text{arc tan}(Z/\sqrt{X^2 + Y^2})$$

Abaixo segue o diagrama do modelo:





### 3. COMPARAÇÃO ENTRE OS MODELOS

Comparando o modelo apresentado com o "modelo rígido" de correção polinomial e o modelo atualmente em uso no Instituto de Pesquisas Espaciais destaca-se:

- O modelo de equações de colinearidade elimina praticamente todas as distorções presentes nas imagens, sejam elas internas ou externas, de baixa ou de alta frequência, além de estar inerente ao modelo a interdependência das diversas distorções. A determinação da posição, velocidade e atitude do satélite relativos a um sistema de referência inercial para cada ponto (pixel) P da imagem, bem como do equacionamento do perfil do espelho para determinação da visada, com a consequente interseção com o elipsoide faz com que o modelo elimine as distorções devido às variações de velocidade, altitude e atitude da plataforma; ao arrastamento da imagem durante 1 (uma) varredura; a não linearidade do perfil do espelho; a variação no tempo útil de varredura; e por fim a rotação e esfericidade da Terra.
- O "modelo rígido" ajusta a imagem a um sistema de projeção pré-determinado, minimizando os resíduos entre as coordenadas de imagem e as coordenadas do sistema de projeção:

$$X_{PROJ} = A_0 + A_1 * X_{IMG} + A_2 * Y_{IMG} + A_3 * X_{IMG}^2 + \dots + A_K * Y_{IMG}^n$$
$$Y_{PROJ} = B_0 + B_1 * X_{IMG} + B_2 * Y_{IMG} + B_3 * X_{IMG}^2 + \dots + B_K * Y_{IMG}^n$$

onde:  $K = (n+1)(n+2)/2$

Porém, um polinômio não acompanha distorções de alta frequência, tais como rotação da Terra e variação no comprimento das varreduras, bem como não modela corretamente as distorções existentes nas "bordas" da imagem (região externa a ponto de controle) (Figura 5).

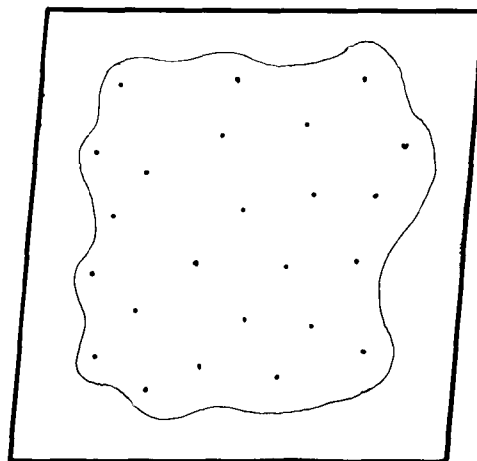


Fig. 5 - Bordas da Imagem



Assim para cada ponto de controle determina-se os parâmetros de atitude (roll, pitch e yaw) e o tempo associado a estes parâmetros. Pode-se resolver o sistema de equações (4) pelo método de mínimos quadrados, quando seriam necessários um mínimo de 4 pontos de controle, ou pelo processo de filtragem estocástica.

Na filtragem estocástica utiliza-se os dados de atitude enviados pela NASA para estimar os parâmetros  $R_i$ ,  $P_i$  e  $Y_i$ . A seguir cada ponto de controle será responsável pelo refinamento progressivo destes parâmetros até que estes convirjam, ou que não haja mais pontos de controle.

O processo de filtragem estocástica é muito interessante pois não obriga a localização de um número mínimo de pontos de controle. Essa característica é muito importante em regiões onde é difícil a obtenção destes pontos.

Determinada a parametrização da atitude para diversas cenas ao longo de uma passagem pode-se utilizar estas parametrizações para estimar a parametrização de uma cena, desta mesma passagem, onde não se tenha pontos de controle. Caso se consiga alguns poucos pontos de controle, utiliza-se a filtragem estocástica para refinar os parâmetros da atitude.

Por enquanto os métodos de refinamento testados se resumem a regiões onde se conhece diversos pontos de controle. Neste caso tanto o método dos mínimos quadrados quanto o de filtragem estocástica reduzem o erro médio quadrático do modelo de 1 pixel para aproximadamente 1/2 pixel.

Outra possibilidade é a determinação de um modelo que represente o perfil do espelho cujo equacionamento atual não é bastante preciso para os LANDSAT's 1, 2 e 3. Para cada ponto de controle determina-se a coluna e o ângulo de visada ( $\theta$ ) associados ao ponto. Em seguida estima-se um modelo que melhor represente o perfil do espelho. O ângulo de visada ( $\theta$ ) é determinado a partir da equação matricial (3).

$$\begin{bmatrix} V \\ I \\ S \\ A \\ D \\ A \end{bmatrix}_{\text{SENSOR}} = \begin{bmatrix} \text{sen}\alpha & & \\ \text{cos}\alpha & \text{sen}\theta & \\ -\text{cos}\alpha & \text{cos}\theta & \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \text{MATRIZ} \\ \text{ATITUDE} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \text{MATRIZ} \\ \text{EFEMÉRIDES} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} V \\ I \\ S \\ A \\ D \\ A \end{bmatrix}_{\text{INERCIAL}}$$

## 5. CONCLUSÃO

O modelo baseado em equações de colinearidade tem-se mostrado bastante eficiente, mesmo nas regiões de difícil obtenção de pontos de controle. Suas características principais são:

- a eliminação das distorções inerentes ao sistema de imageamento, sem se preocupar em analisá-las separadamente;
- a flexibilidade quanto à projeção cartográfica da imagem corrigida. Pode-se transformar as coordenadas geodésicas obtidas pelo modelo em coordenadas plano-retangulares de qualquer sistema de projeção cartográfica;

- a potencialidade quanto ao refinamento da correção da imagem através de pontos de controle.

O modelo ainda se encontra em fase experimental, mas os primeiros testes realizados trazem otimismo quanto à sua precisão. O erro médio quadrático das imagens sem refinamento é em média de 80 metros (1 pixel) enquanto que nas refinadas o erro cai para aproximadamente 40 metros (1/2 pixel).

## 6. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

CÂMARA NETO, G.; MACHADO E SILVA, A.J.F.; MITSUO Ii, F.A.; SERRA, P.R.M.; SOUZA, R.C.M. An Integrated Software System for Geometric correction of LANDSAT MSS Imagery. XV International Congress of Photogrammetry and Remote Sensing, Junho 1984.

FRIEDMAN, D.E.; FRIEDE, J.P.; MAGNUSSEN, K.L.; KWOK, R.; RICHARDSON, S. Multiple scene precision rectification of spaceborne imagery with very few ground control points. Photogrammetric Engineering and Remote Sensing, 49(12): 1657-1667, Dezembro, 1983.

KRATKY, V. Photogrammetric Solution for Precision Processing of ERTS Images. XXI International Congress of Photogrammetry, Ottawa 1972.

MACHADO E SILVA, A.J.F. Estudo da Qualidade das Imagens MSS-LANDSAT III Simpósio Brasileiro de Sensoriamento Remoto, Novembro-1984.

MIKHAIL, E.M.; PADERES, F.C. Simulation aspects in the study of rectification of satellite scanner data. In: NASA SYMPOSIUM ON MATHEMATICAL PATTERN RECOGNITION AND IMAGE ANALYSIS, Houston, 1983.