

SISTEMA DE NAVEGAÇÃO DOS DADOS AVHRR
DOS SATÉLITES DA SÉRIE NOAA

Valder de Matos Medeiros
Keiko Tanaka
Yoshihiro Yamazaki
Instituto de Pesquisas Espaciais-INPE
12225 - C. P. 515 - São José dos Campos, SP - Brasil

RESUMO

É descrita uma formulação matemática/análítica para determinar as coordenadas geográficas dos "pixels" obtidos pelo Radiômetro Avançado de Resolução Muito Alta (AVHRR), do satélite de órbita polar da série NOAA. A formulação básica é apresentada em duas partes a saber: a transformação da coordenada da imagem (número da linha, elemento) para a coordenada geográfica (latitude, longitude) e o problema inverso. Os dados de cruzamento do equador foram obtidos a partir das mensagens TBUS e de um sistema de propagação de órbita especificamente desenvolvido para o problema em questão. São apresentados alguns resultados, a partir das imagens digitais gravadas pela Estação de Recepção de Satélites Meteorológicos do INPE/Cachoeira Paulista, SP.

ABSTRACT

An analytical mathematical formulation is described to locating on the earth, of the Advanced Very High Resolution Radiometer (AVHRR), aboard the polar orbit NOAA series satellite. The basic formulation is presented in the following two parts: a transformation of the image coordinates (line and element numbers) to geographical coordinates (latitude and longitude); and the inverse problem. The equatorial crossing data were taken as given in the TBUS message form, and a specific system of orbit propagation were developed to the actual problem. Some results are presented for the digital images recorded by the Meteorological Satellite Reception Station of INPE/Cachoeira Paulista, São Paulo State.

1 - INTRODUÇÃO

Satélites meteorológicos em órbita polar (satélites da série TIROS/NOAA), passam aproximadamente sobre os polos da Terra, com a inclinação de suas órbitas variando de 96° a 103° , conforme a altitude. Estes satélites utilizam-se de um imageador por varredura (AVHRR) "Advanced Very High Resolution Radiometer" que transmite "linhas" de imagem através de varreduras perpendiculares à trajetória inercial, linha por linha, até formar uma imagem da região observada sob o satélite (Lauritson et alii, 1979).

Essas imagens possuem distorções características (Figura 1.1) devido à baixa altitude, grande ângulo de varredura e movimento do satélite relativo à Terra. Essas distorções dificultam a identificação das coordenadas geográficas (latitude, longitude), representadas nas coordenadas da imagem (linha, elemento), que para muitas aplicações devem ser obtidas com precisão superior à obtida visualmente.

Para fazer a identificação das coordenadas geográficas, representadas nas coordenadas da imagem, faz-se necessário "navegar" cada "pixel" da imagem. O termo "navegação" tem sido definido por (Smith, 1975) como sendo um processo analítico de determinação de parâmetros dinâmicos do satélite, necessários para gerar uma transformação matemática precisa entre o sistema de referência do satélite (linha, elemento)

e o de coordenadas terrestres (latitude, longitude).

Como a órbita do satélite é relativamente conhecida, um modelo analítico simplificado para "navegação" das imagens do satélite da série TIROS/NOAA, foi desenvolvido no presente trabalho. Tal modelo possui a vantagem de poder trabalhar em computador, ampliando assim a confiabilidade e a precisão das reduções das imagens em dados digitais.

Um resumo da formulação matemática deste modelo, i. e., transformação das coordenadas da imagem para as coordenadas geográficas e o seu correspondente problema inverso será descrito.

Será também apresentado um exemplo aplicado a uma imagem digitalizada do satélite NOAA-9, gravada em fita CCT.

2 - O PROBLEMA DIRETO

Seja um satélite em órbita circular (Figura 2.1) de raio (R) e inclinação da órbita (i) conhecidos, em torno de um elipsóide de revolução que possui um sistema de eixos (x,y,z) fixo neste, e cruzando a linha do equador (plano xy) numa longitude conhecida (λ_0) no tempo de referência (t_0) igual a zero.

A longitude ascendente da órbita muda com o tempo segundo a equação:

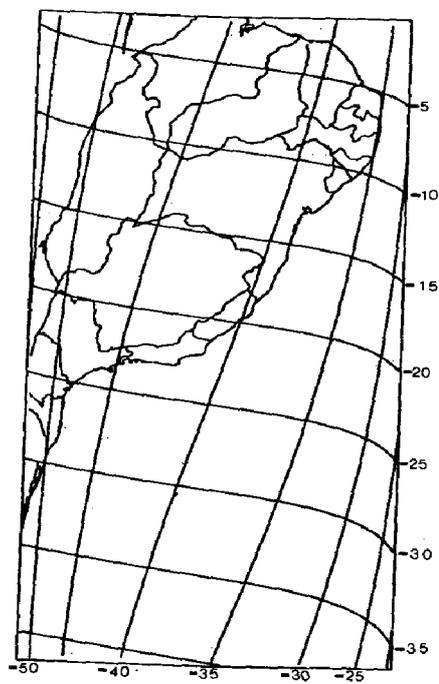


Fig. 1.1 - Distorções do gradeamento (NOAA-9)

$$\lambda = \lambda_0 + \frac{\pi}{2} (1-j) - \dot{\lambda} t \quad (2.1)$$

$$j \begin{cases} 1 & \lambda_0 \text{ ascendente} \\ -1 & \lambda_0 \text{ descendente} \end{cases}$$

onde, t é o tempo decorrido antes (< 0) ou após (> 0) o cruzamento com o equador e $\dot{\lambda}$ é dado por

$$\dot{\lambda} = \dot{\Omega} - \dot{\theta} \quad (2.2)$$

onde, $\dot{\theta}$ é a velocidade angular da Terra e $\dot{\Omega}$ a taxa de precessão da órbita em questão.

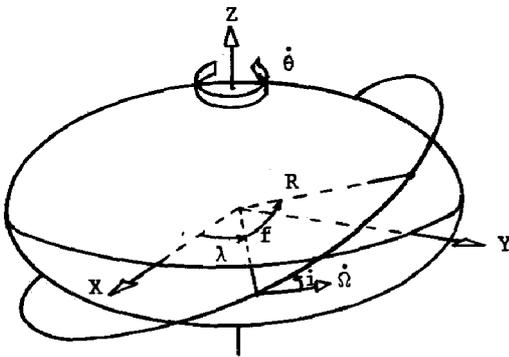


Fig. 2.1 - Geometria orbital conhecida

O movimento do satélite no plano orbital pode ser equacionado por:

$$f = \frac{\pi}{2} (i-j) + \dot{f} t \quad (2.3)$$

onde, f representa o ângulo total medido a partir do cruzamento ascendente pelo equador até o satélite, e \dot{f} a velocidade angular do mesmo.

O tempo t pode ser obtido do número da linha e do número do "pixel" que está sendo observado nesta linha (elemento da imagem).

Tomando-se:

$$t_1 = j \frac{n_e}{\dot{n}_e} \quad (2.4)$$

onde, j é definido na equação (2.1), n_e é o número da linha observada (positiva acima do equador e negativa abaixo do equador) e \dot{n}_e é o número de linhas que o satélite toma por unidade de tempo, tomando-se:

$$t_2 = j k \frac{n_p}{\dot{n}_p} \quad (2.5)$$

onde, k indica o sentido de varredura, n_p o número do "pixels" e \dot{n}_p o número de pixels tomados por unidade de tempo, obtemos o tempo

$$t = t_1 + t_2 \quad (2.6)$$

Com estas equações, o vetor de estado

(Brooks, 1977) do satélite é conhecido como vetor posição, e dado por:

$$\begin{aligned} x &= \cos \lambda \cos f - \cos i \sin \lambda \sin f \\ y &= \sin \lambda \cos f + \cos i \cos \lambda \sin f \\ z &= \sin i \sin f \end{aligned} \quad (2.7)$$

e o vetor velocidade

$$\begin{aligned} \dot{x} &= -\cos \lambda \sin f - \cos i \sin \lambda \cos f \\ \dot{y} &= -\sin \lambda \sin f + \cos i \cos \lambda \cos f \\ \dot{z} &= +\sin i \cos f \end{aligned}$$

O vetor normal ao plano orbital pode ser obtido pelo produto vetorial do vetor posição (x, y, z) com o vetor velocidade $(\dot{x}, \dot{y}, \dot{z})$, ficando com as componentes:

$$\begin{aligned} x_N &= \sin \lambda \sin i \\ y_N &= -\cos \lambda \sin i \\ z_N &= \cos i \end{aligned} \quad (2.9)$$

O vetor de varredura pode ser obtida pela combinação linear do vetor posição (equação 2.7) com o vetor normal (Equações 2.9), para um ângulo de varredura (α), na forma:

$$\begin{aligned} X_V &= x_N \sin \alpha + x \cos \alpha \\ Y_V &= y_N \sin \alpha + y \cos \alpha \\ Z_V &= z_N \sin \alpha + z \cos \alpha \end{aligned} \quad (2.10)$$

e, o ângulo de varredura α obtido a partir da velocidade angular da varredura ($\dot{\alpha}$) na forma:

$$\alpha = \dot{\alpha} t_2 \quad (2.11)$$

O problema direto é definido fornecendo o número da linha (n_e) e o número do "pixel" (n_p) e obtendo as coordenadas geográficas longitude (λ) e latitude (ϕ). Para tanto, o problema é colocado na forma do sistema de segundo grau de três equações a três incógnitas:

$$A_1 X_p + B_1 Y_p + C_1 Z_p = 0 \quad (2.12)$$

$$A_2 X_p + B_2 Y_p + C_2 Z_p = D \quad (2.13)$$

$$X_p^2 + Y_p^2 + E Z_p^2 = 1 \quad (2.14)$$

onde, as duas primeiras equações representam planos cuja interseção define a linha de varredura que intercepta o elipsoide da equação (2.14), no ponto cujas coordenadas geográficas sobre este elipsoide corresponde ao "pixel" desejado. Na Equação (2.14), o coeficiente E é obtido do fator de achatamento da Terra f_a (f_a adotado 1/298.257) na forma:

$$E = \frac{1}{(1 - f_a)^2} \quad (14b)$$

e, para que o termo independente desta equação seja um, o raio orbital (R) deve ser tomado em unidades de raio terrestre. Com isto o coeficiente da Equação (14b) é uma constante conhecida.

Sendo o plano de varredura (Equação 2.12) perpendicular à velocidade (Equação 2.8), os coeficientes A_1, B_1 e C_1 coincidem com as componentes X, Y e Z , e o termo independente é nulo pois o plano passa pelo centro do elipsóide (origem do sistema). O segundo plano é definido pelo vetor velocidade e vetor varredura (Equação 2.10) e passa pela posição do satélite (Equação 2.7), como na Figura 2.2. Os coeficientes desse plano podem então ser obtidos pelo produto vetorial entre o vetor varredura e o vetor velocidade, resultando em:

$$\begin{aligned} A_2 &= \dot{Z} Y_V - \dot{Y} Z_V \\ B_2 &= \dot{X} Z_V - \dot{Z} X_V \\ C_2 &= \dot{Y} X_V - \dot{X} Y_V \end{aligned} \quad (2.15)$$

e, o termo independente desta equação

$$D = R (A_2 X + B_2 Y + C_2 Z) \quad (2.16)$$

onde, o fator R é utilizado tendo em vista que (X, Y, Z) é o versor posição, e no produto com R, obtêm-se o vetor.

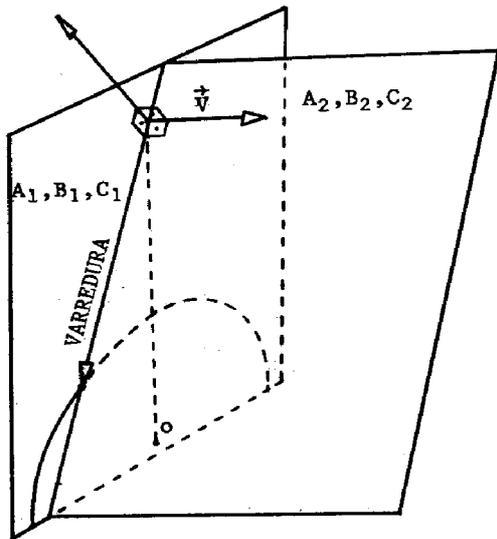


Fig. 2.2 - Geometria dos planos que definem a linha de varredura.

Com todos esses coeficientes determinados, o sistema do segundo grau pode ser resolvido a partir das relações:

$$a_1 = \frac{-D C_1}{B_1 C_2 - B_2 C_1} \quad (2.17)$$

$$a_2 = \frac{B_1 C_1}{B_1 C_2 - B_2 C_1} \quad (2.18)$$

$$b_1 = \frac{A_2 C_1 - A_2 C_1}{B_1 C_2 - B_2 C_1} \quad (2.19)$$

$$b_2 = \frac{A_1 B_2 - A_2 B_1}{B_1 C_2 - B_2 C_1} \quad (2.20)$$

$$b = \frac{a_1 b_1 + E a_2 b_2}{1 + b_1^2 + E b_2^2} \quad (2.21)$$

$$c = \frac{a_1^2 + E a_2^2 - 1}{1 + b_1^2 + E b_2^2} \quad (2.22)$$

$$\Delta = b^2 - c \quad (2.23)$$

apresentando as duas soluções para as coordenadas X_1 e X_2 :

$$X_1 = -b + \sqrt{\Delta} \quad (2.24)$$

$$X_2 = -b - \sqrt{\Delta}$$

e, as demais coordenadas, a partir de:

$$Y_1 = a_1 + b_1 X_1$$

$$Y_2 = a_1 + b_1 X_2 \quad (2.25)$$

$$Z_1 = a_2 + b_2 X_1$$

$$Z_2 = a_2 + b_2 X_2$$

obtendo-se assim, as coordenadas X_1, Y_1, Z_1 e X_2, Y_2, Z_2 , dos dois pontos-solução do sistema do segundo grau formado pelas Equações (2.12) a (2.14). O ponto solução é o que se encontra mais próximo da posição do satélite, R vezes o versor posição (X, Y, Z) . Se considerarmos a distância entre o satélite e o ponto solução r_1 e r_2 :

$$r_1 = \sqrt{(RX - X_1)^2 + (RY - Y_1)^2 + (RZ - Z_1)^2}, \quad (2.26)$$

$$r_2 = \sqrt{(RX - X_2)^2 + (RY - Y_2)^2 + (RZ - Z_2)^2},$$

a solução final pode ser obtida se $r_1 < r_2$, então:

$$X_p = X_1$$

$$Y_p = Y_1 \quad (2.27)$$

$$Z_p = Z_1$$

ou, se $r_1 > r_2$, então a solução será:

$$\begin{aligned} X_p &= X_2 \\ Y_p &= Y_2 \\ Z_p &= Z_2 \end{aligned} \quad (2.28)$$

Quando $r_1 = r_2$, a varredura é tangente à Terra e os dois pontos coincidem. Se $\Delta < 0$ (Equação 2.23) a varredura é feita no espaço, e não há solução determinada.

Com a solução X_p, Y_p, Z_p , as coordenadas geográficas longitude (λ) e latitude (θ) são obtidas, respectivamente com as equações:

$$\begin{aligned} \lambda &= t_g^{-1} \left(\frac{Y_p}{X_p} \right), \\ \theta &= t_g^{-1} \left(\frac{EZ_p}{\sqrt{X_p^2 + Y_p^2}} \right), \end{aligned} \quad (2.29)$$

3 - O PROBLEMA INVERSO

O problema inverso é definido fornecendo a longitude e latitude geográfica, e determinando o número da linha e o número do elemento observado na imagem. Para tanto, o problema é colocado na forma do sistema de segundo grau de três equações a três incógnitas,

$$A_3X + B_3Y + C_3Z = 0 \quad (3.1)$$

$$A_4X + B_4Y + C_4Z = 0 \quad (3.2)$$

$$X^2 + Y^2 + Z^2 = R^2 \quad (3.3)$$

onde, as duas últimas equações representam a órbita, aqui equacionada como a interseção da esfera de raio orbital (R) e o plano orbital (A_4, B_4, C_4), e a primeira equação, o plano de varredura (A_3, B_3, C_3) cuja interseção com a órbita, fornece o ponto posição do satélite.

Neste caso, o tempo (t) não é conhecido, este deve ser obtido iterativamente a partir da posição calculada do satélite, através da solução das equações (3.1) a (3.3). Para a obtenção dos coeficientes destas equações, o tempo t é inicializado com zero (cruzamento com o equador) e redefinido pela posição calculada do satélite reentrando na iteração para melhorar os valores dos coeficientes das equações usadas para este cálculo, até que haja uma convergência.

Dada a longitude e a latitude, o ponto observado pelo satélite sobre o elipsóide terrestre, definido na equação (2.14) com coordenadas X, Y, Z , pode ser calculado a partir da distância radial (ρ) deste ponto e da latitude geocêntrica ϕ' (Figura 3.1).

$$\phi' = t_g^{-1} \left(\frac{t_g \phi}{E} \right) \quad (3.4)$$

$$\rho = \frac{1 - fa}{\sqrt{1 - fa(2-fa) \cos^2 \phi'}} \quad (3.5)$$

nas equações,

$$X_p = \rho \cos \phi' \cos \lambda, \quad (3.6)$$

$$Y_p = \rho \cos \phi' \sin \lambda, \quad (3.7)$$

$$Z_p = \rho \sin \phi'$$

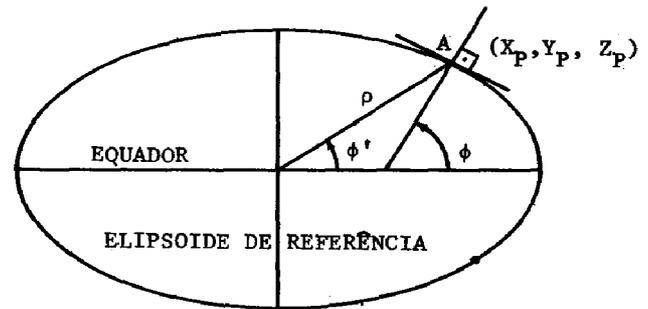


Fig. 3.1 - Latitudes geocêntrica (ϕ') e geodésica (θ).

Com λ calculado na Equação (2.1) inicialmente com $t = 0$ o versor normal é obtido a partir das Equações (2.9), e então o plano de varredura A_3, B_3, C_3 do sistema (3.1) pode ser obtido com o produto vetorial do versor normal (X_N, Y_N, Z_N) e o versor ponto geográfico (X_p, Y_p, Z_p) resultando em:

$$A_3 = Y_N Z_p - Z_N Y_p \quad (3.9)$$

$$B_3 = Z_N X_p - X_N Z_p \quad (3.10)$$

$$C_3 = X_N Y_p - Y_N X_p \quad (3.11)$$

As componentes do versor normal coincidem com os coeficientes do plano orbital, ficando assim definidos A_4, B_4, C_4 no sistema de equações (3.1) a (3.3), que pode ser resolvido no seguinte algoritmo:

$$F = B_4 C_3 - B_3 C_4 \quad (3.12)$$

se F diferente de zero,

$$a_1 = \frac{A_3 C_4 - A_4 C_3}{F} \quad (3.13)$$

$$a_1 = \frac{A_3 B_4 - A_4 B_3}{F} \quad (3.14)$$

$$X_1 = \frac{R}{\sqrt{1 + a_1^2 + a_2^2}} \quad (3.15)$$

$$X_2 = \frac{-R}{\sqrt{1 + a_1^2 + a_2^2}} \quad (3.16)$$

$$Y_1 = a_1 X_1 \quad (3.17)$$

$$Y_2 = a_1 X_2 \quad (3.18)$$

$$Z_1 = a_2 X_1 \quad (3.19)$$

$$Z_2 = a_2 X_2 \quad (3.20)$$

onde, \underline{X}_1 e \underline{X}_2 são vetorialmente representados por:

$$\underline{X}_1 = \begin{bmatrix} X_1 \\ Y_1 \\ Z_1 \end{bmatrix} \quad (3.21)$$

$$\underline{X}_2 = \begin{bmatrix} X_2 \\ Y_2 \\ Z_2 \end{bmatrix} \quad (3.22)$$

e, correspondem às duas soluções para o sistema de Equações (3.1) a (3.3). A solução que interessa e que representa a real posição do satélite (X, Y, Z) é a que se encontra mais próxima ao ponto observado (X_p, Y_p, Z_p) e, portanto:

$$\text{se } |\underline{X}_p - \underline{X}_1| < |\underline{X}_p - \underline{X}_2| \text{ então } \underline{X} = \underline{X}_1 \quad (3.23)$$

$$\text{se } |\underline{X}_p - \underline{X}_1| > |\underline{X}_p - \underline{X}_2| \text{ então } \underline{X} = \underline{X}_2 \quad (3.24)$$

Voltando à Equação (3.12), se F for igual a zero, a coordenada X é também nula, e para evitar as singularidades das Equações (3.13) e (3.14), o algoritmo deve ser mudado para o cálculo inicial de Y no lugar do cálculo de X. Neste caso as equações se simplificam na forma:

$$Y_1 = \frac{R C_3}{\sqrt{C_3^2 + B_3^2}} \quad (3.25)$$

$$Z_1 = \frac{-R B_3}{\sqrt{C_3^2 + B_3^2}}$$

$$Y_2 = \frac{-R C_3}{\sqrt{C_3^2 + B_3^2}} \quad (3.26)$$

$$Z_2 = \frac{R B_3}{\sqrt{C_3^2 + B_3^2}}$$

Calculado a posição do satélite, representada pelo vetor \underline{X} ,

$$\underline{X} = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} \quad (3.27)$$

calcula-se t a partir das Equações (2.7) e (2.3).

$$t = \frac{\text{sen}^{-1} \left(\frac{Z}{R \text{sen } i} \right)}{f} \quad (3.28)$$

do qual, retorna-se ao sistema de Equações (3.1) a (3.3) para nova iteração até a convergência.

Após a convergência de t, para que se possa obter o número da linha e o número do elemento, deve-se calcular t_1 e t_2 , definidos nas Equações (2.4), (2.5) e (2.6). O tempo t_2 pode ser facilmente obtido do ângulo de varredura α (Equações (2.11)), já que este ângulo pode ser obtido do vetor varredura,

$$\begin{aligned} X_v &= X_p - X_1 \\ Y_v &= Y_p - Y_1 \end{aligned} \quad (3.29)$$

$$Z_v = Z_p - Z_1$$

e, do versor normal (Equações 2.9)), a partir do produto escalar:

$$\alpha = \frac{\pi}{2} - \cos^{-1} \left(\frac{X_v X_N + Y_v Y_N + Z_v Z_N}{\sqrt{X_v^2 + Y_v^2 + Z_v^2}} \right) \quad (3.30)$$

Com α determinado, t_2 é obtido da Equação (2.11) t_1 da Equação (2.6) e o número da linha e do elemento das Equações (2.4) e (2.5), respectivamente.

4 - APLICAÇÃO DO MODELO COMO EXEMPLO DO PROCESSO DE NAVEGAÇÃO

Para se ter uma visão global das coordenadas geográficas foi simulada uma grade utilizando os algoritmos matemáticos descritos na mesma escala da imagem obtida através da fita CCT (Imagem das 14:18 horas GMT do dia 14/7/85). Esta grade (Figura 4.1) foi superposta à imagem e observou-se que houve uma concordância nos limites da linha costeira.

Para ilustrar a utilização e mostrar a precisão espacial do método de navegação apresentado, foram identificados as posições (linha/elemento) de alguns pontos de características bem definidas sobre a superfície e linha costeira da imagem no imageador I-100 (IMA GE-100). Estes pontos estão demarcados na Figura 4.1 através dos números de 1 a 6. Na

abela 1 são apresentadas as linhas e elementos, identificados no I-100, e as respectivas latitudes e longitudes calculadas pelo algoritmo.

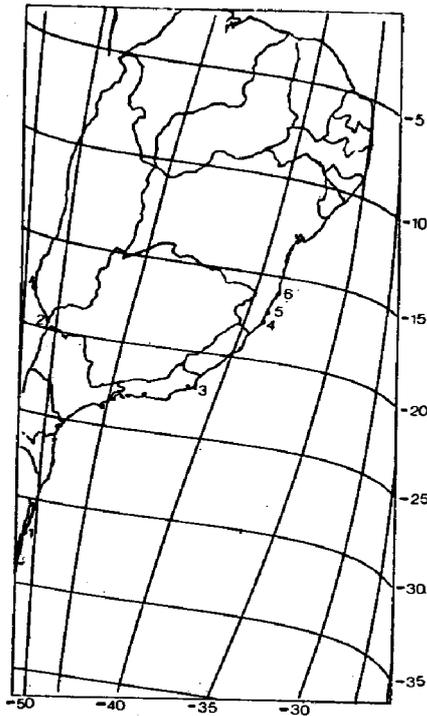


Fig. 4.1 - Gradeamento da imagem do dia 14/07/85, 14:18 horas GMT.

TABELA 1

LATITUDE E LONGITUDE CALCULADOS DADOS OS NÚMEROS DE LINHAS E ELEMENTOS DA IMAGEM

PONTOS	LINHAS	ELEMENTOS	LATITUDE(°) (Calculado)	LONGITUDE(°) (Calculado)
1	999	48	-32.09	-51.98
2	2227	148	-20.02	-50.98
3	1904	970	-21.96	-40.99
4	2286	1312	-17.82	-39.28
5	2300	1331	-17.66	-39.16
6	2478	1418	-15.80	-38.87

TABELA 2

NÚMEROS DE LINHAS E ELEMENTOS CALCULADOS, DAS AS LATITUDES E LONGITUDES

PONTOS	LATITUDE(°)	LONGITUDE(°)	LINHAS (Calculado)	ELEMENTOS (Calculado)
1	-32.16	-52.04	992	46
2	-20.09	-51.00	2220	146
3	-21.96	-40.96	1903	974
4	-17.86	-39.25	2281	1314
5	-17.68	-39.13	2297	1334
6	-15.86	-38.87	2472	1416

Na Tabela 3 é apresentada a diferença obtida com o problema direto e inverso. Consta-se que o maior erro está nas linhas, com erro máximo da ordem de 7 linhas abaixo do "real". Em termos de distância, esse erro representa cerca de 8km na superfície da Terra. Quanto ao erro na direção da varredura, consta que ela depende da distância ao ponto sob o satélite, sendo que nos pontos considerados o erro não superou cerca de 5km na superfície da Terra.

TABELA 3

DIFERENÇAS ENTRE OS DADOS CALCULADOS E OBSERVADOS PELOS PROBLEMAS DIRETO E INVERSO

PONTOS	PROBLEMA DIRETO		PROBLEMA INVERSO	
	ΔLATITUDE	ΔLONGITUDE	ΔLINHA	ΔELEMENTO
1	-0.07	-0.06	-7	-2
2	-0.07	-0.02	-7	-2
3	0.00	0.03	-1	4
4	-0.04	0.03	-5	2
5	-0.03	0.03	-3	3
6	-0.06	0.00	-6	-2

Em termos de aplicações meteorológicas ou oceanográficas, que não requerem precisões superiores aos erros apresentados, dada a simplicidade da presente formulação, ela apresenta um potencial aplicativo.

5 - CONCLUSÕES

Os resultados apresentados mostram que o método é adequado para diversas aplicações. No entanto, é observado que as precipitações do método podem ser aumentadas, se a modelagem do movimento orbital e de atitude do satélite for melhorada. Como exemplo, temos o movimento do satélite em torno de seu eixo de rotação que é feito com velocidade angular constante. Isso faz com que o imageamento de Nadir seja feito

sempre apontado para o centro da Terra (ponto O da Figura 5.1), fazendo com que o ponto A indicado na Figura 5.1, seja aquele imageado, e não o ponto de Nadir Geodésico (ponto B da Figura). Se esse movimento de atitude for conhecido, o equacionamento desse movimento pode ser facilmente incluído na modelagem.

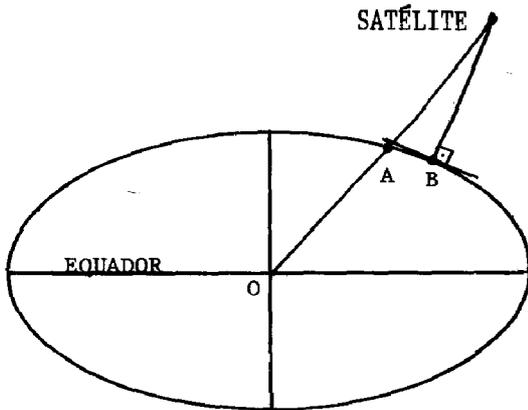


Fig. 5.1 - Nadir geocêntrico e geodésico.

Outro aspecto da atual modelagem é que, definido o ponto de cruzamento do Equador, uma órbita circular é utilizada na vizinhança deste ponto, e por consequência, abrangendo todo o range da imagem. Facilmente o equacionamento para uma órbita elíptica média ou instantânea pode ser incluído na modelagem, o que melhoraria também a precisão.

Por último, um fator de deterioração da precisão é a precisão com que se conhece a órbita ou o que é conhecido como determinação da órbita. Esta determinação é feita pelos órgãos responsáveis pelos satélites e portanto, estrangeiros. Atualmente, a NOAA transmite via satélite, a previsão de órbita, TBUS, com os elementos orbitais, porém com atualizações feitas a cada 3 ou 4 dias. Algumas simulações revelam que os propagadores numéricos de órbita apresentam um erro de aproximadamente 250 metros. Neste intervalo, o que implicaria num erro inicial de cerca de 2 linhas na navegação. Isto pode ser minimizado com algumas interpolações entre dois boletins consecutivos (onde a imagem a ser reduzida se encontrasse no meio) ou aumentando-se a frequência das atualizações dos boletins TBUS pelas agências responsáveis pela manutenção dos satélites.

6 - REFERÊNCIAS

- BROOKS, D. R. An Introduction to orbit dynamics and its application to satellite. Based Earth Monitoring Missions. NASA, Reference Publication 1009, Hampton, Virginia, 1977.
- LAURITSON, L. NELSON, G. J.; PORTO, F. W. Data Extraction and Calibration of TIROS-N/NOAA radiometers. NOAA. Technical Memorandum NESS 107, Washington, D. C., 1979.