

MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

INPE-7265-TDI/707

**O USO DA CÂMERA IMAGEADORA A BORDO DE SATÉLITES
PARA DETERMINAÇÃO DE ATITUDE:
SIMULAÇÃO COMPUTACIONAL**

Antonio Gil Vicente de Brum

Tese de Doutorado em Engenharia e Tecnologia Espacial – Mecânica Espacial e Controle, orientada pelo Dr. Hans-Ulrich Pilchowski, aprovada em 01 de julho de 1999.

INPE
São José dos Campos
1999

629.7.062.2

BRUM, A. G. V.

O uso da câmara imageadora a bordo de satélites para determinação de atitude: simulação computacional / A. G. V. Brum – São José dos Campos: INPE, 1999.

113p. – (INPE-7265-TDI/707).

1.Satélites artificiais. 2.Controle de atitude. 3.Técnicas de imageamento. 4.Determinação. 5.Casamento. 6.Padrões. I.Título.

Aprovado pela Banca Examinadora em cumprimento a requisito exigido para a obtenção do Título de **Doutor** em **ETE/Mecânica Espacial e Controle**.

Dr. Wilson Custódio Canesin da Silva



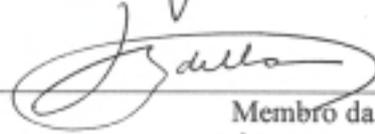
Presidente

Dr. Hans-Ulrich Pilchowski



Orientador

Dr. Luis Carlos Gadelha



Membro da Banca

Dr. Mário Luiz Selingardi



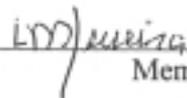
Membro da Banca

Dr. Gerald Jean Francis Banon



Membro da Banca

Dr. Luiz Danilo Damasceno Ferreira



Membro da Banca
Convidado

Dr. César Celeste Ghizoni



Membro da Banca
Convidado

Candidato (a): Antonio Gil Vicente de Brum

São José dos Campos, 01 de julho de 1999.

Dedico esta obra ao meu querido pai, Gil Bento de Brum.

AGRADECIMENTOS

Agradeço fundamentalmente à Deus pela oportunidade de realizar este trabalho. Muitos agradecimentos devo ao meu orientador, Hans Ulrich Pilchowski, por ter se mostrado disponível em todos os aspectos; ao meu colega e amigo, Mário César Ricci, que muito me ajudou no doutorado e também durante o mestrado, revelando paciência e consideração por mim, coisas que só a amizade sincera e a grandeza de coração permitem explicar. Também agradeço ao Sérgio Donizetti Faria pelo suporte oferecido, que permitiu o desenvolvimento tranquilo das tarefas relacionadas ao ambiente de processamento de imagens utilizado.

RESUMO

A crescente necessidade de uma melhor resolução nas imagens de sensoriamento remoto traduz-se em exigências de melhoria na precisão da determinação e do controle da atitude dos satélites. Por esse motivo, é grande, por parte dos estudiosos do setor, a procura por soluções que garantam o cumprimento de tais exigências. Este trabalho tem por objetivo o estudo da possibilidade e viabilidade da utilização de uma imagem comum de sensoriamento remoto na determinação e no refinamento da atitude do satélite possibilitando com isso a integração da câmera de imageamento ao sistema de controle e determinação da atitude do veículo espacial. Uma das grandes vantagens dos resultados deste trabalho é que estes podem ser facilmente implementados via *software*, sem necessidade de equipamento adicional, uma vez que o *hardware* utilizado (câmera de imageamento, computador de bordo) já se encontra embarcado.

SATELLITE ATTITUDE DETERMINATION WITH USE OF THE ON BOARD IMAGING CAMERA: A COMPUTER SIMULATION

ABSTRACT

The growing need for a better quality in satellite images, in terms of image resolution, is also translated as requirements of a still better accuracy in the satellite control and attitude determination. Due to this, the search for solutions that could supply these needs is still far from its end. This work main concern is the possibility and viability of using the own satellite images as a mean of obtaining and refining the satellite attitude, thus making it possible to integrate the imaging camera to the satellite navigation system. The results of this work, once obtained, would mean the achievement of a new redundancy in the navigation system (with implications in future designs). Most important in implementing results is the fact that this can be easily achieved via software with no extra hardware requirement, once imaging camera and computer are already on board.

SUMÁRIO

	Pág.
LISTA DE FIGURAS	
LISTA DE SÍMBOLOS	
LISTA DE SIGLAS E/OU ABREVIATURAS	
CAPÍTULO 1 - INTRODUÇÃO	
1.1 - Sensoriamento Remoto	21
1.2 - Sistemas de Sensoriamento Remoto	22
1.3 - Possibilidade de Utilização das Imagens Obtidas no Controle da Atitude do Veículo Imageador	23
1.4 - Objetivos do Trabalho	24
CAPÍTULO 2 - MODELAGEM DO IMAGEAMENTO DO SATÉLITE DE S.R.	
2.1 - Escolha de um Satélite de S.R. para Modelagem	27
2.2 – O Sistema SPOT	27
2.2.1 – As Imagens SPOT	28
2.2.2 – A Varredura	30
2.2.3 – O Controle da Atitude nos Satélites SPOT	31
2.2.4 – Satélites SPOT: Dados para Modelagem	31
2.2.5 – A Imagem Utilizada	35
2.3 - Modelagem do Imageamento SPOT	36
2.3.1 - Identificação da Direção de Apontamento da Câmera de Imageamento	37
2.3.2 - O imageamento HRV: Modo pancromático	38

2.3.3 - Obtenção do Ponto de Interseção entre o Elipsóide Terrestre e o Eixo Ótico, P_{int}	40
2.3.4 - Direções de Apontamento, \vec{a} , de Cada um dos 6000 Pixels que Compõem uma Linha Imageada	43
2.4 – Obtenção do Vetor \vec{a} , que Aponta para o Centro do Pixel (I,J)	44
2.5 - Transformação: Coordenadas de imagem (I,J) para coordenadas terrestres (latitude, longitude)	49
2.6 - O programa "RS-IMAGING"	50

CAPÍTULO 3 - DETERMINAÇÃO DOS ÂNGULOS DE ATITUDE A PARTIR DA IDENTIFICAÇÃO DE PONTOS IMAGEADOS CONHECIDOS SOBRE A SUPERFÍCIE DA TERRA.

3.1 - Identificação de Pontos na Imagem	53
3.2 - Existência de Desvios na Atitude Relacionados à Diferença entre as Coordenadas Calculadas e as Coordenadas Conhecidas do Pixel (I,J)	56
3.2.1 – Determinação da Atitude Relativa à Identificação de Pontos Sobre a Superfície Terrestre	56
3.3 – Cálculo dos Ângulos de Atitude	59
3.3.1 – Correção na Atitude Referente à Rotação da Terra	62
3.3.2 – Efeitos da Atitude não Nula na Imagem	65
3.4 - Morfologia Matemática e Casamento de Padrões	68
3.5 - O programa "ALLTASK"	72
3.5.1 - Dados de entrada e saída do programa "ALLTASK"	72
3.6 – A Tarefa Completa	74

CAPÍTULO 4 - RESULTADOS

4.1 – Caso 1	77
4.2 – Caso 2	80

CAPÍTULO 5 – CONCLUSÕES, COMENTÁRIOS E DESENVOLVIMENTOS FUTUROS

5.1 – Conclusões	83
5.2 – Comentários e Desenvolvimentos Futuros	85

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	91
----------------------------------	----

APÊNDICE A - SISTEMAS DE REFERÊNCIA

A.1 - Sistema Geocêntrico Inercial (XYZ, $X \rightarrow Y'$)	95
A.2 - Sistema Cartesiano Terrestre (XYZ, $X \rightarrow$ Greenwich)	95
A.3 - Coordenadas Geográficas ou Geodéticas (Latitude, Longitude) .	96
A.4 - Coordenadas Geocêntricas (Latitude, Longitude)	96
A.5 - Sistema Fixo no Corpo do Satélite (x y z)	96
A.6 - Sistema Fixo Na Órbita ($r p y$)	96

APÊNDICE B - TRANSFORMAÇÕES ENTRE SISTEMAS DE COORDENADAS

B.1 - Transformação: Coordenadas Geográficas (Lat,Long) a Partir das Coordenadas Geocêntricas Inerciais	99
B.2 - Transformação para Incluir a Atitude: Coordenadas Fixas no Corpo do Satélite (Xyz) para Coordenadas Fixas à Órbita (Rpy).	101
B.3 - Transformação: Coordenadas Geocêntricas Inerciais a Partir das Coordenadas Orbitais	102

APÊNDICE C - LISTAGEM DOS PROGRAMAS

C.1 – Programa ALLTASK.FOR	103
----------------------------------	-----

LISTA DE FIGURAS

	Pág.
1.1 - Imageamento “along-track” ou “push-broom”	23
2.1 - O Sistema SPOT.....	29
2.2 - Imageamento HRV do SPOT.....	30
2.3 - Cena completa. Modelo do imageamento sobre a superfície: $\beta = 0^\circ$.	38
2.4 - Eixo ótico entre os pixels 3000 e 3001 ($\beta = 0^\circ$)	38
2.5 – Resolução do modo pancromático	40
2.6 - Interseção do elipsóide terrestre com a reta na direção de \hat{a}_{XYZ}	42
2.7 - Identificação do eixo ótico, $\vec{\theta}$, e sua relação com β	44
2.8 - Definição do ângulo ϕ	45
2.9 - Definindo $\phi = \phi(J)$	46
2.10 - Relação entre β e α_{SSM} . ϕ varia no mesmo plano em torno de $\vec{\theta}$...	47
2.11 – Ângulo Ψ_x	48
2.12 - Definição do vetor \hat{a}	48
2.13-Esquema de transformações envolvidas na obtenção das coordenadas terrestres do pixel (I,J) imageado no instante t_i	49
3.1 - Trecho da imagem SPOT que identifica alguns pontos na região central da cidade de São Paulo (vista do rio Tietê)	54
3.2 - Representação esquemática da formação da imagem sem o efeito da rotação da terra ($\beta = 0^\circ$)	63
3.3 - Representação esquemática da formação da imagem com o efeito da rotação da terra ($\beta = 0^\circ$)	64
3.4 - Elongação nodal, ϵ_{ND}	64
3.5 - Deslocamento do centro da cena relativo à existência de um desvio para oeste em rolamento ($\beta \neq 0$)	66
3.6 - Exemplo de imagens: a) De referência e b) de busca	69

3.7 - Imagem do “Cantata” (ambiente de programação visual do Khoros) que ilustra a área de trabalho “Alltask_final”	71
3.8 - Trecho da imagem SPOT utilizada no processamento	71
3.9 - Diagrama esquemático do programa “Alltask.for”	73
3.10 - Diagrama esquemático da tarefa completa	75
5.1 - Imagem de navegação da lua Ganymede feita pela nave GALILEO	89
A.1 - Sistemas orbitais rpy (fixo à órbita) e xyz (fixo ao satélite)	97
B.1 - Cálculo da latitude e longitude geocêntricas	100

LISTA DE SÍMBOLOS

ψ_x e ψ_y - “Look angles”: Ângulos definidos pelo construtor. Desviam o eixo de imageamento do HRV. No caso do HRV1 (imagem utilizada), $\psi_x = 0.53^\circ$, equivale a um ligeiro desvio para frente (com relação ao ponto subsatélite) da linha imageada. ψ_y confunde-se com o ângulo ϕ discutido na Seção 2.4 (Fig. 2.7).

XS - Modo multiespectral de aquisição de imagens.

P – Modo pancromático de aquisição de imagens.

C_0 - Pixel central da imagem = (3000,3001)

$C_1=(1,1)$; $C_2=(1,6000)$; $C_3=(6000,1)$; $C_4=(6000,6000)$ são os cantos da imagem.

β - Ângulo de visada ($-7.5^\circ \leq \beta \leq 7.5^\circ \Rightarrow$ visada vertical;

$-7.5^\circ \geq \beta \geq 7.5^\circ \Rightarrow$ visada oblíqua).

α_{SSM} – Ângulo de posicionamento do espelho, com relação à vertical do HRV.

\vec{o} - Eixo ótico: O eixo com origem no centro de massa do satélite e orientado na direção do centro da linha i que contém o pixel imageado (I,J).

X,Y,Z – Sistema de coordenadas geocêntrico inercial (X em Y).

\vec{x} , \vec{y} , \vec{z} - Sistema de coordenadas fixo no corpo do satélite.

\vec{r} , \vec{p} , \vec{y} - Sistema de coordenadas fixo na órbita (eixos de rolamento, arfagem e guinada, respectivamente).

L_i – Linha imageada no instante t_i .

P_i – Posição subsatélite no instante t_i .

Δt – Tempo de imageamento de uma linha completa (1.504 ms).

$P(u,v,w)$ – Posição do satélite em coordenadas geocêntricas inerciais.

\vec{a} - Vetor na direção do eixo ótico.

$\hat{a} = \vec{a} / |\vec{a}|$: Direção do vetor eixo ótico (versor).

$\hat{a}_{XYZ} = (a_x, a_y, a_z)$: Versor na direção do eixo ótico em coordenadas geocêntricas inerciais.

\hat{a}_{xyz} – Versor na direção do eixo ótico em coordenadas do corpo do satélite.

\hat{a}_{rpy} – Versor na direção do eixo ótico em coordenadas orbitais.

R_E – Raio equatorial terrestre (= 6378.137 Km).

R_P – Raio polar terrestre (= 6356.7523 Km).

P_{int} - Coordenadas do ponto interseção entre \vec{a} e a superfície terrestre.

$\Phi = \phi = \phi(J)$ – Deflexões de \vec{a} relativas a cada uma das 6000 colunas imageadas dentro de uma linha completa.

Φ' - Latitude geocêntrica.

λ_E – Longitude à leste.

$\theta_r, \theta_p, \theta_y$ - Desvios em atitude; ângulos representando rotações em torno dos eixos de rolamento, arfagem e guinada, respectivamente.

$\phi' = \phi(J) - \alpha_{SSM}$.

t_0 - Instante inicial de obtenção de uma imagem completa.

(I, J) - N^{os}. de linha e coluna (coordenadas do pixel).

$(lat, long, altitude)$ - Coordenadas geográficas: Latitude, longitude, altitude.

P_{XCT} - Coordenadas cartesianas terrestres do ponto imageado sobre a superfície da Terra.

A_T – Matriz de atitude ($\hat{a}_{rpy} = A_T * \hat{a}_{xyz}$).

$R1$ – Matriz de transformação para coordenadas geocêntricas inerciais a partir das coordenadas orbitais.

Arg - Argumento do perigeo.

Ni - Anomalia verdadeira.

Omg - Ascensão reta do nodo ascendente da órbita.

Inc - Inclinação da órbita.

η - Ângulo de correção (ao valor calculado para o desvio em guinada) relativo ao efeito de rotação da Terra).

$\hat{a}_{rpy1}, \hat{a}_{xyz1}$ – Versores referentes à identificação do ponto 1.

$\hat{a}_{rpy2}, \hat{a}_{xyz2}$ – Versores referentes à identificação do ponto 2.

$c\theta = \cos(\theta)$ e $s\theta = \sin(\theta)$.

$\hat{q}_b, \hat{r}_b, \hat{s}_b$ - Sistema ortonormal de coordenadas do corpo; vetores base:

$$\hat{q}_b = \hat{a}_{xyz1}$$

$$\hat{r}_b = (\hat{a}_{xyz1} \times \hat{a}_{xyz2}) / |\hat{a}_{xyz1} \times \hat{a}_{xyz2}|$$

$$\hat{s}_b = \hat{q}_b \times \hat{r}_b.$$

M_B - Matriz do corpo ($M_B = [\hat{q}_b : \hat{r}_b : \hat{s}_b]$).

$\hat{q}_r, \hat{r}_r, \hat{s}_r$ - Sistema ortonormal de coordenadas de referência; vetores base.

M_R - Matriz de referência ($M_R = [\hat{q}_r : \hat{r}_r : \hat{s}_r]$).

$\theta_{r0}, \theta_{p0}, \theta_{y0}$ - Desvios em rolamento, arfagem e guinada (respect.), sem correções.

i - Inclinação da órbita (= 98.72°).

ϵ_{ND} - Elongação nodal (Fig. 3.4).

$\Delta\theta_p$ - Correção ao ângulo de arfagem referente ao acoplamento entre os desvios de guinada e arfagem (é significativo para o caso de ângulos de visada, β , grandes).

x_{ct} - Estado do satélite (posição e velocidade) em coordenadas cartesianas terrestres (x em Greenwich).

x_{gi} - Estado do satélite (posição e velocidade) em coordenadas geocêntricas inerciais.

\hat{a}_{corpo} - Direção do ponto imageado em coordenadas fixas no corpo do satélite.

I_1 - n° de linha do pixel 1 identificado.

J_1 - n° de coluna do pixel 1 identificado.

$Vlat_1$ - latitude verdadeira (geocêntrica) do pixel 1 identificado.

$Vlong_1$ - longitude verdadeira do pixel 1 identificado.

Alt_1 - altitude do pixel 1 identificado (m).

I_2 - n° de linha do pixel 2 identificado.

J_2 - n° de coluna do pixel 2 identificado.

$Vlat_2$ - latitude verdadeira (geocêntrica) do pixel 2 identificado.

$Vlong_2$ - longitude verdadeira do pixel 2 identificado.

Alt_2 - altitude do pixel 2 identificado (m).

σ - Desvio padrão da média (distribuição normal).

LISTA DE SIGLAS E/OU ABREVIATURAS

SR – Sensoriamento remoto.

HRV – “High resolution visible” : Instrumento imageador do satélite SPOT.

ASPRS - American society for photogrammetry and remote sensing.

SSM – “Strip selection mirror” : Espelho para visada vertical e oblíqua.

XS - Modo multiespectral de aquisição de imagens.

AOCS – Sistema de controle de órbita e atitude.

P – Modo pancromático de aquisição de imagens.

CGI – Coordenadas geocêntricas inerciais (X em Y).

CCT – Sistema cartesiano terrestre.

Arg - Argumento do perigeo.

Omg - Ascensão reta do nodo ascendente da órbita.

Inc - Inclinação da órbita.

i – Inclinação da órbita (= 98.72°).

I_1 - nº de linha do pixel 1 identificado.

J_1 - nº de coluna do pixel 1 identificado.

$Vlat_1$ - latitude verdadeira (geocêntrica) do pixel 1 identificado.

$Vlong_1$ - longitude verdadeira do pixel 1 identificado.

Alt_1 – altitude do pixel 1 identificado (m).

I_2 - nº de linha do pixel 2 identificado.

J_2 - nº de coluna do pixel 2 identificado.

$Vlat_2$ - latitude verdadeira (geocêntrica) do pixel 2 identificado.

$Vlong_2$ - longitude verdadeira do pixel 2 identificado.

Alt_2 – altitude do pixel 2 identificado (m).

CAPÍTULO 1

INTRODUÇÃO

“Navegação é a arte e a ciência de conduzir um veículo terrestre, marítimo, aéreo ou espacial segura e diligentemente a um destino específico. No sentido amplo, qualquer um que se defronte com o problema de ‘*encontrar o caminho*’ é um navegador” (Cotter, 1993).

As operações de vôo de veículos espaciais envolvem **guiagem, navegação e controle**. Em termos espaciais estas palavras têm significados específicos. O termo **navegação** refere-se ao processo de determinar exatamente onde o veículo está num dado instante e onde estará posteriormente ao longo do mesmo curso. Este processo envolve o uso de sensores, giroscópios e o conhecimento das efemérides estelares e planetárias. O termo **guiagem** refere-se à determinação do caminho que o veículo deve seguir para atingir uma posição final desejada; trata-se da lógica pela qual o veículo é governado e orientado ao longo de uma trajetória planejada. Para a guiagem adequada faz-se necessário o conhecimento de uma rota planejada assim como rotas alternativas em caso de mudanças. A guiagem é realizada computando-se a posição final de um veículo, comparativamente com uma condição desejada, usando-se as diferenças para determinar que mudanças no movimento corrente resultariam em diferenças finais menores. O termo **controle** refere-se aos meios de alterar o caminho ou as direções de apontamento (atitude) do veículo. É realizado pela aplicação das leis de guiagem em conjunção com a informação de navegação para fazer com que o veículo se comporte de maneira aceitável (Kaplan, 1976).

Os elementos para guiagem e controle incluem sensores e atuadores. O sensor é um dispositivo que colhe informação, o atuador é um

mecanismo que faz uso dessa informação para atuar sobre o veículo, de maneira a levá-lo ou mantê-lo em uma condição desejada.

Freqüentemente, a atitude de um veículo espacial é determinada a bordo. Um conhecimento preciso da atitude é necessário para realizar adequadamente as operações de navegação e guiagem do veículo, bem como para que o satélite possa manter suas reservas de energia e cumprir sua missão. Em termos de atitude, uma vez computadas as mudanças de apontamento desejadas, o veículo deve girar-se no espaço de maneira a direcionar antenas, painéis, câmeras e outros equipamentos na direção apropriada. O cálculo dos ângulos de atitude é realizado com auxílio dos sensores de atitude, cuja função é medir ângulos tão precisamente quanto possível com relação a uma referência inercial externa, o que é feito por meio de observações periódicas do Sol (sensor solar), da Terra (sensor de Terra ou horizonte) e de estrelas (sensor estelar). Os giroscópios são usados para medir quaisquer variações que ocorram subseqüentemente.

Os atributos mais importantes para os sistemas de navegação são custo, precisão e autonomia (Kayton, 1989). Os equipamentos para navegação são escolhidos ponderadamente segundo a necessidade e disponibilidade destas três características. Quanto maior a precisão de um sensor, maior o custo deste. Por essa razão, tanto os sensores estelares quanto os giroscópios são equipamentos de custo muito alto, embora de operacionalidade reduzida.

1.1 - SENSORIAMENTO REMOTO

No sentido mais amplo, Sensoriamento Remoto (SR) é definido como a coleta e interpretação de informação referente a um alvo qualquer sem que se entre em contato físico com o objeto. Aviões e satélites são as plataformas mais comuns para observações de SR. O termo “Sensoriamento Remoto” é comumente restrito aos métodos que empregam energia eletromagnética (luz, calor, ondas de rádio, etc.) como meio de detectar e medir as características de um alvo. A fotografia aérea é a forma original de sensoriamento remoto e permanece como método mais utilizado. A análise de fotografias aéreas teve papel de grande importância na descoberta de depósitos minerais e petróleo em todo o mundo. O sucesso obtido a partir de imagens da observação da parte visível do espectro eletromagnético sugeriu a possibilidade de igual sucesso na observação de outras regiões do espectro. Nos anos 60, desenvolvimentos tecnológicos possibilitaram a aquisição de imagens em outros comprimentos de onda incluindo o infravermelho térmico e microondas. O desenvolvimento e lançamento de satélites terrestres, também iniciado nos anos 60, forneceu uma vantagem orbital para o ponto de aquisição de imagens da Terra.

Os satélites de sensoriamento remoto são projetados para a atividade de monitoramento e observação da superfície da Terra em diferentes regiões do espectro eletromagnético. Suas aplicações incluem previsão de safras em todo mundo, gerenciamento das condições do solo e florestas, localização de fontes de energia e recursos minerais, além de informação referente às densidades de população urbana.

A escolha de um sistema de sensoriamento remoto específico para o desenvolvimento das modelagens deste trabalho teve como base a simplicidade da operação do veículo e a disponibilidade de documentação a respeito desta. Além disso, também se considerou a importância, na obtenção

dos resultados, de que o sistema escolhido tivesse a captação de imagens realizada com uso de dispositivos fotosensitivos, “charge-coupled device” (CCD), o que confere excelente resolução (fotográfica) às imagens obtidas.

1.2 - SISTEMAS DE SENSORIAMENTO REMOTO

O olho humano é um exemplo familiar de um sistema de sensoriamento remoto. O SR inorgânico é dividido em duas categorias maiores: Sistemas enquadradores e sistemas varredores (Sabins Jr., 1987). Os sistemas enquadradores (“framers”) são aqueles que adquirem instantaneamente a imagem de uma área de terreno (quadro). O olho humano pode ser considerado como tal. As câmeras fotográficas são exemplos de tais sistemas. Nelas uma lente forma uma imagem da cena no plano focal (plano onde a imagem se encontra perfeitamente definida). Um diafragma (“shutter”) abre-se em intervalos suficientes para que a luz adentre a câmera e seja registrada pelo elemento fotosensitivo. Os sistemas Varredores (“scanners”) empregam detetores únicos com um campo de visada muito estreito. Quando os fótons da energia luminosa proveniente do terreno imageado encontram o detetor, um sinal elétrico que varia proporcionalmente ao número de fótons incidentes é produzido. O sinal elétrico é amplificado e gravado para ser utilizado posteriormente na produção de uma imagem. Tais sistemas varrem o campo de visada do detetor esquadrihando o terreno (varredura) em séries de linhas paralelas. Dentre os sistemas varredores destacamos o “Along-Track Scanner” (ver Figura 1.1). Neste tipo de sistema de varredura uma série de detetores CCD é disposta em um arranjo linear no plano focal da imagem formada pela lente. O eixo longo do arranjo é orientado normalmente à direção de vôo do satélite. Assim, cada pequeno detetor varre uma pequena porção da imagem (chamada “célula de resolução de solo”) ao longo do terreno e paralelamente à direção de vôo. Estes sistemas também são chamados “Push-broom” (vassoura) devido à analogia entre o movimento das fibras de uma vassoura varrendo um terreno e a ação dos detetores. Para estes

sistemas, quanto maior o tempo de varredura de uma célula de solo (determinado pela velocidade do satélite na passagem sobre o terreno), melhor a resolução espacial que se pode atingir, pois os detetores podem ter menores campos de visada instantâneos, (“instantaneous field of view” - IFOV), assim um número maior deles pode ser disposto no arranjo).

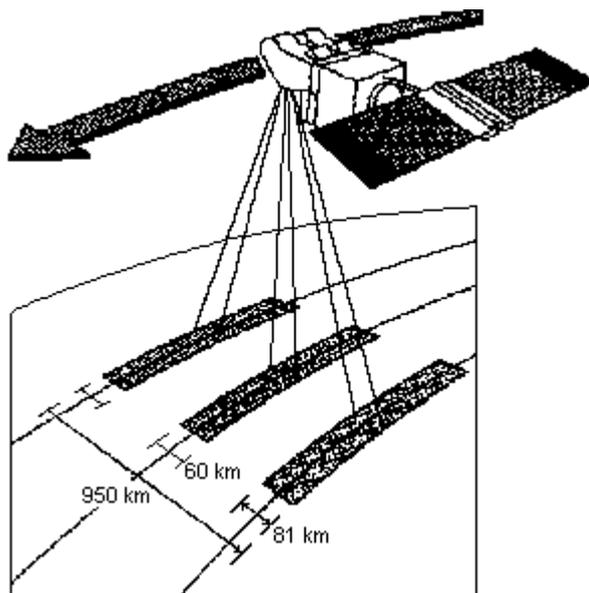


Fig. 1.1 - Imageamento “along-track” ou “push-broom” .

1.3 - POSSIBILIDADE DE UTILIZAÇÃO DAS IMAGENS OBTIDAS NO CONTROLE DA ATITUDE DO VEÍCULO IMAGEADOR

Os satélites de sensoriamento remoto contam com um sistema composto por sensores (solares, de horizonte, estelares, etc,) e um ou mais giroscópios utilizados na determinação e controle de atitude do satélite. 0.15° é um valor típico para a precisão de apontamento da atitude obtida por tais sistemas.

Uma vez que se consiga dividir uma maneira de utilizar a câmera de imageamento do satélite como sensor de atitude, um novo grau de redundância poderá ser introduzido, no tocante à determinação e controle da atitude do veículo. Também, devido à crescente necessidade de uma melhor resolução nas imagens de sensoriamento remoto (a atual, de 10 metros para uso comum, será superada nos próximos anos (ASPRS, 1997)), aliada à conseqüente exigência de melhorias na precisão da determinação e do controle da atitude dos satélites, novos investimentos em soluções que garantam essas exigências devem ser feitos com o objetivo de obter uma determinação mais precisa e um controle mais refinado da atitude.

1.4 - OBJETIVOS DO TRABALHO

Este trabalho tem por objetivo estudar a possibilidade e a viabilidade da utilização de imagens comuns de sensoriamento remoto na determinação ou refinamento desta (uma vez conhecida), possibilitando com isso a integração da câmera de imageamento ao Sistema de Controle de Órbita e Atitude (AOCS) da nave. Grande vantagem na implementação dos resultados do trabalho é a capacidade de sua execução via *software*, sem necessidade de inclusão de qualquer item adicional de *hardware*, uma vez que o equipamento utilizado (câmera de imageamento + computador de bordo) já se encontra embarcado.

A realização dos objetivos acima descritos é tarefa que se pretende seja realizada por partes. Para tanto dividiu-se o objetivo maior em várias tarefas, as quais são descritas nos capítulos seguintes.

Uma breve descrição dos sistemas de sensoriamento remoto em geral e os objetivos do trabalho são descritos no Capítulo 1.

A escolha de um sistema de sensoriamento remoto específico e a sua modelagem são assuntos do Capítulo 2, que também contém os dados

referentes à imagem utilizada nas simulações empreendidas neste trabalho e culmina com a obtenção da transformação de coordenadas de imagem (I,J) para coordenadas terrestres (latitude, longitude).

A determinação da atitude com uso da imagem de sensoriamento remoto é assunto do Capítulo 3. Neste capítulo também se estuda morfologia matemática e casamento de padrões com vistas à identificação de pontos escolhidos na imagem SPOT e conseqüente associação à estes de coordenadas verdadeiras de latitude e longitude.

Os resultados e conclusões são apresentados nos Capítulos 4 e 5, respectivamente.

Embora obtidos para o sistema SPOT de satélites de sensoriamento remoto, os resultados aqui apresentados podem ser aplicados a quaisquer sistemas imageadores que utilizem tecnologia CCD (uma vez observadas as restrições referentes à resolução das imagens obtidas).

CAPÍTULO 2

MODELAGEM DO IMAGEAMENTO DO SATÉLITE DE SENSORIAMENTO REMOTO

2.1 - ESCOLHA DE UM SATÉLITE DE SENSORIAMENTO REMOTO PARA MODELAGEM

Nesta tarefa um veículo espacial é escolhido e estudado. Seus dados operacionais, orbitais, imageamento, equipamento imageador, formato de imagem, etc., são levantados para posterior modelagem. No trabalho em questão foram escolhidos os satélites da série SPOT devido à simplicidade da operação, à qualidade das imagens obtidas com uso de dispositivos fotosensitivos CCD (resolução fotográfica), e também devido à farta disponibilidade tanto de documentação sobre sua operação, quanto de imagens para verificação dos resultados do trabalho.

2.2 - O SISTEMA SPOT

O sistema denominado “Satellite Pour l'Observation de la Terre” (SPOT) é um sistema para observação da Terra e distribuição de imagens adquiridas pelos satélites SPOT ligados a estações receptoras em terra. O sistema (Figura 2.1) compreende um satélite em órbita com dois instrumentos imageadores “High Resolution Visible” (HRV), bem como instalações em terra para recepção de imagens, processamento, distribuição, monitoramento do satélite e preparação de programas imageadores. Graças aos satélites SPOT (1, 2, 3 e 4), o sistema tem-se mantido operacional por mais de 10 anos. O SPOT-1 foi lançado em 1986 e desativado em 1990. O SPOT-2 foi lançado em 1990 e o SPOT-3 foi lançado em 1993. O SPOT-3 foi seguido pelo SPOT-4, lançado em 1998. Os trabalhos de engenharia para o SPOT-5 já começaram e, segundo os construtores, o satélite deverá estar pronto para lançamento em

2001, assegurando, assim, a continuidade do programa SPOT. Como novidade no SPOT-5, uma melhoria significativa na performance do sistema será obtida pela utilização do novo instrumento imageador de alta resolução, o HRG (SPOT, 1999).

2.2.1 - AS IMAGENS SPOT

Conforme o satélite orbita a Terra, cada instrumento produz uma seqüência contínua de imagens de 60 a 81 km de largura por 60 km de comprimento (Figura 1.1). Uma cena crua adquirida em modo pancromático compreende 6000 X 6000 pixels. As imagens tomadas pelos satélites SPOT têm formato preto e branco ou coloridas de alta resolução e são formadas por uma série de pontos conhecidos como “pixels”. Cada imagem é formada a partir da varredura de linhas sucessivas e pela análise da luz retornada por cada célula de resolução de solo. Cada uma dessas células de solo corresponde a um pixel particular da imagem. As imagens em preto e branco (modo espectral “panchromatic”) são tomadas na banda visível do espectro luminoso (0.51 μ m - 0.73 μ m) e são dirigidas primariamente para aplicações que envolvam excelente detalhamento geométrico. Por esse motivo, as modelagens de imageamento empreendidas neste trabalho serão efetuadas com base neste modo espectral.

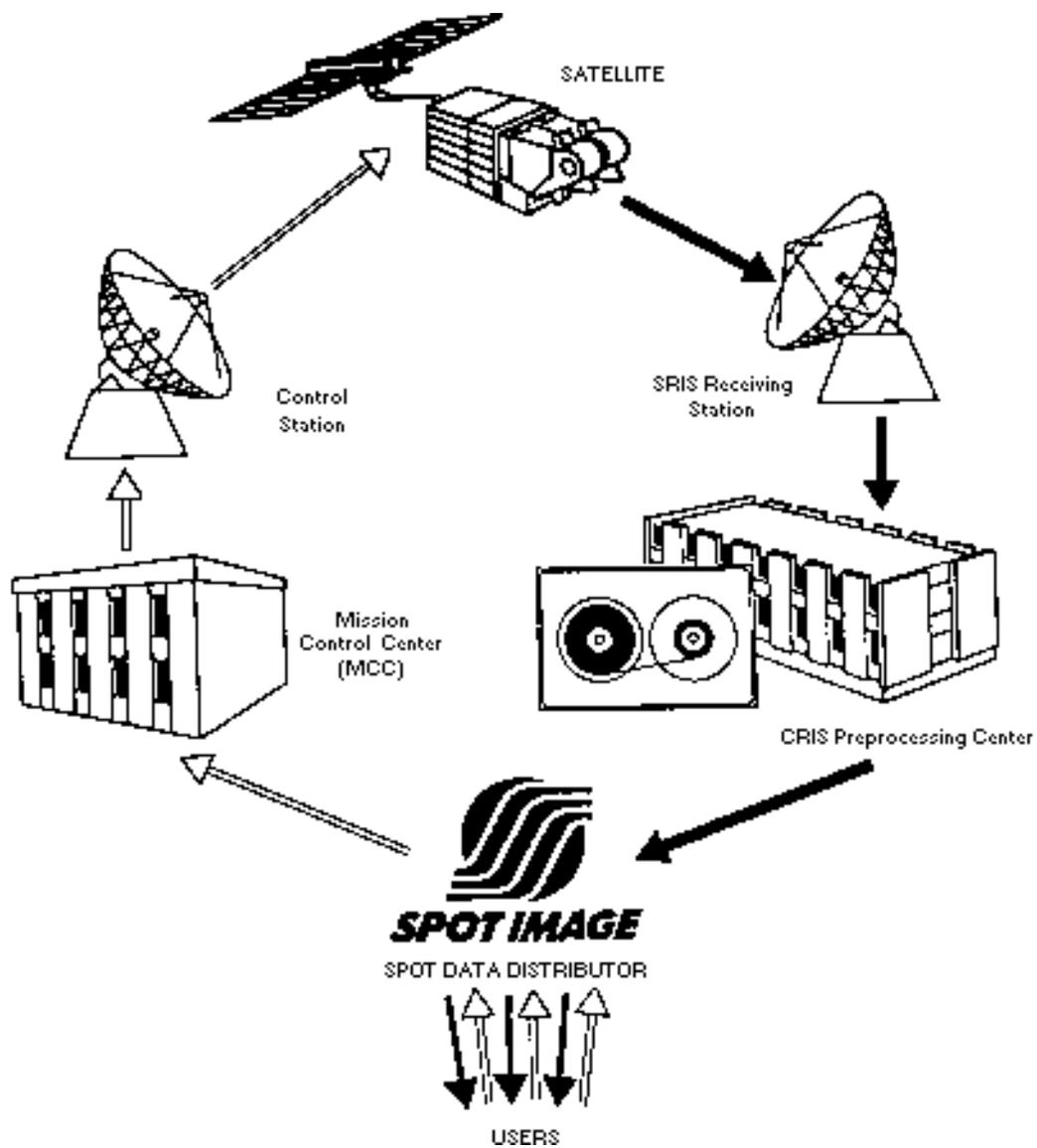


Fig. 2.1 - O Sistema SPOT.

FONTE: SPOT e CNES (1988 Vol.1, p. 1-4).

2.2.2 - A VARREDURA

Num dado modo espectral e em determinado instante, o instrumento HRV toma a imagem de uma única linha do terreno. Todos os pontos que compõem essa linha são analisados simultaneamente. A imagem da linha toda é registrada por meio de um arranjo de detetores fotosensitivos (CCD) para isso dispostos (Figura 2.2). O movimento do satélite em sua órbita (com o correspondente arrasto da linha imageada), permite a aquisição de uma imagem completa. A distância entre dois elementos consecutivos de uma mesma linha varrida reflete o espaço separando dois detetores CCD no instrumento HRV. O intervalo de tempo entre a aquisição de duas linhas consecutivas é chamado “período de linha”. Este período, no SPOT, é de 1.504 ms (modo pancromático).

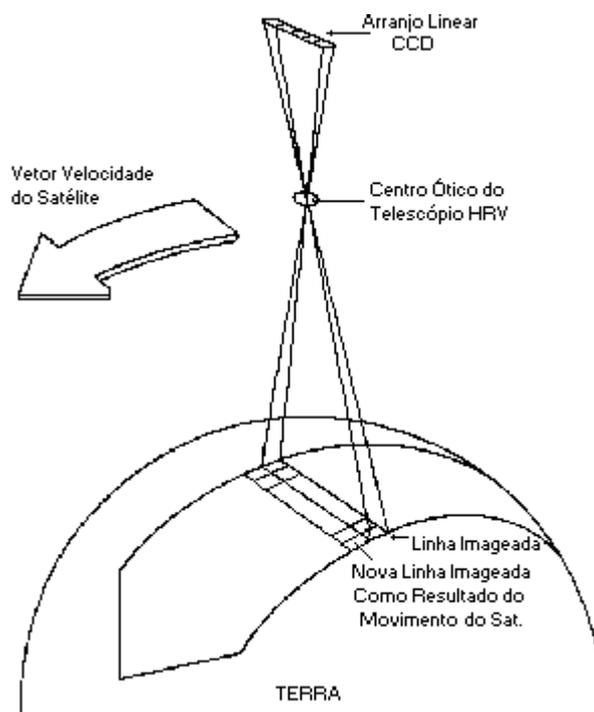


Fig. 2.2 - Imageamento HRV do SPOT.

FONTE: SPOT IMAGE e CNES, 1988.

As imagens são adquiridas durante a porção diurna da órbita. A aquisição de imagens é comandada pelo computador de bordo. O satélite é programado a partir do solo pelo Centro de Controle da Missão. A sessão de carga de memória ocorre quando o satélite passa dentro do círculo de visibilidade da estação de controle ou região de aquisição.

2.2.3 – O CONTROLE DA ATITUDE NOS SATÉLITES SPOT

Os satélites de sensoriamento remoto da série SPOT contam com um sistema composto por sensores solares e de horizonte, mais um giroscópio integrador utilizados na determinação e controle de atitude do satélite. A precisão de apontamento da atitude é de 0.15° . As derivas em rolamento, arfagem e guinada são mantidas menores que 10^{-3} °/segundo (velocidades angulares residuais). O Sistema de Controle de Órbita e Atitude (AOCS) utiliza giroscópios integradores, sensores de horizonte e sensores solares no modo de apontamento fino. O controle de atitude é autônomo, isto é, a saída dos sensores é ligada ao computador de bordo que aciona os atuadores (rodas de reação e torquadores magnéticos). O modo de apontamento grosseiro conta com foguetes de hidrazina como atuadores.

2.2.4 - SATÉLITES SPOT: DADOS PARA MODELAGEM

Os dados a seguir foram obtidos a partir do manual SPOT (SPOT e CNES, 1988):

- Orbitam a Terra ($14+5/26$) vezes por dia a uma altitude de 830 km.
- Após 26 dias (isto é, 26 rotações da Terra) o satélite completa um número inteiro de revoluções: 369. Começa então um novo ciclo de 26

dias em que o satélite segue exatamente as mesmas trajetórias descritas no ciclo anterior.

- Tempo médio de uma órbita dentro do ciclo de 26 dias:

$$t = \frac{1440 \text{ min}}{\left(14 + \frac{5}{26}\right) \frac{\text{revol.}}{\text{dia}}} = 101.4 \text{ min}$$

- Órbita sol-síncrona: Sempre passa por um dado ponto na mesma hora local.
- Inclinação: 98.7°.
- Altitude 830 km (Nominal, Equador).
- Passagem pelo Equador (nodo descendente): 10:30 hs (manhã) em 15 de junho de cada ano.
- Passagens locais sobre determinado ponto dependem da latitude e são mantidas em ± 15 min do valor nominal.
- Trajetórias nominais (sobre a superfície): São a projeção das 369 passagens do SPOT num ciclo de 26 dias correspondentes às passagens diárias sobre a superfície da Terra. São chamadas “SPOT Reference Tracks”.
- Trajetória de referência nº 1 (N=1) cruza o Equador (por convenção) na longitude 330.24° E.
- Distância entre trajetórias sucessivas (Equador): 2823.6 km.
- Instrumento imageador: “High Resolution Visible” (HRV).

- Modos de operação do HRV: Vertical, Vertical “Twin” e Oblíquo.
- Espelho para visada vertical e oblíqua (“Strip Selection Mirror”, SSM): 91 posições. Números de 3 a 93 (inclusive). Cada passo = $0.6^\circ \Rightarrow 8.7$ km (visada vertical), 11.5 km (visada extrema oblíqua).
- “Look angles”: ψ_x e ψ_y . Ângulos definidos pelos projetistas do sistema SPOT. Desviam o eixo de imageamento do HRV. No caso do HRV1 (imagem utilizada), $\psi_x = 0.53^\circ$, equivale a um ligeiro desvio para frente (com relação ao ponto subsatélite) da linha imageada (Figura 2.11). ψ_y confunde-se com o ângulo ϕ discutido na Seção 2.4 (Figura 2.7).
- XS = Modo Multiespectral. Linhas de varredura (“scan”) são adquiridas simultaneamente (3 bandas).
- Detetor CCD: Arranjo linear de 6000 elementos.
- Visada Vertical: 60 km imageados simultaneamente.
- Precisão de apontamento (atitude): 0.15° .
- Derivas em rolamento, arfagem e guinada $\leq 10^{-3}$ °/segundo (velocidades angulares residuais).
- Sistema de Controle de Órbita e Atitude (AOCS): Modo de apontamento Fino: Giroscópios integradores, sensores de horizonte e sensores solares.

- Controle Autônomo: Saída dos sensores ligada ao computador de bordo que aciona os atuadores (rodas de reação e torquedores magnéticos).
- Modo de apontamento Grosseiro: Atuadores: Foguetes de hidrazina.
- “Ground Patch Area”: Ponto sobre o solo correspondente a um pixel da imagem.
- Modo Pancromático (P): Preto e Branco, detalhes geométricos finos. Conversão para filme colorido (“False Color”).

Distância entre colunas: $\cong 10\text{m}$

Tempo entre colunas: $\cong 1.504\text{ ms}$

Cena completa: 6000 X 6000 pixels (cena crua)

Pixel central (C_0) = (3000,3001)

Cantos: $C_1=(1,1)$; $C_2=(1,6000)$; $C_3=(6000,1)$; $C_4=(6000,6000)$

- Princípio de varredura: “Push-Broom” .
- β : Ângulo de visada ($-7.5^\circ \leq \beta \leq 7.5^\circ \Rightarrow$ visada vertical;
 $-7.5^\circ \geq \beta \geq 7.5^\circ \Rightarrow$ visada oblíqua).
- Visada vertical “V”: $\beta \cong 0$ ($= \pm 0.16^\circ$; neste caso o centro da cena está a $\pm 2.3\text{ km}$ (nominal) do ponto subsatélite). Ver Figura 2.7.

- Desvio em rolamento (a partir do centro da cena): Deve ser menor que 700m em 68% dos casos.
- Dados orbitais (efemérides/atitude) do satélite SPOT2 (29/07/1994, hora "UTC") utilizados nas simulações empreendidas e obtidos junto ao ATUS INPE/DGI ("1980 Geodetic Reference System" – equivale ao sistema cartesiano geocêntrico terrestre; X em Greenwich)

Rec	Hora	X (km)	Y (km)	Z (km)	XV(km/s)	YV(km/s)	ZV(km/s)
01	13:33:0.00	4890.719	-5224.772	-850.078	-1.415026	-0.148046	-7.300760
02	13:34:0.00	4773.590	-5244.563	-1286.208	-1.724071	0.193724	-7.232253
03	13:35:0.00	4638.162	-5243.234	-1717.393	-2.023438	0.537305	-7.135964
04	13:36:0.00	4485.144	-5220.639	-2141.976	-2.311971	0.881288	-7.012284
05	13:37 0.00	4315.312	-5176.723	-2558.329	-2.588569	1.224251	-6.861714
06	13:38:0.00	4129.507	-5111.516	-2964.856	-2.852196	1.564773	-6.684855
07	13:39:0.00	3928.630	-5025.141	-3360.000	-3.101876	1.901435	-6.482414
08	13:40:0.00	3713.637	-4917.806	-3742.250	-3.336704	2.232829	-6.255194
09	13:41:0.00	3485.536	-4789.812	-4110.145	-3.555848	2.557561	-6.004092
10	13:42:0.00	3245.381	-4641.542	-4462.283	-3.758549	2.874262	-5.730096
11	13:43:0.00	2994.266	-4473.471	-4797.320	-3.944124	3.181588	-5.434278

2.2.5 – A IMAGEM UTILIZADA

A imagem utilizada com fins de determinação de atitude não poderá ter sofrido qualquer tipo de correção geométrica, uma vez que tais correções modificam o campo de vetores que une o centro de massa do veículo imageador a cada um dos pixels imageados.

Os estudos aqui empreendidos foram realizados com utilização da imagem pancromática obtida pelo instrumento HRV1 do satélite SPOT-2 em 29/07/94 com início do imageamento as 13:37:28.94937 hs (GMT). O satélite passava por seu nodo descendente (visada à oeste do ponto subsatélite). Em

termos SPOT, a imagem é identificada por seus dados de (base, ponto) = (716, 397), além de dados adicionais importantes obtidos junto ao ATUS (Atendimento ao usuário, Inpe/Cachoeira Paulista/SP) e utilizados nas simulações, tais como a posição do espelho do HRV1, α_{SSM} (“strip selection mirror” - SSM), que ocupava o passo de número 92, o que equivale a um ângulo de -26.24° (para oeste), com relação à vertical do instrumento. Também são dados importantes as coordenadas de latitude e longitude dos cantos e do centro da imagem:

$$C0 = (23:30 \text{ S}, 46:38 \text{ W}) \quad C1 = (23:11 \text{ S}, 46:57 \text{ W})$$

$$C2 = (23:17 \text{ S}, 46:11 \text{ W}) \quad C3 = (23:43 \text{ S}, 47:04 \text{ W})$$

$$C4 = (23:49 \text{ S}, 46:18 \text{ W}).$$

Tal imagem refere-se à região do estado de São Paulo que abrange a capital e partes de alguns municípios e cidades adjacentes (Guarulhos, Arujá, Jundiaí, etc).

2.3 - MODELAGEM DO IMAGEAMENTO SPOT

A modelagem do imageamento tem por objetivo permitir a localização geográfica de determinada direção de apontamento. Dados um instante de tempo “t” e os elementos “I” e “J” de determinado pixel imageado, supondo-se conhecidas a posição e a atitude do veículo, obtém-se as coordenadas geográficas do ponto imageado. Para isso é necessário relacionar cada pixel de uma imagem completa com uma única direção de apontamento. A referência dos Santos (1992) contém um desenvolvimento que apresenta semelhanças com algumas das partes da modelagem aqui apresentada.

2.3.1 - IDENTIFICAÇÃO DA DIREÇÃO DE APONTAMENTO DA CÂMERA DE IMAGEAMENTO

A direção procurada é dada pelo vetor, \vec{a} , que aponta para o centro do pixel (I,J) imageado. Em princípio, será considerada visada vertical “V” (com $\beta=0^\circ$; posteriormente os resultados serão estendidos para $\beta \neq 0$) e modo P (pancromático). Define-se eixo ótico, $\vec{\theta}$, o eixo com origem no centro de massa do satélite e orientado na direção do centro da linha i , L_i , que contém o pixel imageado (I,J). Para $\beta = 0^\circ$ e na condição de erro nulo em atitude, tem-se o eixo ótico coincidente com o eixo \vec{z} , do sistema fixo no corpo do satélite, que, por sua vez, coincide com o eixo \vec{y} (“yaw”) de guinada, do sistema fixo na órbita (ver Apêndice A: Sistemas de Referência). A Figura 2.3 mostra, para o caso descrito, o imageamento sucessivo (“push-broom”) das 6000 linhas que compõem uma cena pancromática completa.

Supõe-se que na situação nominal, a posição subsatélite, P_i , coincide com o centro da linha imageada, L_i , no instante t_i . O eixo ótico, $\vec{\theta}$, fixo à câmera (pode ser selecionado um movimento deste, quando $\beta \neq 0^\circ$), aponta para o centro da linha completa (6000 pixels) imageada. Posição: Exatamente entre os pixels de número 3000 e 3001, conforme mostra a Figura 2.4.

As linhas sucessivas são imageadas em decorrência do movimento do satélite em sua órbita.

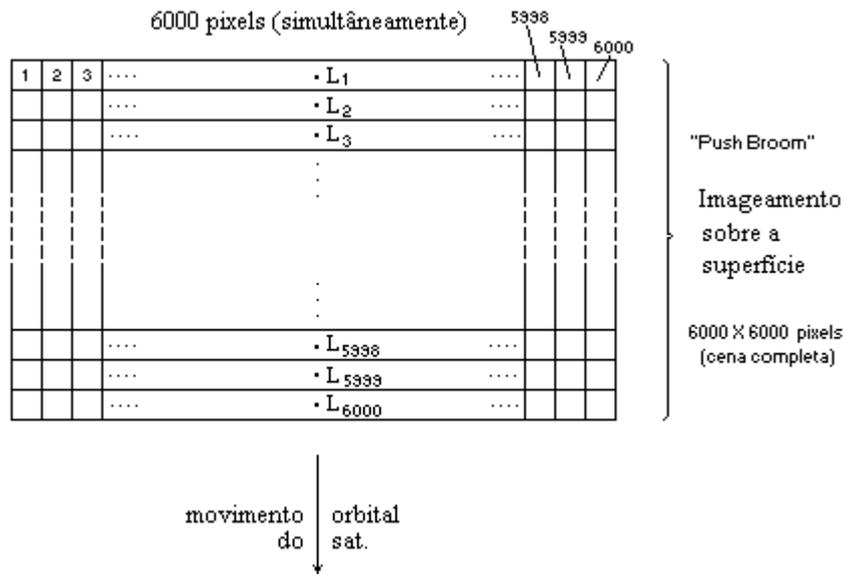


Fig. 2.3 - Cena completa. Modelo do imageamento sobre a superfície: $\beta = 0^\circ$.

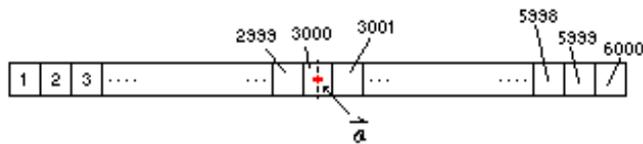


Fig. 2.4 - Eixo ótico entre os pixels 3000 e 3001 ($\beta = 0^\circ$).

2.3.2 - O IMAGEAMENTO HRV: MODO PANCROMÁTICO

Neste modo de operação, o HRV possibilita maior visibilidade de detalhes geométricos com uma resolução de 10 m (tamanho do pixel - "Ground Patch Area". Ver Figura 2.5). O tempo de imageamento de cada linha, Δt , é função da velocidade do satélite na órbita,

$$\Delta t \cong 1.504 \text{ milisegundos.}$$

A simulação de uma varredura com tais características pode ser realizada da seguinte maneira: Dado t_1 , instante de início da aquisição de uma imagem completa, tem-se L_1 , posição central da linha 1. Então:

Posição 1 (t_1): Imageamento da linha 1 (6000 pixels = 60 km).

Acrescenta-se $\Delta t = 1.504$ ms e propaga-se a posição do satélite com uso das efemérides citadas e de um polinômio interpolador. No presente caso, a interpolação foi realizada com o auxílio de um polinômio interpolador de grau 8, obtido especialmente para esta tarefa e denominado “Lagrange.for”. Obtém-se, assim, a posição 2, coincidente com o centro da linha 2, L_2 , que, em condições nominais, dista 10m do centro da linha anterior.

Posição 2 (t_2): Imageamento da linha 2.

Acrescenta-se Δt , propaga-se a posição e obtém-se:

Posição 3 (t_3): Imageamento da linha 3.

Acrescenta-se Δt , propaga-se a posição e obtém-se:

Posição 4 (t_4): Imageamento da linha 4.

Acrescenta-se Δt , propaga-se a posição anterior, obtendo a posterior.

O procedimento repetido até a linha de número 6000 em t_{6000} simula a obtenção de uma imagem completa.

Observações: $t_{i+1} = t_i + \Delta t$; dado t_1 , o elemento i do pixel (I, J) identifica o instante t_i de aquisição da imagem da linha, isto é, o pixel (I,J) é imageado simultaneamente com toda a i -ésima linha no instante t_i , onde

$$t_i = t_1 + (i-1)\Delta t.$$

satélite. Esta subposição identifica também o centro da linha a imagear, assunto das seções anteriores.

Dado um instante t , conhecendo-se a posição do satélite, em coordenadas cartesianas terrestres, deve-se calcular a direção do vetor eixo ótico, \vec{o} , que aponta para o centro da linha imageada no instante t . O cálculo de tal direção pode ser realizado a partir da obtenção do ponto de interseção comentado no parágrafo anterior.

Dados:

$P(u,v,w)$ = Posição do satélite em coordenadas geocêntricas inerciais,

$\hat{a}_{XYZ} = (a_x, a_y, a_z) \Rightarrow$ Versor na direção do eixo ótico,

é necessário obter:

$\vec{a} = s \cdot \hat{a}_{XYZ} \Rightarrow$ Vetor na direção do eixo ótico.

O problema consiste em obter a interseção entre um vetor que se estende desde o satélite e o elipsóide de referência, representando a superfície da Terra (Hambrick e Phillips, 1980). As coordenadas inerciais do vetor posição do satélite são dadas por $P(u,v,w)$ e as coordenadas do vetor \vec{a} , que, partindo do satélite, aponta para o local particular imageado pelo pixel (I,J) sobre a superfície da Terra, são dadas por $(s.a_x, s.a_y, s.a_z)$ (ver Figura 2.6). Assim posto, o problema resume-se à determinação do valor do escalar 's'.

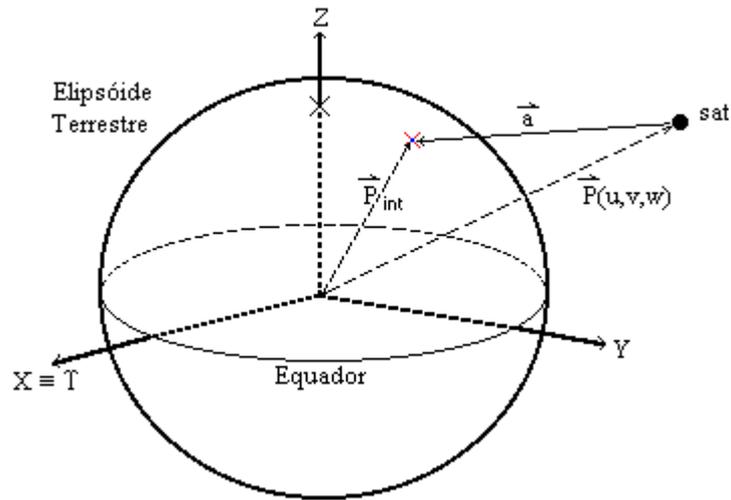


Fig. 2.6 - Interseção do elipsóide terrestre com a reta na direção de \hat{a}_{XYZ} .

A superfície da Terra é representada pela equação:

$$\frac{(x^2 + y^2)}{R_E^2} + \frac{z^2}{R_P^2} = 1,$$

onde R_E é o raio médio equatorial terrestre e R_P é o raio polar (ver Apêndice A). As coordenadas do ponto interseção entre \vec{a} e a superfície terrestre, P_{int} , são dadas por

$$\vec{P}_{int} = \vec{P} + \vec{a}$$

$$\vec{P}_{int} = (u + s.a_X, v + s.a_Y, w + s.a_Z)$$

Substituindo $u+s.a_X$, $v+s.a_Y$, $w+s.a_Z$ por x , y e z na equação para a superfície terrestre, obtém-se:

$$\frac{(u + s.a_X)^2 + (v + s.a_Y)^2}{R_E^2} + \frac{(w + s.a_Z)^2}{R_P^2} = 1,$$

equação de segundo grau em 's', cuja solução, quando ocorre a interseção, fornece dois valores para a constante, correspondendo aos dois pontos de interseção entre a reta e o elipsóide. Das duas soluções obtidas, aquela que representa o ponto mais próximo do satélite é a visível a ele, sendo, portanto, a solução procurada (o outro ponto encontra-se do lado oposto da Terra).

Obtido o ponto de interseção (valor de 's') procurado,

$$\vec{P}_{\text{int}} = (u+s.a_x, v+s.a_y, w+s.a_z),$$

correspondente ao ponto imageado (I,J) no instante t_i , é necessário obter as coordenadas terrestres (latitude, longitude) deste ponto. A transformação de um vetor escrito em coordenadas inerciais (XYZ) para coordenadas terrestres constitui assunto estudado anteriormente (de Brum, 1993) e resulta nos valores de latitude geocêntrica (Φ') e longitude (λ_E) desejados (Apêndice B). Tais transformações podem ser realizadas com uso da biblioteca de rotinas em Fortran "ORBA".

2.3.4 - DIREÇÕES DE APONTAMENTO, \vec{a} , DE CADA UM DOS 6000 PIXELS QUE COMPÕEM UMA LINHA IMAGEADA

Uma vez definida a direção do vetor eixo ótico, pode-se, por inclusão das deflexões dadas pelo ângulo Φ , como mostram as Figuras 2.8 e 2.9, obter as novas direções de apontamento, \vec{a} , relativas a cada uma das 6000 colunas identificadas pelo número "J", dentro da linha imageada no instante em questão. A identificação do ponto de interseção de cada uma delas com o elipsóide terrestre é realizada de maneira semelhante à descrita na seção anterior.

Quando $\beta = 0^\circ$, o eixo ótico aponta na mesma direção que o eixo z do sistema do corpo. Qualquer deflexão não proposital do apontamento deste eixo (posição central mencionada) com relação ao ponto subsatélite implica erros em atitude (Figura 2.7).

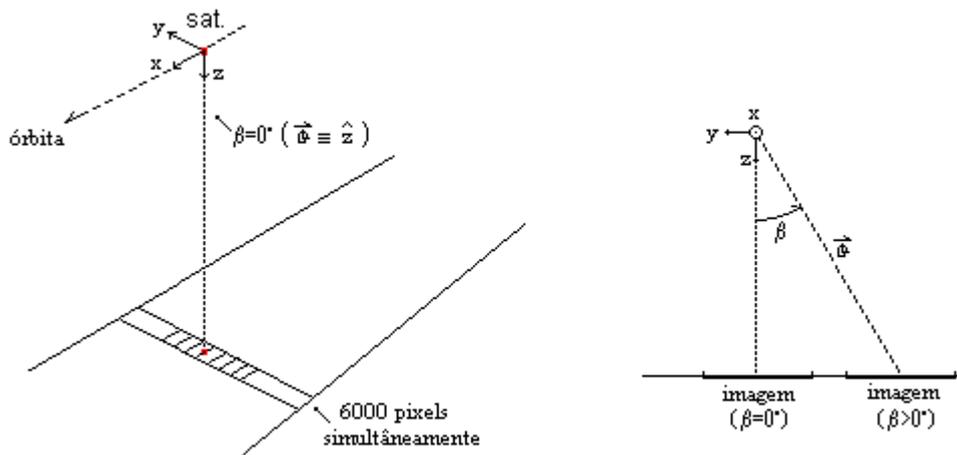


Fig. 2.7 - Identificação do eixo ótico, \vec{o} , e sua relação com β .

À posição P_i associa-se o imageamento da linha i . Então, no caso do satélite em condição nominal, temos os sistemas xyz e rpy coincidentes.

A existência de ângulos não nulos de atitude θ_r , θ_p e θ_y , rotações positivas em torno dos eixos de rolamento, arfagem e guinada, faz com que $xyz \neq rpy$.

2.4 - OBTENÇÃO DO VETOR \vec{a} , QUE APONTA PARA O CENTRO DO PIXEL (I,J)

$\vec{a} = \vec{a}(x,y,z) \Rightarrow$ coordenadas do corpo do satélite.

Define-se o ângulo ϕ , a partir do vetor eixo óptico, $\vec{\theta}$, na direção da linha imageada, apontando para o centro do pixel (I,J), de acordo com a Figura 2.8.

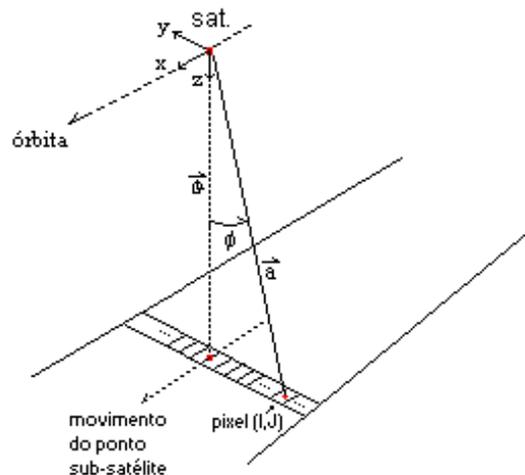


Fig. 2.8 - Definição do ângulo ϕ .

Quando $\phi = 0^\circ \Rightarrow \vec{\theta} \equiv \vec{a}$, onde $\hat{a} = \vec{a} / |\vec{a}|$. Para $\phi \neq 0$, $\phi = \phi(J)$ definido a partir da Figura 2.9. A cada pixel (I,J) é associada uma direção \hat{a} que depende da coluna J em questão. A direção de \hat{a} é função do ângulo ϕ , o qual é dado por

$$\phi(J) = -\phi_{\max} + (J - 1)d\phi, \quad J=1,2,\dots, 6000.$$

Quando $\beta = 0$ (Visada Vertical "V"), $\vec{\theta} \equiv \vec{z}$. O ângulo de visada, β , define a direção do eixo óptico com relação à vertical local.

Quando $\beta \neq 0$ o eixo central do campo de visada (FOV) do instrumento imageador, $\vec{\theta}$, desloca-se com relação à vertical local. Nesse caso, a deflexão do eixo central do FOV está relacionada com o ângulo de posicionamento do

espelho, α_{SSM} , que é parte integrante da variação expressada por β e ocorre no mesmo plano perpendicular ao vetor velocidade do satélite (Figura 2.10). No caso em questão, para a imagem utilizada (Seção 2.2.5), tem-se

$$\alpha_{SSM} = -26.24^\circ.$$

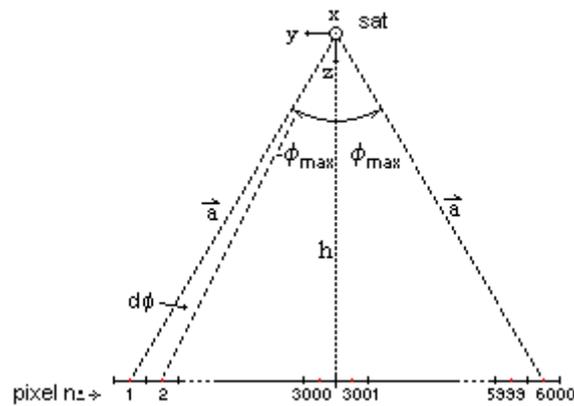


Fig. 2.9 - Definindo $\phi = \phi(J)$.

onde

$$-\phi_{max} \geq \phi \geq \phi_{max}$$

$$\phi_{max} = 0.5/13.89 \text{ rad (campo de visada - SPOT Image \& CNES, 1988)}$$

$$d\phi = \phi_{max} / 2999.5 (\cong 6.9001031772 \times 10^{-4} \text{ }^\circ)$$

Outro ângulo a considerar na obtenção do vetor \vec{a} é o ângulo Ψ_x (“look angle”), definido pelo construtor do aparelho, que desvia o eixo central do campo de visada do HRV1 para diante do ponto subsatélite, conseqüentemente o centro da linha imageada está sempre um pouco adiante do ponto subsatélite. Tal ângulo, no caso em questão, vale 0.53° (Figura 2.11).

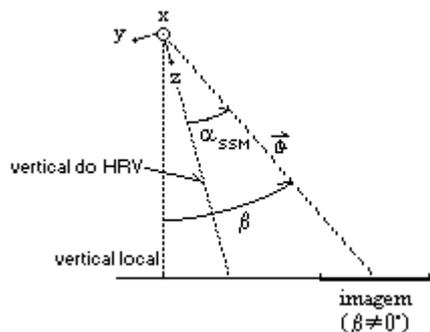


Fig. 2.10 – Relação entre β e α_{SSM} . ϕ varia no mesmo plano em torno de $\vec{\theta}$.

Como os ângulos ϕ e α_{SSM} pertencem ao mesmo plano (ϕ varia em torno de $\vec{\theta}$) e referem-se à vertical do instrumento HRV imageador, define-se:

$$\phi' = \phi(J) - \alpha_{SSM}.$$

Obs.: O sinal negativo, na expressão acima ocorre, provém da definição aqui utilizada para ϕ (ver Figura 2.9), isto é, contrária à de α_{SSM} (negativa p/ o oeste), oferecida pela SPOT. Para ϕ' e Ψ_x quaisquer, tem-se (veja Figura 2.12)

$$\hat{a} = \cos\phi' \sin\Psi_x \hat{x} - \sin\phi' \cos\Psi_x \hat{y} + \cos\phi' \cos\Psi_x \hat{z}.$$

Obtido o vetor \hat{a} , em coordenadas fixas no corpo do satélite (xyz) e que aponta para o pixel (I,J) imageado no instante t_i , faz-se necessário identificar este ponto sobre a superfície da Terra, em termos de latitude e longitude, referente ao pixel (I,J). Tal identificação envolve algumas transformações entre sistemas de coordenadas, além do conhecimento prévio da posição e atitude do veículo espacial e é assunto do item a seguir.

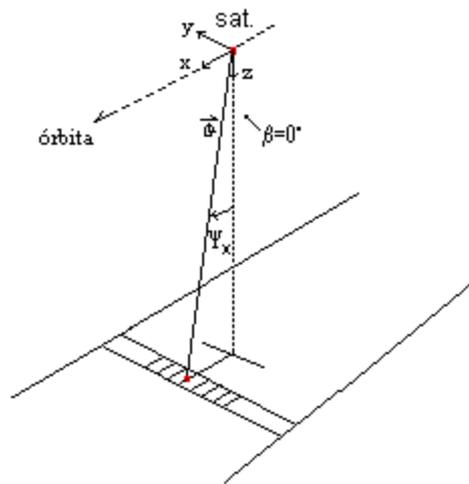


Fig. 2.11 – Ângulo Ψ_x .

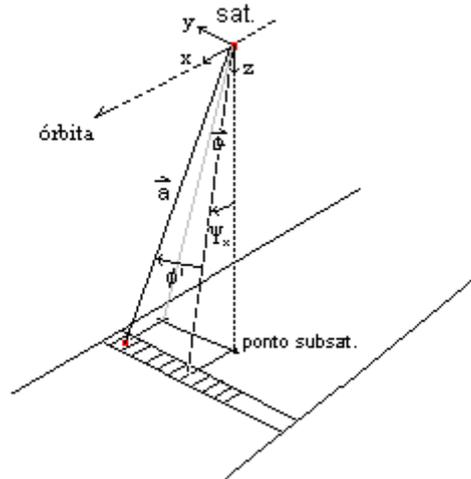


Fig. 2.12 – Definição do vetor \hat{a} .

2.5 - TRANSFORMAÇÃO: COORDENADAS DE IMAGEM (I,J) PARA COORDENADAS TERRESTRES (LATITUDE, LONGITUDE)

$$\hat{a} = \cos\phi' \operatorname{sen}\Psi_x \hat{x} - \operatorname{sen}\phi' \cos\Psi_x \hat{y} + \cos\phi' \cos\Psi_x \hat{z},$$

com $\phi' = \phi(J) - \alpha_{SSM}$, definido anteriormente.

A partir do vetor \hat{a} em coordenadas do corpo do satélite, \hat{a}_{xyz} , obtém-se, com conhecimento da atitude do veículo, este mesmo vetor em coordenadas fixas à órbita, \hat{a}_{rpy} . A transformação do vetor \hat{a}_{xyz} para \hat{a}_{rpy} é realizada com utilização da subrotina em fortran "A-VECTOR", desenvolvida especialmente para esta finalidade, o qual contém a matriz "AT", cuja função é rotacionar o vetor eixo óptico para descrevê-lo considerando os ângulos de atitude (rolamento, arfagem e guinada) dados por θ_r , θ_p e θ_y . Uma nova transformação de coordenadas fornece o mesmo vetor em coordenadas geocêntricas inerciais (Apêndice B), \hat{a}_{XYZ} . Neste último sistema de coordenadas (geocêntrico inercial), identifica-se a área imageada pelo pixel (I,J) (seção 2.3.3) sobre a superfície. O ponto em questão, dado pelo vetor \vec{P}_{int} , é obtido a partir da interseção do elipsóide terrestre com a reta na direção de \hat{a}_{XYZ} (Figura 2.6). O diagrama de blocos da Figura 2.13. esquematiza as transformações descritas.

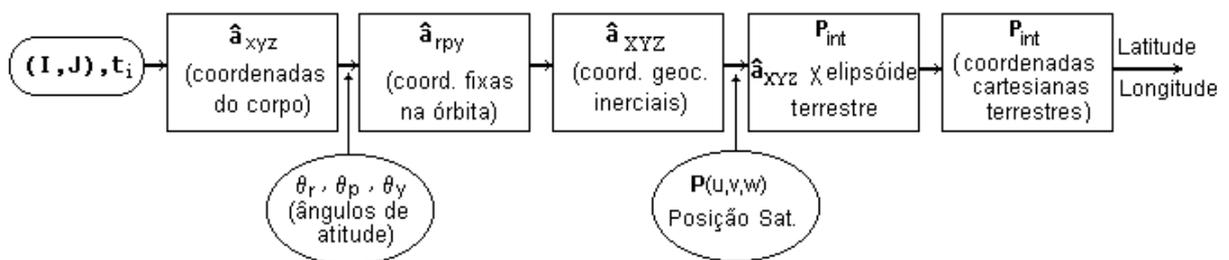


Fig. 2.13 - Esquema de transformações envolvidas na obtenção das coordenadas terrestres do pixel (I,J) imageado no instante t_i .

2.6 - O PROGRAMA "RS-IMAGING"

O programa foi desenvolvido com utilização do "Microsoft Fortran Professional Development System", versão 5.1, tendo como objetivo o cálculo das coordenadas terrestres de latitude e longitude de pontos identificados dentro de uma imagem de sensoriamento remoto por suas coordenadas de imagem (I,J).

Foram aqui utilizados como dados de entrada as efemérides e alguns dados adicionais para o imageamento realizado em 29/07/94 do satélite SPOT2 (ver seção 2.2.5), obtidos junto ao ATUS/INPE/DGI.

A partir dos dados apresentados, obteve-se a posição do satélite em alguns instantes (abrangendo o instante de obtenção da imagem utilizada nos estudos), em coordenadas geocêntricas terrestres e transforma-se a posição dada neste sistema para o sistema geocêntrico inercial. O movimento do satélite durante os nove segundos de duração da obtenção de uma imagem completa é realizado a partir da interpolação do estado (posição e velocidade), com uso da subrotina "Lagrange.for" .

$$X = X_0 + (t - t_0), \quad X \Rightarrow \text{estado}$$

onde,

$t_0 = 13:37:28.94937$ GMT , correspondente ao instante de início do imageamento (dado obtido junto ao ATUS/DGI/INPE para a imagem utilizada). Para esta posição inicial o imageamento simultâneo de 6000 colunas (correspondendo aos 6000 pixels de uma linha da imagem pancromática) pode ser realizado de acordo com o descrito na seção 2.3.4. O imageamento de uma nova linha é simulado a partir de um incremento no tempo.

$$t = t + \Delta t, \text{ com } \Delta t = 1.504 \text{ ms}$$

Da maneira descrita anteriormente (Seção 2.3.2), é possível simular o imageamento de uma cena completa (6000 linhas X 6000 colunas).

No caso, requer-se não a simulação de uma imagem completa, mas a identificação, para determinados dados de entrada (referentes à imagem em questão):

$(I,J) \Rightarrow$ coordenadas de imagem,

$t_0 \Rightarrow$ instante de início do imageamento,

do ponto sobre a superfície da Terra, em termos de latitude e longitude, imageado por aquele pixel. Na seção 2.3.2 relaciona-se o número de linha, I , ao instante de imageamento da linha, t_i . O número de coluna, J , identifica o desvio do eixo ótico, $\Phi(J)$, relativo a cada uma das 6000 colunas imageadas simultaneamente dentro de uma mesma linha (Figura 2.9).

Identificada a direção de apontamento do eixo ótico e o instante desse apontamento, conhecendo-se posição e atitude do satélite, é possível, através de uma série de transformações (descritas nas seções anteriores), obter-se as coordenadas geográficas do ponto imageado. O restante do programa "RS-IMAGING" preocupa-se com essas transformações e a obtenção de tais coordenadas. Os detalhes das transformações envolvidas são assunto do Apêndice B. O programa "RS-IMAGING" é listado na íntegra no Apêndice C.

CAPÍTULO 3

DETERMINAÇÃO DOS ÂNGULOS DE ATITUDE A PARTIR DA IDENTIFICAÇÃO DE PONTOS IMAGEADOS CONHECIDOS SOBRE A SUPERFÍCIE DA TERRA.

3.1 - IDENTIFICAÇÃO DOS PONTOS NA IMAGEM

A partir de determinada imagem SPOT, deseja-se, por sua análise, identificar nela alguns pontos de latitude/longitude bem conhecidos. Os padrões a identificar devem representar características naturais ou artificiais visíveis na superfície imageada ("landmarks"). São exemplos de pontos assim as bifurcações de rios, os cruzamentos de avenidas ou ruas, marcos identificáveis, etc. A exemplo do que ocorre com os sensores de estrelas, sugere-se neste trabalho a confecção de um arquivo maior com os dados de todos os pontos visíveis e identificáveis em imagens do satélite em questão (tal arquivo poderia ser subdividido por regiões em arquivos menores, de maneira que, passando o satélite por determinada região, o sub-arquivo relativo seria selecionado). A busca por padrões identificáveis (esperados) na imagem obtida de determinada região deve resultar no reconhecimento de certo número de pontos com latitude e longitude conhecidas e tabeladas (verdadeiras; base de dados anteriormente criada). O cálculo da latitude e longitude, a partir do satélite e sua imagem, do ponto imageado identificado (assunto dos capítulos anteriores), associado às coordenadas geográficas (= geodésicas) verdadeiras de latitude, longitude e altitude do ponto (assim como tabeladas no sub-arquivo mencionado) estabelecem uma diferença entre o conhecido e o calculado em termos de coordenadas terrestres. A existência de tal diferença representa indício de desvios na atitude conhecida do veículo.

No presente caso, para a imagem descrita no Capítulo 2, alguns pontos da região da capital paulista foram escolhidos para compor em uma

base de dados para utilização nas simulações (Figura 3.1). Os dados geográficos (= geodésicos) de latitude, longitude e altitude de tais pontos foram obtidos com auxílio de mapas cartográficos em escala 1:12.500 da cidade de São Paulo (Instituto Geográfico e Geológico, 1972) e 1:100.000 das cidades de Jundiaí e Santana do Parnaíba.

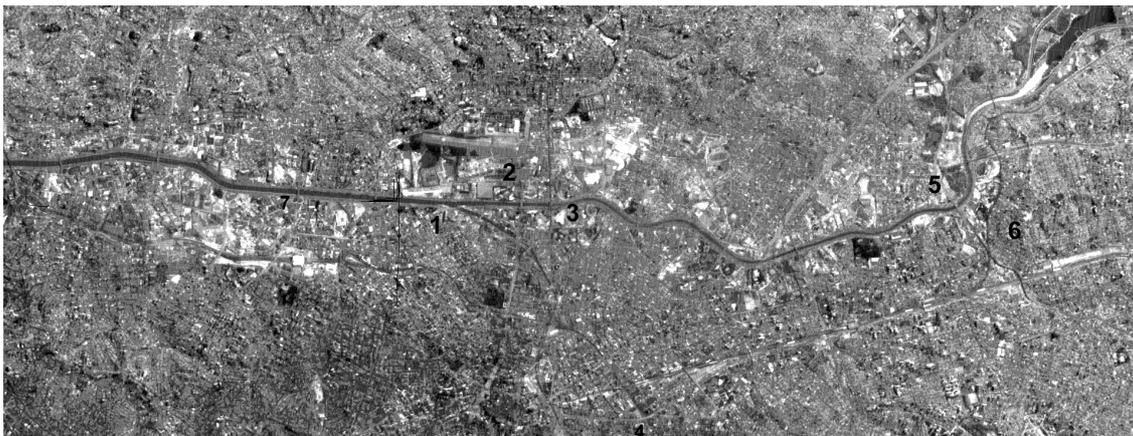


Fig. 3.1 – Trecho da imagem SPOT que identifica alguns pontos na região central da cidade de São Paulo (vista do rio Tietê).

Ponto 1: Bifurcação entre os rios Tietê e Tamanduateí:

Latitude: 23° 31' 05" S longitude: 46° 38' 30" W Altitude: 720 m

Ponto 2: Ponte das Bandeiras (sobre o rio Tietê, seqüência da Av. Santos Dumont):

Latitude: 23° 31' 06" S longitude: 46° 37' 47" W Altitude: 720 m

Ponto 3: Ponte Cruzeiro do Sul (sobre o rio Tietê, seqüência da Av. Cruzeiro do Sul):

Latitude: 23° 31' 08" S longitude: 46° 37' 29" W Altitude: 720 m.

Ponto 4: Passagem da Av. Alcântara Machado sobre a ferrovia da FEPASA (cruzamento do viaduto Alcântara Machado com a linha):

Latitude: 23° 33' 07" S longitude: 46° 36' 40" W Altitude: 730 m

Ponto 5: Ponte Aricanduva (sobre o rio Tietê):

Latitude: 23° 31' 22" S longitude: 46° 33' 27" W Altitude: 720 m

Ponto 6: Cruzamento da estrada de ferro Central do Brasil com rio Aricanduva:

Latitude: 23° 31' 52" S longitude: 46° 33' 11" W Altitude: 730 m

Ponto 7: Ponte do Limão (sobre o rio Tietê):

Latitude: 23° 30' 53" S longitude: 46° 39' 58" W Altitude: 720 m

Ponto 8: Município de Santo André: Cruzamento da estrada de ferro com o rio Tamanduateí (próximo à estação "Pirelli" do trem):

Latitude: 23° 39' 37" S longitude: 46° 29' 51" W Altitude: 750 m

Ponto 9: Trevo de Jundiaí (cruzamento com a Via Anhanguera):

Latitude: 23° 11.46' S longitude: 46° 54.29' W Altitude: 720 m

Ponto 10: Saída da cidade de Jordanésia (Anhanguera, sentido Jundiaí):

Latitude: 23° 19.86' S longitude: 46° 50.26' W Altitude: 740 m

Ponto 11: Jundiaí. Proximidades do campo de futebol de Vila Mafalda:

Latitude: 23° 23.027' S longitude: 46° 51.9143 W Altitude: 750 m

3.2 - EXISTÊNCIA DE DESVIOS NA ATITUDE RELACIONADOS À DIFERENÇA ENTRE AS COORDENADAS CALCULADAS E AS COORDENADAS CONHECIDAS DO PIXEL (I,J)

Uma vez reconhecidos alguns pontos, em uma determinada imagem, calcula-se as coordenadas geodésicas de latitude e longitude de cada um destes pontos a partir do satélite. Tal cálculo envolve a transformação de coordenadas de imagem, (I,J), para coordenadas terrestres de latitude e longitude, bem como o estado e a atitude do veículo assim como conhecidos pela missão. Comparando-se os resultados calculados com os resultados conhecidos de latitude e longitude dos pontos em questão, estabelece-se uma diferença que indica a existência de desvios na atitude previamente conhecida do veículo.

3.2.1 - DETERMINAÇÃO DA ATITUDE RELATIVA À IDENTIFICAÇÃO DE PONTOS SOBRE A SUPERFÍCIE TERRESTRE

O processo de determinação dos ângulos de atitude a partir da identificação de "landmarks" é semelhante ao que ocorre na determinação da atitude de veículos espaciais a partir da identificação de direções de estrelas fixas. De fato, a atitude do veículo pode ser calculada semelhantemente com uso de ambas as técnicas. A diferença principal entre as técnicas reside no fato de, considerando as estrelas fixas, permanecer a posição do veículo imutável durante o tempo necessário para ser levado a termo o cálculo da atitude. Outra diferença importante é o movimento de rotação da Terra, onde se localizam os marcos a identificar. Em outras palavras, o problema de utilizar "landmarks" como orientação de atitude, a exemplo do que acontece com as estrelas nos sensores estelares, esbarra na questão da movimentação do veículo relativa à Terra, isto é, com relação às estrelas distantes o satélite encontra-se sempre na mesma posição, os vetores que apontam para as estrelas têm sempre a mesma origem. Já com relação aos "landmarks", o

movimento do satélite não é negligenciável. Para a técnica envolvendo os "landmarks" aqui empregada, a mudança na posição do veículo não representa problema, no entanto, para que se possa utilizar tal técnica na determinação da atitude do veículo, faz-se necessário supor que, durante o intervalo de tempo entre o imageamento de pelo menos dois dos pixels identificados dentro de uma mesma imagem (uma imagem pancromática completa é tomada em $6000 \times 1.504 \text{ ms} = 9.024 \text{ s}$), a atitude do veículo não sofre alterações (também, para ângulos de visada pequenos, o movimento de rotação da Terra representa no cálculo da atitude um acréscimo no ângulo de guinada que pode ser facilmente corrigido). Tal suposição, relativa a satélites de sensoriamento remoto, parece razoável. Outra possibilidade, não explorada neste trabalho, inclui as derivas em atitude conhecidas ou estimadas, no cálculo desta.

Pois bem, dados (dentro de uma mesma imagem):

- t_0 - Instante inicial de obtenção de uma imagem completa,
- (I,J) - N^{os}. de linha e coluna de no mínimo dois pixels identificados dentro de uma mesma imagem,
- (lat, long, altitude) - Coordenadas geográficas verdadeiras (conhecidas) dos pontos (pixels) identificados,

pode-se determinar a atitude do veículo imageador ou identificar desvios na atitude conhecida deste, com vistas a um refinamento na mesma. A técnica desenvolvida é apresentada a seguir.

Tomando-se um ponto (pixel) identificado na imagem com coordenadas geográficas (latitude, longitude e altitude) bem conhecidas, calcula-se o instante de imageamento do mesmo e as coordenadas cartesianas terrestres do ponto sobre a superfície da Terra, P_{XCT} , relativo às coordenadas geográficas em questão. O cálculo das coordenadas cartesianas terrestres a partir das coordenadas geográficas (ou geodésicas) é efetuado

com auxílio da subrotina “GDGCP”, da biblioteca “ORBA” de subrotinas em FORTRAN (Kuga et al., 1980-1990), que transforma um vetor de coordenadas geodésicas (longitude ‘east’ em rad, latitude geodésica em rad, altitude geodésica em metros) em coordenadas cartesianas terrestres.

Obtido o vetor P_{XCT} em coordenadas cartesianas terrestres, pode-se, com auxílio da biblioteca “ORBA”, transformá-lo para coordenadas geocêntricas inerciais. O vetor assim obtido recebe o nome (a exemplo do realizado no Capítulo 2) de “ P_{int} ”.

No instante de imageamento da linha i , a posição do veículo em coordenadas geocêntricas inerciais é conhecida e dada por $P(u,v,w)$. De posse de P_{int} e $P(u,v,w)$, pode-se obter o vetor que aponta desde o satélite até o ponto verdadeiro imageado sobre a superfície da Terra (Figura 2.4), \vec{a} . Tal vetor é obtido de

$$P_{int} = P + \vec{a}$$

A partir do vetor \vec{a} em coordenadas geocêntricas inerciais, obtém-se a direção do eixo ótico relativo ao imageamento do ponto identificado, \hat{a} ,

$$\hat{a} = \vec{a} / |\vec{a}|$$

e, com auxílio da transposta da matriz R_1 (Apêndice B), R_1^T , obtém-se o mesmo vetor em coordenadas RPY fixas na órbita, \hat{a}_{rpy} (observe que $R_1^{-1} = R_1^T$ => sistemas tri-ortogonais):

$$\hat{a}_{rpy} = [R_1^T] * \hat{a}.$$

Obtido \hat{a}_{rpy} , deve-se considerar o seguinte:

- a) Partindo da posição do satélite, $P(u,v,w)$, somente uma direção do eixo ótico leva ao pixel imageado de interesse (identificado);
- b) Tal direção do eixo ótico tem um vetor que a representa com coordenadas de corpo (xyz) muito bem definidas, trata-se do vetor \hat{a}_{xyz} (ver Seção 2.4);
- c) A matriz de atitude " A_T " (Apêndice B) relaciona os vetores \hat{a}_{rpy} e \hat{a}_{xyz} ,

$$\hat{a}_{rpy} = [A_T] * \hat{a}_{xyz}$$

Então, de posse de \hat{a}_{rpy} e \hat{a}_{xyz} para um mínimo de dois pontos identificados (\hat{a}_{rpy1} e \hat{a}_{xyz1} , \hat{a}_{rpy2} e \hat{a}_{xyz2}), pode-se obter θ_r , θ_p e θ_y , ângulos de rolamento, arfagem e guinada, respectivamente. As equações que compõem o sistema acima e que levam ao cálculo dos ângulos de atitude do veículo são apresentadas a seguir.

Obs.: Neste ponto, aproveita-se o vetor a_{rpy} para nele corrigir a parte da observação do ponto que registra o efeito da rotação da Terra. A correção é efetuada a partir de uma rotação adicional de um ângulo η (ver Seção 3.3.1) em torno do eixo de guinada, y. O novo vetor a_{rpy} obtido, já descontado o efeito da rotação da Terra, é utilizado nos cálculos subseqüentes da atitude.

3.3 - CÁLCULO DOS ÂNGULOS DE ATITUDE

Para o cálculo dos ângulos de atitude com utilização dos vetores \hat{a}_{rpy} , \hat{a}_{xyz} e da matriz de atitude A_T , faz-se necessário a identificação de pelo menos dois pontos dentro de uma imagem. No caso presente, utilizou-se uma adaptação para o método algébrico de obtenção da atitude (Wertz, 1978).

Supondo disponíveis os dados relativos à identificação de dois pontos (coordenadas de imagem (I,J), latitude e longitude, instante de imageamento) e efetuados os cálculos apresentados nas seções anteriores, que levam à obtenção dos vetores \hat{a} , chega-se a este ponto de posse dos seguintes dados:

$$\text{Ponto 1: } \hat{a}_{rpy1} = \begin{bmatrix} A_{R1} \\ A_{P1} \\ A_{YW1} \end{bmatrix} \quad \text{e} \quad \hat{a}_{xyz1} = \begin{bmatrix} a_{x1} \\ a_{y1} \\ a_{z1} \end{bmatrix}$$

$$\text{Ponto 2: } \hat{a}_{rpy2} = \begin{bmatrix} A_{R2} \\ A_{P2} \\ A_{YW2} \end{bmatrix} \quad \text{e} \quad \hat{a}_{xyz2} = \begin{bmatrix} a_{x2} \\ a_{y2} \\ a_{z2} \end{bmatrix}$$

A matriz A_T é dada por

$$A_T = \begin{bmatrix} c\theta p \cdot c\theta y & -c\theta r \cdot s\theta y + s\theta r \cdot s\theta p \cdot c\theta y & s\theta r \cdot s\theta y + c\theta r \cdot s\theta p \cdot c\theta y \\ c\theta p \cdot s\theta y & c\theta y \cdot c\theta r + s\theta y \cdot s\theta p \cdot s\theta r & -s\theta r \cdot c\theta y + c\theta r \cdot s\theta p \cdot s\theta y \\ -s\theta p & s\theta r \cdot c\theta p & c\theta r \cdot c\theta p \end{bmatrix}$$

onde $c\theta = \cos(\theta)$ e $s\theta = \sin(\theta)$.

Utilizando os vetores descritos no sistema do corpo \hat{a}_{xyz1} e \hat{a}_{xyz2} , define-se um sistema ortonormal de coordenadas do corpo com os vetores \hat{q}_b ,

\hat{r}_b e \hat{s}_b como base, onde

$$\hat{q}_b = \hat{a}_{xyz1}$$

$$\hat{r}_b = (\hat{a}_{xyz1} \times \hat{a}_{xyz2}) / |\hat{a}_{xyz1} \times \hat{a}_{xyz2}| \quad ; \text{“X”} \Rightarrow \text{Produto vetorial.}$$

$$\hat{s}_b = \hat{q}_b \times \hat{r}_b.$$

Com uso dos vetores dados, constrói-se a matriz do corpo, M_B :

$$M_B = [\hat{q}_b : \hat{r}_b : \hat{s}_b].$$

Similarmente, com uso dos vetores \hat{a}_{rpy1} e \hat{a}_{rpy2} e definindo-se um sistema de referência (orbital = rpy) de coordenadas com os vetores \hat{q}_r , \hat{r}_r e \hat{s}_r como base, constrói-se a matriz de referência M_R :

$$M_R = [\hat{q}_r : \hat{r}_r : \hat{s}_r].$$

De posse das duas matrizes, M_B e M_R , utilizando-se a equação $\hat{a}_{rpy} = [A_T] * \hat{a}_{xyz}$, temos

$$M_R = [A_T] * M_B,$$

de onde sai que

$$A_T = M_R * M_B^{-1} \quad \text{ou, como } M_B^{-1} = M_B^T \text{ (sistemas tri-ortogonais),}$$

$$A_T = M_R * M_B^T.$$

O cálculo da matriz de atitude A_T é realizado como descrito. Os ângulos de rolamento, arfagem e guinada são obtidos a partir da identificação dos mesmos na matriz. Tem-se, então

$$A_T = \begin{bmatrix} c\theta_p \cdot c\theta_y & -c\theta_r \cdot s\theta_y + s\theta_r \cdot s\theta_p \cdot c\theta_y & s\theta_r \cdot s\theta_y + c\theta_r \cdot s\theta_p \cdot c\theta_y \\ c\theta_p \cdot s\theta_y & c\theta_y \cdot c\theta_r + s\theta_y \cdot s\theta_p \cdot s\theta_r & -s\theta_r \cdot c\theta_y + c\theta_r \cdot s\theta_p \cdot s\theta_y \\ -s\theta_p & s\theta_r \cdot c\theta_p & c\theta_r \cdot c\theta_p \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{1,1} & A_{1,2} & A_{1,3} \\ A_{2,1} & A_{2,2} & A_{2,3} \\ A_{3,1} & A_{3,2} & A_{3,3} \end{bmatrix}$$

de onde se obtém:

$$\theta_{p0} = -\arcsen(A_{3,1}),$$

$$\theta_{r0} = \arcsen[A_{3,2} / \cos(\theta_p)] \text{ e}$$

$$\theta_{y0} = \arccos[A_{1,1} / \cos(\theta_p)].$$

Os cálculos descritos anteriormente foram implementados computacionalmente por meio da subrotina “Attfinder.for” desenvolvida para tanto. A obtenção dos ângulos de rolamento, θ_{r0} , arfagem, θ_{p0} e guinada, θ_{y0} , não conclui a tarefa de determinação da atitude do veículo, pois algumas correções à atitude calculada se fazem necessárias (assunto das próximas seções). A precisão do método algébrico aqui utilizado depende grandemente da precisão nos dados referentes à medida do vetor base, q , o que justifica a utilização da melhor medição disponível para base dos cálculos.

3.3.1 – CORREÇÃO NA ATITUDE REFERENTE À ROTAÇÃO DA TERRA

Durante a obtenção da imagem, as linhas sucessivamente imageadas pelo arranjo linear CCD sofrem um deslocamento para oeste como resultado da rotação da Terra. Tal deslocamento é quantificado como função da latitude e atinge seu valor máximo no equador: 465 m/s (SPOT e CNES,

1988). As Figuras 3.2 e 3.3 (formação da imagem com e sem a rotação da Terra) ilustram como a amostragem dos pixels é modificada pelo efeito de rotação da Terra.

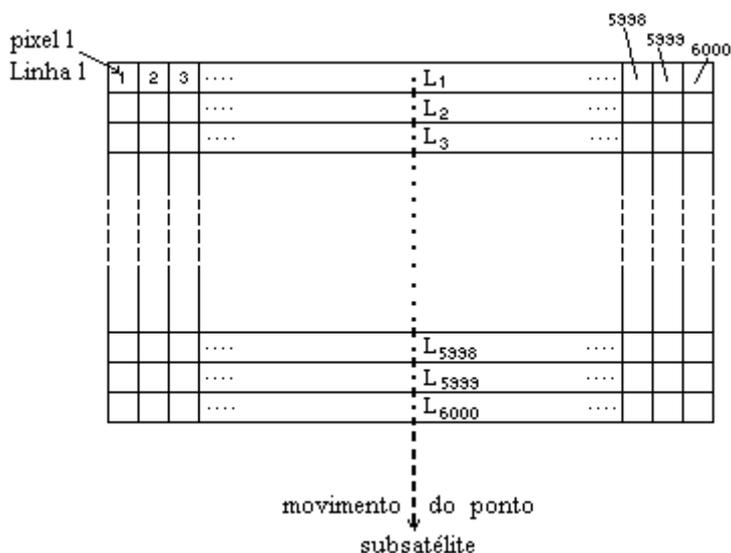


Fig. 3.2 – Representação esquemática da formação da imagem sem o efeito da rotação da Terra ($\beta = 0^\circ$).

O efeito da rotação da Terra modifica o ângulo entre as linhas sucessivas de uma imagem e a direção seguida pelo ponto subsatélite em uma quantidade que varia entre 0° e 4° . Tal efeito, dependente da latitude geográfica do satélite, é sentido neste como se fosse uma variação no ângulo de guinada do veículo. Dessa maneira, uma correção relativa ao ângulo de guinada faz-se necessária. Tal correção é calculada a seguir: Define-se η o ângulo entre as linhas sucessivas de uma imagem e a direção seguida pelo ponto subsatélite (Figura 3.3). Tal ângulo pode ser calculado muito precisamente com uso da seguinte expressão (SPOT e CNES, 1988):

$$\text{Tan}(\eta) = 26 \sin(i) \cdot \frac{\cos(\varepsilon_{ND})}{369}, \text{ onde } i = 98.72^\circ \text{ e } \varepsilon_{ND} = \text{elongação nodal}$$

(Figura 3.4).

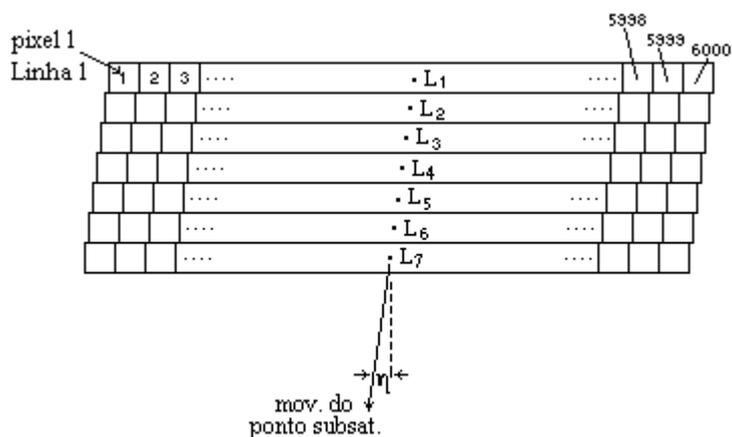


Fig. 3.3 – Representação esquemática da formação da imagem com o efeito da rotação da terra ($\beta = 0^\circ$).

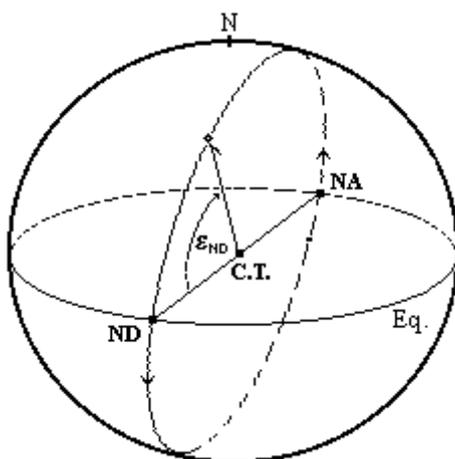


Fig. 3.4 – Elongação nodal, ϵ_{ND} .

De posse do valor de η , pode-se efetuar a correção da parcela da atitude referente ao ângulo de guinada, pela aplicação de uma rotação de valor η em torno do eixo y ("yaw") no momento da obtenção da direção do ponto imageado, a_{rpy} (Seção 3.2). Dessa maneira, cada ponto identificado, correspondendo a uma posição do satélite, terá em si o efeito da rotação da

terra corrigido quando de seu imageamento. Tal correção equivale à operação de correção do ângulo de arfagem para o efeito da rotação da Terra:

$$\theta_y = \theta_{y0} - \eta$$

e é efetuada no programa ALLTASK com uso da subrotina A_VECTOR, que rotaciona positivamente um vetor de entrada, em torno dos eixos r, p e y do sistema orbital de coordenadas.

3.3.2 – EFEITOS DA ATITUDE NÃO NULA NA IMAGEM

Na configuração vertical de visada (“vertical viewing”), a existência de ângulos não nulos de rolamento e/ou arfagem resulta num deslocamento do centro da cena imageada com relação à posição nominal, enquanto a não nulidade do ângulo de guinada modifica a distorção devida à rotação da Terra.

Ângulo de rolamento: A Figura 3.5 ilustra o deslocamento do centro da cena produzido pela existência de um ângulo (para oeste) de rolamento. No caso de um imageamento realizado nas proximidades do paralelo 45 (latitude 45°), com visada aproximadamente vertical, a existência de um ângulo de 0.15° para oeste, de rolamento, resulta num deslocamento do centro da cena de aproximadamente 2.2 Km para oeste.

Ângulo de arfagem:

Na presença de um ângulo não nulo de arfagem, o centro da cena, em uma data específica, é deslocado ao longo da direção do movimento do ponto subsatélite (com relação à posição nominal). De fato, tal ângulo tem por efeito o “adiantamento” ou “atraso” do instante de obtenção do centro da cena com relação ao instante nominal de aquisição do mesmo (observe-se que o imageamento das linhas sucessivas é realizado automaticamente de acordo

com o parâmetro “tempo”).

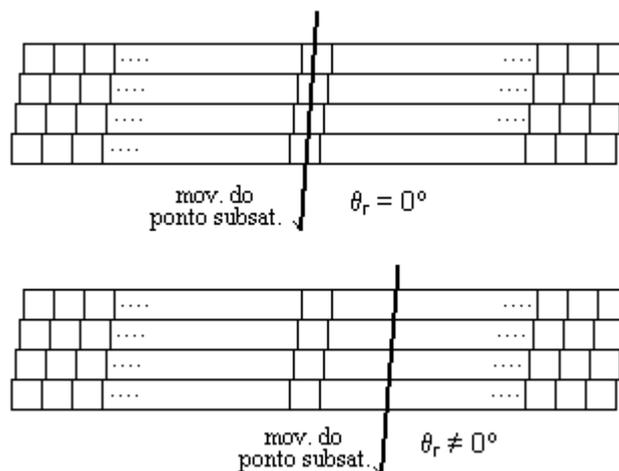


Fig. 3.5 – Deslocamento do centro da cena relativo à existência de um ângulo para oeste de rolamento ($\beta \approx 0$).

Ângulo de guinada:

No caso de visada vertical: Em tal caso, a existência de um ângulo não nulo de guinada resulta numa ligeira mudança no ângulo entre a direção das linhas imageadas e a direção do ponto subsatélite. A variação na imagem provocada por tal mudança é relativamente imperceptível ao usuário dos dados. A rotação na direção da linha imageada é diretamente proporcional ao ângulo de guinada. Para um observador, o efeito do ângulo de guinada produz o mesmo resultado que o provocado pela rotação da Terra. Para visada vertical nas proximidades do equador, o efeito do ângulo em guinada é em torno de 25 vezes menos pronunciado que o efeito da rotação da Terra (ao qual ele deve ser somado ou subtraído).

Efeito no caso de visada oblíqua: O fenômeno é essencialmente o mesmo que o descrito anteriormente, exceto pelo fato de a inclinação nos planos de visada conduzir à situação em que a rotação entre a direção das linhas imageadas e a

dada pelo movimento do ponto subsatélite não é mais diretamente proporcional ao ângulo de guinada, uma vez que existe um efeito de acoplamento entre este ângulo e o ângulo de arfagem. Dada a existência de tal acoplamento, a rotação combinada da direção das linhas imageadas pode, no caso menos favorável, atingir 0.2° . No caso de zonas alvo distantes algo em torno de 475 Km da linha seguida pelo ponto subsatélite, a rotação na direção das linhas imageadas produzida por um desvio em guinada pode resultar num deslocamento adicional do centro da cena paralelo ao movimento do ponto subsatélite. Para visada oblíqua de $\pm 27^\circ$, este deslocamento atinge algo em torno de 1500 m. O acoplamento entre os ângulos de guinada e arfagem é significativo para o caso de ângulos de visada, β , grandes. Tal acoplamento é estimado pela seguinte relação:

$$\Delta\theta_p = \theta_y \cdot \sin(\beta),$$

onde $\Delta\theta_p$ é a correção ao ângulo de arfagem anteriormente calculado,

$$\theta_p = \theta_{p0} - \Delta\theta_p,$$

obtida a partir do deslocamento linear do centro da linha imageada (adiantamento ou afastamento) causado pela rotação de um ângulo θ_y em torno do eixo de guinada. O ângulo de guinada utilizado é o efetivo, θ_y , já corrigido para a rotação da Terra.

Então, a partir da identificação de pontos dentro de uma imagem de sensoriamento remoto, pode-se obter, segundo o exposto nas seções anteriores, a atitude do veículo que realizou o imageamento, já corrigida, dada pelos ângulos θ_r , θ_p e θ_y .

3.4 - MORFOLOGIA MATEMÁTICA E CASAMENTO DE PADRÕES

A morfologia matemática constitui um corpo teórico sólido dedicado ao estudo de operadores (transformações) entre reticulados completos (Serra, 1988; Heijmans, 1994). É uma teoria dedicada à análise das estruturas espaciais com o objetivo de estudar a forma dos objetos, constituindo assim, uma ferramenta extremamente poderosa na extração de informação de imagens (Serra, 1982; Banon e Barrera, 1994). Um reticulado é um conjunto parcialmente ordenado onde o supremo e o ínfimo entre dois elementos existem (Birkhoff, 1967).

O problema do casamento de padrões ("template matching") consiste em identificar numa *imagem de busca* a localização de um padrão específico. Em algumas aplicações tal padrão é extraído de uma *imagem de referência*. Faria (1997) desenvolveu um algoritmo simples para o casamento de padrões baseados em uma área, definido dentro do contexto da morfologia matemática. O algoritmo foi aplicado com sucesso a um par de imagens (em níveis de cinza) de sensoriamento remoto de uma mesma cena (uma de referência outra de busca), encontrando a localização correta de três diferentes padrões. Devido às características de tal algoritmo e ao sucesso obtido na aplicação às imagens de sensoriamento remoto em níveis de cinza, seu uso na identificação de padrões dentro de imagens pancromáticas SPOT mostrou-se apropriado.

O algoritmo implementado por Faria possui uma representação morfológica para o problema de casamento de padrões em imagens em níveis de cinza. Tal representação é obtida através da composição de um operador de casamento de padrões com um operador de localização do nível de cinza máximo global. O processamento envolve uma imagem de referência e uma imagem de busca. Na imagem de referência é selecionada uma pequena área retangular contendo o padrão que se deseja encontrar na imagem de busca. Tal padrão é procurado na imagem de busca através de uma varredura

completa nesta. Neste processo de busca, cria-se uma imagem secundária com o resultado das comparações dos níveis de cinza entre a janela contendo o padrão de busca e a imagem de referência. Nesta imagem secundária, procura-se o ponto onde ocorre o nível de cinza máximo (global), obtendo-se, assim, a posição (linha e coluna) onde ocorre o melhor casamento dos padrões. Um exemplo deste procedimento é ilustrado pela Figura 3.6.

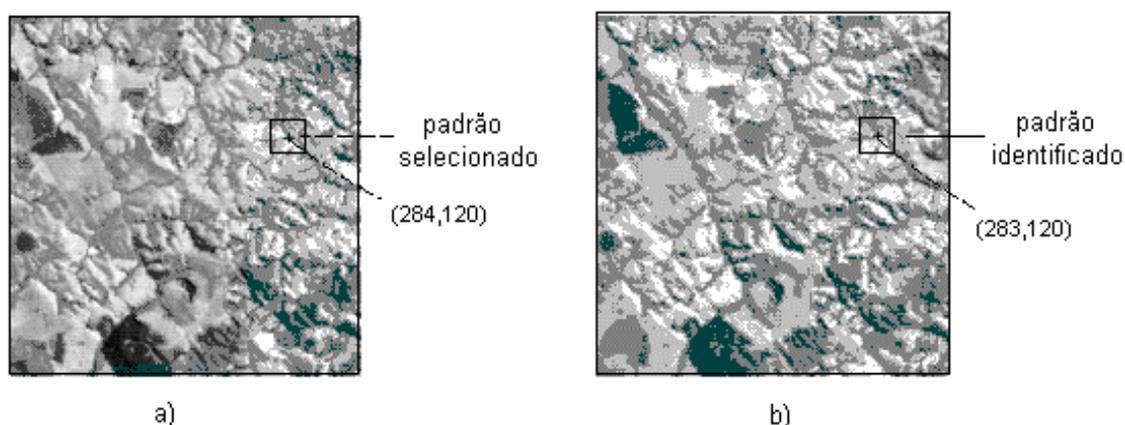


Fig. 3.6 – Exemplo de imagens: a) De referência e b) de busca.

Fonte: Banon e Faria (1997).

Este processamento foi realizado no sistema “KHOROS” (Khoral, 1998), com uso do software Khoros 2, especial para tratamento e processamento de imagens. Este sistema oferece um ambiente de programação visual denominado “Cantata”, o qual permite a visualização de todas as etapas do processamento da imagem SPOT e obtenção dos dados referentes à identificação das regiões de busca. As coordenadas geográficas verdadeiras dos marcos identificáveis foram inseridas no sistema para processamento conjunto com o casamento dos padrões, de maneira a permitir uma relação direta entre o ponto identificado e suas coordenadas terrestres verdadeiras. Para realizar o processamento necessário ao objetivo deste estudo, foi criada uma área de trabalho no Cantata denominada

“Alltask_final.wksp” (Figura 3.7). As tarefas executadas nesta área de trabalho são descritas a seguir.

A primeira caixinha da Figura 3.7, “Import SPOT image”, é responsável pela importação da imagem SPOT para o ambiente ou área de trabalho, onde ela será processada. Neste trabalho, por razões de velocidade, não foi utilizada a imagem completa (6000 X 6000), mas uma região dela (Figura 3.8) contendo alguns dos pontos a identificar. As duas caixinhas seguintes, “input ponto 5” e “input ponto 7”, encarregam-se da importação dos padrões de busca a serem identificados na imagem SPOT (no caso em questão foram utilizados os pontos 5 e 7 descritos na Seção 3.1). As caixinhas seguintes, “Sum_SupGen_Mean”, executam as medidas de similaridade entre os padrões de referência e a imagem de busca, utilizando o algoritmo implementado por Faria. Nas caixinhas “GMax_Rel”, as imagens contendo as medidas de similaridade são varridas para identificação do ponto (I,J) correspondente ao nível de cinza máximo global que, por sua vez, identifica o padrão procurado. Na seqüência, nas mesmas caixinhas, os pontos identificados na imagem de busca são associados aos dados geográficos conhecidos referentes a cada um deles (latitude, longitude e altitude), sendo então gerados os arquivos de saída “khoros1.dat” (referente à identificação do ponto 5) e “khoros2.dat” (referente à identificação do ponto 7). Estes arquivos contém os dados de identificação dos padrões na imagem SPOT, em termos de linha e coluna, (I,J), além dos dados geográficos citados.

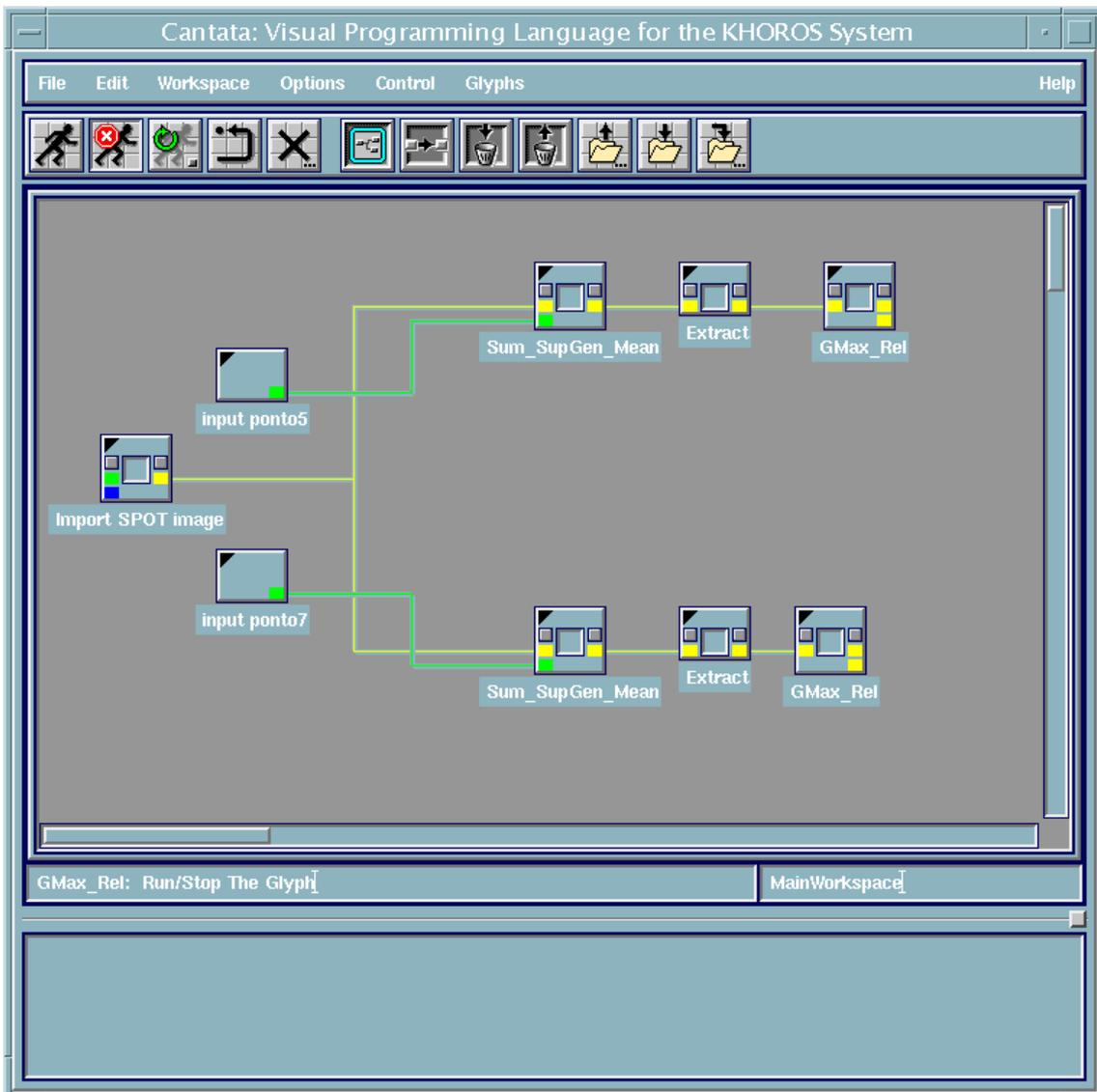


Fig. 3.7 – Imagem do “Cantata” (ambiente de programação visual do Khoros) que ilustra a área de trabalho “Alltask_final”.

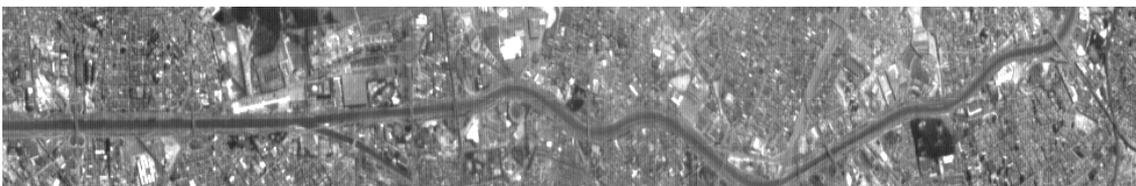


Fig. 3.8 – Trecho da imagem SPOT utilizada no processamento.

Observe-se que, com relação ao número de pontos que se deseja identificar, nada impede que se tenha mais linhas de busca na área de trabalho (iniciando por “input ponto n ” e terminando com o arquivo de saída “khoros n .dat”). Estes arquivos fornecerão dados de entrada para o programa “Alltask.for” que, a partir da identificação dos pontos e das efemérides do veículo, além do instante de início do imageamento, converte as informações em ângulos de atitude.

3.5 - O PROGRAMA "ALLTASK"

O programa "ALLTASK" (Apêndice C) utiliza as informações oriundas da saída do processamento da imagem SPOT, arquivos “khoros1.dat” e “khoros2.dat”, no cálculo da atitude do veículo que realizou o imageamento. A seqüência de tarefas realizadas para execução de tal finalidade foi discutida nas seções anteriores (Seções 3.2 e 3.3). O diagrama apresentado na Figura 3.9 ilustra as tarefas realizadas e sua seqüência.

3.5.1 - DADOS DE ENTRADA E SAÍDA DO PROGRAMA "ALLTASK"

Os dados dos pontos identificados (mínimo 2), aliados às efemérides do veículo, são utilizados como entrada para o programa. O programa efetua o cálculo da posição do veículo por interpolação das efemérides, a partir do dado de entrada “ t_0 ” (instante de início do imageamento).

Ponto 1:

Dados do primeiro pixel identificado:

I_1 - n^o de linha do pixel identificado

J_1 - nº de coluna do pixel identificado

$Vlat_1$ - latitude verdadeira (geocêntrica) do pixel identificado

$Vlong_1$ - longitude verdadeira do pixel identificado

Alt_1 – altitude do pixel identificado (m)

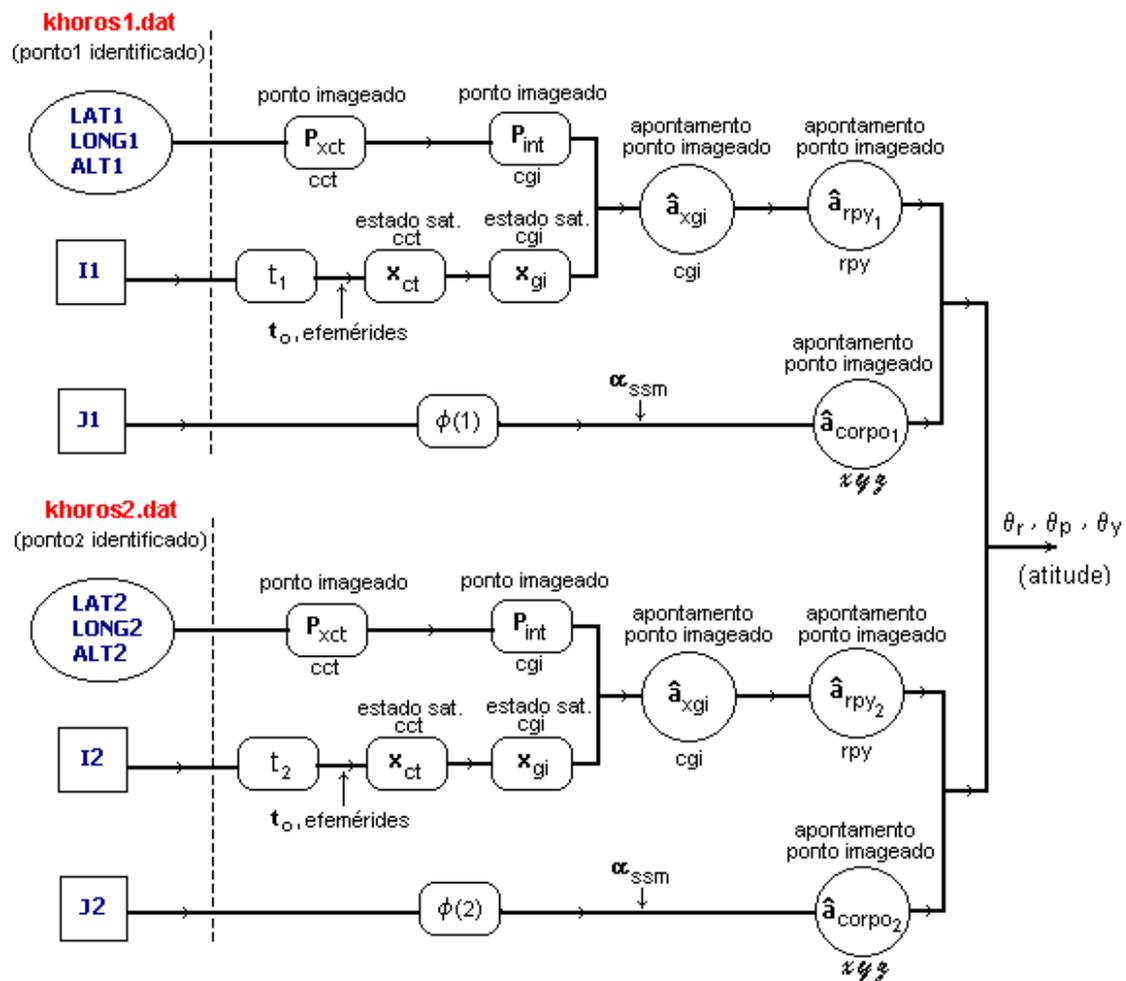


Fig. 3.9 – Diagrama esquemático do programa “Alltask.for”.

Obs.: cct = Sistema cartesiano terrestre;

cgi = sistema geocêntrico inercial;

rpy = sistema orbital de coordenadas;

XYZ = sistema fixo no corpo do satélite;

α_{ssm} = ângulo do espelho do HRV1.

Dados do segundo pixel identificado:

I_2 - nº de linha do pixel identificado

J_2 - nº de coluna do pixel identificado

$Vlat_2$ - latitude verdadeira (geocêntrica) do pixel identificado

$Vlong_2$ - longitude verdadeira do pixel identificado

Alt_2 – altitude do pixel identificado (m)

Como saída, o programa fornece os ângulos em rolamento, arfagem e guinada calculados a partir da identificação de pontos ("landmarks") na imagem de sensoriamento remoto analisada.

3.6 – A TAREFA COMPLETA

A tarefa completa engloba todos os aspectos discutidos até então e inclui: a) O processamento da imagem SPOT; b) a obtenção, a partir da análise de tal imagem, dos dados dos pixels identificados (coordenadas de imagem) via reconhecimento de padrões dentro da imagem – uso dos algoritmos de Faria (1997); c) a associação, por intermédio de um banco de dados, entre os pixels identificados com seus dados verdadeiros de latitude e longitude; d) compilação e execução de programas em Fortran; e) gerenciamento de uma seqüência pré estabelecida de tarefas a executar incluindo a circulação de arquivos de saída/entrada entre aplicativos diferentes.

Um ambiente de programação único que pudesse abranger todas as tarefas mencionadas foi escolhido. O processamento de imagens SPOT, com a finalidade de reconhecimento de padrões identificáveis e com uso das rotinas de morfologia matemática, já havia sido implementado com sucesso em ambiente UNIX com uso do software de processamento de imagens "KHOROS" (www.khoral.com). Por esse motivo, foram escolhidos o programa

citado para realização do processamento de imagens e o ambiente UNIX para realização da tarefa completa. Tal implementação foi possível com uso da máquina “Mainha” do departamento de mecânica do INPE. A Figura 3.10 apresenta esquematicamente a seqüência de tarefas que envolvem a tarefa completa.

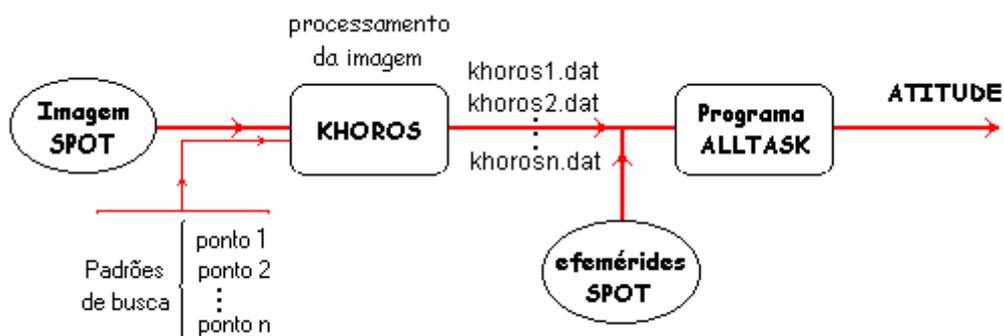


Fig. 3.10 – Diagrama esquemático da tarefa completa.

Um “script” (arquivo executável com comandos UNIX em ordem seqüencial), denominado “gilc22.csh”, foi criado para gerenciar a execução da tarefa completa. As linhas principais de tal arquivo são apresentadas e discutidas nas linhas a seguir.

Arquivo: “gilc22.csh”

Source k – Esta linha faz referência ao arquivo “k” que contém todos os comandos UNIX necessários para que a área de trabalho “Alltask_final.wksp” seja acessada e rodada no “cantata” sem que seja necessário realizar o modo visual de operação do programa. Como resultado, os arquivos “khoros1.dat” e “khoros2.dat” são produzidos;

Runall – Este comando compactado refere-se à “linkagem” de todos os programas e rotinas em Fortran 77 que fazem parte da tarefa completa, além

de rodá-los em seguida. Como resultado é criado o arquivo de saída “Alltask.out”, com os dados de atitude obtidos através dos cálculos realizados;

Alltask.out – Este comando aciona e executa o programa final com os resultados globais em termos de atitude obtidos (na saída do “Alltask.for”). Assim, a visualização dos resultados obtidos faz-se possível.

CAPÍTULO 4

RESULTADOS

Cálculo da atitude do satélite SPOT 2:

4.1 - CASO 1

Uso dos padrões representados pelos seguintes pontos :

Ponto 10: Via Anhanguera; saída da cidade de Jordanésia em direção à Jundiaí.

Ponto 11: Jundiaí. Proximidades do campo de futebol de Vila Mafalda.

Tais pontos foram escolhidos por se apresentarem bastante nítidos na imagem SPOT utilizada, portanto de fácil reconhecimento, além de se localizarem próximos ao canto 1 da imagem (C1 – canto superior esquerdo), o que permitiu o uso de apenas uma fração da imagem quando do seu processamento com vistas à busca e identificação dos padrões representados pelos pontos. O uso de apenas uma fração da imagem (± 3 Megabytes) ao invés da utilização da imagem completa (± 40 Megabytes) apresenta vantagens óbvias com relação ao tempo necessário para realização da tarefa de processamento da mesma. A identificação geográfica (latitude, longitude e altitude) dos pontos foi realizada com auxílio de cartas topográficas das cidades de Jundiaí e Santana do Parnaíba (IGGB, 1971) em escala 1/100.000.

Resultados do caso 1: Com uso dos pontos 10 e 11, efetuada a tarefa completa (descrita nas seções anteriores), os ângulos de atitude calculados foram os seguintes:

$$\theta_{\text{rolamento}} \cong -0.389^\circ$$

$$\theta_{\text{arfagem}} \cong 0.367^\circ$$

O fato de tais ângulos se apresentarem muito grandes com relação ao esperado (em torno de 0.15°), está diretamente relacionado com a precisão na obtenção de seus dados geográficos, no caso em questão obtidos a partir da carta topográfica em escala 1/100.000. Um ponto identificável a olho nú em uma tal carta tem algo em torno de 1mm^2 . Pois bem, embutido nesse mm^2 visível na carta utilizada tem-se uma área de 10.000 m^2 ($100\text{m} \times 100\text{m}$). A resolução da imagem pancromática SPOT, que equivale a 1 pixel, é de $10\text{m} \times 10\text{m}$; uma área de $100\text{m} \times 100\text{m}$ equivale na imagem a 10×10 pixels², isto significa que o ponto identificado na imagem com coordenadas (I,J) tem nele embutido uma imprecisão de ± 10 pixels. Tal imprecisão, por si, é suficiente para resultar em erros na determinação equivalentes a ± 10 pixels ($\cong 0.007^\circ$ em rolamento e/ou arfagem e, segundo a Seção seguinte, maiores que 0.3° em guinada). Uma imprecisão relacionada que resulta também em grande erro é a devida à leitura na carta topográfica da localização de um ponto. As cartas utilizadas tem 1 minuto de grau ($1'$) como sua menor divisão. Supondo cartas perfeitas, qualquer leitura tomada a partir delas tem um erro mínimo de $\pm 0.5'$, isto é, qualquer leitura tomada encontra-se dentro de uma faixa de $1'$ em torno do valor lido. Uma grandeza angular de $1'$ a partir do centro da Terra corresponde a uma distância linear sobre a superfície da Terra de 1856m que, por sua vez, corresponde a um desvio na atitude do veículo (altitude 830Km) de aproximadamente 0.13° (em rolamento). Por esses motivos, a precisão nos dados de entrada (coordenadas geográficas reais obtidas em carta topográfica de pontos identificáveis na imagem) para os programas que calculam a atitude a partir da associação de coordenadas geográficas a pontos identificados na imagem é de suma importância para a operação bem sucedida dos mesmos. De fato, conclui-se da experiência adquirida nos cálculos que envolvem o caso

1 descrito, que a tomada dos dados a partir de uma carta na escala 1/100.000 não representa benefício a altura do pretendido, porque a indefinição no apontamento do eixo ótico leva a erros propagados ainda maiores que os 0.13° (em torno dos eixos de rolamento e arfagem) comentados (o erro em guinada é mais afetado pela indefinição no apontamento – vide Seção seguinte), além de embutir dificuldades adicionais à operação dos programas que calculam a atitude.

Uma outra questão referente à identificação de pontos numa imagem também incorpora erros aos cálculos. Como resultado do imageamento de um marco identificável, os “pontos identificáveis” comentados, tem-se na verdade regiões representadas na imagem por grupamentos de pixels. Pois bem, quando da identificação de um marco e da atribuição a ele de coordenadas de imagem, (i_0, j_0) , o que se faz, a exemplo do que ocorre com os sensores de estrelas, é identificar o centróide da região onde se encontra o marco a identificar. Naturalmente há erros inerentes a este processo. Um dos mais claros leva a consideração de um desvio mínimo no número (i_0, j_0) identificado. Neste caso, tendo os marcos utilizados (Ponte do Limão, Ponte Aricanduva, etc.) um tamanho equivalente a pelo menos 10 pixels (largura), os seus centros foram tomados com um desvio de ± 3 pixels, isto é, a um valor de (i_0, j_0) obtido a partir do reconhecimento de determinado marco na imagem, acrescenta-se um desvio de ± 3 unidades $(i_0 \pm 3, j_0 \pm 3)$. Tal consideração conduz a desvios máximos nos valores da atitude calculada de aproximadamente 0.001° em rolamento e 0.1° em arfagem (dados obtidos a partir de simulação com uso do programa “ALLTASK” para as diferentes combinações possíveis dos valores de $i = i_0 \pm 3$ e $j = j_0 \pm 3$). Uma melhor resolução da imagem utilizada, como resultado dos avanços constantes na tecnologia de imageadores CCD, associada à melhor determinação das coordenadas geográficas dos pontos identificáveis sobre a superfície da Terra (mapas mais precisos ou, quem sabe, uso de tecnologia GPS), deve levar os desvios máximos nos valores da atitude calculada para patamares ainda

menores que os obtidos.

A experiência adquirida no caso 1 conduziu ao caso 2, a seguir, onde os dados geográficos foram tomados de uma carta em escala 1/12.500.

Obs.: Os erros em torno do eixo de guinada não foram apresentados nesta primeira parte, pois os cálculos envolvendo tais ângulos também detectam o efeito da rotação da Terra durante o imageamento dos pontos utilizados. Também, o acoplamento entre os erros em arfagem e guinada não foi considerado neste primeiro caso. Nos resultados posteriores os efeitos citados são calculados e descontados.

4.2 - CASO 2

Uso dos padrões representados pelos seguintes pontos :

Ponto 5: Ponte Aricanduva sobre o rio Tietê (São Paulo capital).

Ponto 7: Ponte do Limão sobre o rio Tietê (São Paulo capital).

A carta da cidade de São Paulo obtida (IGGB, 1972) apresenta o mapa da cidade em escala 1/12.500, o que leva a resultados bem melhores em termos de cálculos envolvendo a atitude do satélite. Os menores ângulos de atitude, assim como determinados com uso de tais pontos:

$$\theta_{\text{rolamento}} \cong 0.03^{\circ}$$

$$\theta_{\text{arfagem}} \cong -0.02^{\circ}$$

$$\theta_{\text{guinada}} \cong 0.11^{\circ}$$

Os erros apresentados correspondem aos melhores valores (indicando melhor precisão) dentro de uma faixa obtida a partir de uma variação de no máximo três unidades nos números de linha e coluna ($I = I_0 \pm 3$, $J = J_0 \pm 3$), utilizando todas as combinações possíveis para I e J. Os valores de J, dentro da variação de ± 3 unidades, não influíram significativamente nos resultados obtidos.

Para cada valor dentro das 2401 combinações possíveis de I e J, os ângulos de rolamento, arfagem e guinada foram calculados. Os valores obtidos para tais ângulos foram supostos distribuídos normalmente. Os resultados de tal distribuição estatística, obtidos com auxílio do processador matemático Mathcad 7.0 (Mathsoft, 1997), em termos dos seus valores médios e desvios padrão, σ , são apresentados a seguir.

Obs: Ângulo = desvio médio $\pm \sigma$.

Rolamento: $(0.035 \pm 2.5 \times 10^{-6})^\circ$

Arfagem: $(-0.039 \pm 7.1 \times 10^{-5})^\circ$

Guinada: $(0.432 \pm 0.0228)^\circ$

Em termos de rolamento e arfagem, os valores médios são praticamente idênticos aos melhores valores obtidos, indicando certa tolerância no apontamento de características identificadas no solo e na determinação da atitude a partir delas (ao menos dentro da faixa de incerteza utilizada ± 3 unidades).

Os resultados em arfagem e guinada superam a expectativa, a medida que superam a precisão obtida pelo sistema SPOT 0.15°). Já o valor

médio para o ângulo de guinada obtido representa o dobro da precisão oferecida pelo sistema SPOT. Ainda assim, o melhor resultado obtido, 0.11° , equivale à precisão SPOT.

CAPÍTULO 5

CONCLUSÕES, COMENTÁRIOS E DESENVOLVIMENTOS FUTUROS

5.1 – CONCLUSÕES

A precisão na detecção da atitude do sistema original SPOT, 0.15° (SPOT e CNES, 1988), pôde ser melhorada pelo uso apropriado do imageamento, supondo este uma parte do AOCS.

Os melhores resultados obtidos na determinação da atitude do veículo imageador:

$$\theta_{\text{rolamento}} \cong 0.03^\circ$$

$$\theta_{\text{arfagem}} \cong -0.02^\circ$$

$$\theta_{\text{guinada}} \cong 0.11^\circ.$$

As médias dos ângulos de atitude e desvios padrão destas obtidos a partir de uma variação de no máximo três unidades nos números de linha e coluna ($I = I_0 \pm 3$, $J = J_0 \pm 3$), assim como identificados pelo programa reconhecedor de padrões, utilizando todas as combinações possíveis para I e J (2401 combinações possíveis de I e J):

$$\text{Rolamento: } (0.035 \pm 2.5 \times 10^{-6})^\circ$$

$$\text{Arfagem: } (-0.039 \pm 7.1 \times 10^{-5})^\circ$$

$$\text{Guinada: } (0.432 \pm 0.0228)^\circ$$

Em termos de rolamento e arfagem, os valores médios são praticamente idênticos aos menores valores obtidos (mais precisos), indicando certa tolerância no apontamento de características identificadas no solo e na determinação da atitude a partir delas (ao menos dentro da faixa de incerteza utilizada ± 3 unidades). Tais valores, quando comparados à precisão obtida pelo sistema de controle e determinação de atitude dos satélites SPOT (0.15°), confirmam a possibilidade de utilização da técnica desenvolvida no refinamento da atitude do veículo obtida por outros meios. Dessa maneira, fica demonstrada a possibilidade e a viabilidade da utilização das imagens de sensoriamento remoto na determinação e refinamento da atitude do satélite, a partir da incorporação do instrumento imageador, no caso o HRV, ao sistema de controle e determinação da atitude, no papel de sensor de atitude.

O ângulo médio de guinada obtido representa o dobro da precisão oferecida pelo sistema SPOT; entretanto, o melhor resultado obtido dentro da faixa de variação de ± 3 unidades no número de linha, 0.11° , equivale à precisão SPOT (é bom lembrar que uma tal variação equivale a uma imprecisão de $\pm 30\text{m}$ na característica posição do veículo ao longo da órbita. No manual SPOT (SPOT e CNES, 1988) é possível verificar que a precisão nos dados de posicionamento orbital do veículo obtidos após a passagem do mesmo, a lista de efemérides utilizada, é de aproximadamente 100 m ao longo da órbita (e nos outros dois eixos também). Portanto, a variação de ± 3 unidades em linha e coluna utilizada é razoável e encontra-se bem dentro da faixa de incerteza existente).

A precisão alcançada é obtida sem suposição de inclusão de qualquer item adicional de hardware.

5.2 – COMENTÁRIOS E DESENVOLVIMENTOS FUTUROS

O sucesso na simulação da utilização do instrumento imageador como sensor de atitude estabelece a possibilidade de um novo grau de redundância, no tocante ao sistema de controle de órbita e atitude (AOCS) do veículo, que, se bem ponderada em todas as suas potencialidades, poderá conduzir a economias sensíveis no planejamento dos sistemas de controle de atitude de veículos futuros. Um exemplo de tal economia reside na possibilidade de o instrumento imageador tornar-se um integrante do sistema no papel de um sensor de atitude e, quem sabe, possa vir a substituir um outro sensor do sistema, uma vez que a precisão obtível na determinação da atitude com sua utilização é melhor que a obtida atualmente pelo sistema SPOT com uso de sensores solares e de horizonte (de Brum, 1993). Neste sentido, espera-se contribuir significativamente para a melhoria do desempenho dos sistemas de controle automáticos dos satélites de SR, uma vez que se possa integrar a ele a informação proveniente do processamento das imagens obtidas.

O limite da precisão obtível em um refinamento com uso de tal técnica não foi objeto deste estudo, no entanto é função clara do conhecimento que se tenha à respeito do estado do veículo, da resolução do instrumento imageador e da precisão, em termos de localização geográfica verdadeira, dos pontos tabelados utilizados para identificação de padrões na imagem. Tal estudo preciso fica indicado para o futuro próximo.

As correções em atitude devem poder ser calculadas à bordo e as correções devidas efetuadas em tempo real. A utilização neste trabalho do estado do veículo assim como conhecido após a sua passagem, as efemérides, embute um atraso (de minutos, no caso tradicional SPOT, onde as efemérides são oferecidas junto com a imagem em intervalos de minutos antes e depois do imageamento) na realização do cálculo das correções em atitude.

A utilização de algum método que estime com precisão suficiente o estado do veículo a partir de um certo número de observações anteriores do mesmo pode vir a diminuir esse atraso. O uso de um integrador comum, o “FGPROV” (biblioteca ORBA de rotinas em Fortran (Kuga et al., 1980-1990)), que, a partir de um estado inicial X_0 e de um intervalo de tempo dt , realiza a integração e obtenção do estado X_1 no instante $t_1=t_0 + dt$, não resultou em boa determinação da atitude e serviu para mostrar a importância, para os resultados do trabalho, do conhecimento preciso do estado do veículo durante o imageamento. Um estudo sobre os resultados obtíveis com conhecimento do estado equivalente ao que se obtém com uso de equipamento GPS seria indicado para o futuro.

Os desvios padrão dos valores médios da atitude calculada, obtidos a partir de simulação com uso do programa “ALLTASK” para as diferentes combinações possíveis dos valores de $i = i_0 \pm 3$ e $j = j_0 \pm 3$, tendem a diminuir ainda mais conforme a melhor resolução da imagem utilizada (há avanços constantes na tecnologia de imageadores CCD) seja associada à melhor determinação das coordenadas geográficas dos pontos identificáveis sobre a superfície da Terra (uso de mapas precisos e/ou tecnologia GPS). A resolução dos instrumentos imageadores, bem como a precisão na determinação das coordenadas geográficas de pontos sobre a superfície da Terra têm crescido no decorrer do tempo e a tendência atual indica melhores resoluções e maior precisão em futuro próximo (ASPRS, 1997).

O “software” identificador dos padrões no solo não foi extensivamente testado com relação à sua robustez (capacidade de reconhecer pontos procurados mesmo em condições adversas de obtenção das imagens: Cobertura, iluminação, ângulo de incidência, etc). Neste trabalho, as imagens de busca dos pontos a identificar na imagem SPOT foram extraídas da imagem original processada para simular condições meteorológicas distintas. O processamento, realizado com uso do programa

Thumbs Plus 3.0 (Cerious Software, 1993-1997), incluiu a diminuição do contraste (-25%) e da iluminação (-11%) da imagem pancromática SPOT. Em tais circunstâncias, a operação do programa identificador demonstrou-se completamente satisfatória.

O método algébrico utilizado neste trabalho para determinação dos ângulos de atitude faz uso da informação proveniente da identificação de dois pontos (ou padrões) dentro de uma imagem completa. A precisão na determinação da atitude depende, neste caso, grandemente da precisão dos dados do vetor utilizado como base para o desenvolvimento do método. A existência de mais informações referentes ao reconhecimento de mais pontos dentro de uma mesma imagem é, neste caso, desprezada. O resultado da busca de uma solução exata para o problema algébrico leva a complicações matemáticas adicionais oriundas da imprecisão das informações utilizadas (posição do veículo, movimento deste durante o imageamento, movimento da Terra, paralaxe, etc.). Em tais circunstâncias, talvez fosse mais adequado o uso de um método que fizesse uso de toda a informação disponível na busca pela melhor identificação possível para os ângulos de atitude. Wahba (1966), em seu trabalho, propõe a obtenção da matriz de atitude A_T através da minimização do resíduo quadrático mínimo referente às n observações dos vetores com as direções identificadas.

$$\text{Min } J(A) = \frac{1}{2} \sum_j k_j \{ \hat{a}_j^{\text{rpy}} - [A_T] \cdot \hat{a}_j^{\text{xyz}} \}^2$$

Desta forma, as observações são consideradas imprecisas e todas elas entram conjuntamente no cálculo da atitude que melhor as representa, segundo o método dos mínimos quadrados. Para o prosseguimento do trabalho é recomendável o uso de um algoritmo semelhante ao proposto por Wahba.

Com relação ao processamento da imagem à bordo, com vistas à

determinação da atitude do veículo, sugere-se para o futuro que as imagens destinadas a tal finalidade sofram um pré-processamento antes de adentrarem os programas de busca e identificação de padrões. Em tal pré-processamento, apenas os dados considerados relevantes à tarefa de determinação da atitude do veículo permaneceriam na imagem. Os dados dispensáveis poderiam ser “limpos” da imagem. É importante observar aqui que o pré-processamento sugerido tem por objetivo apenas a retirada da imagem dos dados considerados irrelevantes para a determinação da atitude do veículo, sem contudo alterar o posicionamento original dos pixels obtido quando do imageamento. Este tipo de processamento prévio de imagens tem sido utilizado com sucesso na navegação óptica da nave GALILEO (NASA/JPL, 1998); desta maneira, foi possível reduzir o tempo de recebimento das imagens de navegação a partir da redução do conteúdo normal de mais de 5 Megabits de uma imagem científica convencional para 24 Kbits em uma imagem contendo apenas a informação essencial para assegurar o apontamento apropriado da nave (Figura 5.1).

Embora obtidos para o sistema SPOT de satélites de sensoriamento remoto, os resultados aqui apresentados podem ser aplicados a quaisquer sistemas imageadores que utilizem tecnologia CCD, uma vez observadas as restrições referentes à resolução das imagens obtidas.



Fig. 5.1 – Imagem de navegação da lua Ganymede feita pela nave GALILEO.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

American Society for Photogrammetry and Remote Sensing. **Remote sensing satellites for the next decade**. [online].

<<http://www.ccrs.nrcan.gc.ca/ccrs/tekrd/satsens/sats>>. July, 1997.

Banon, G. J. F.; Barrera, J. Set operator decomposition and conditionally translation invariant elementary operators. In: Serra, J.; Soille, P. **Mathematical morphology and its applications to image processing**. Dordrecht, Netherlands: Kluwer Academic Publishers, 1994. p. 5-12.

Banon, G. J. F.; Faria, S. D. Morphological approach for template matching. In: Brazilian Symposium on Computer Graphics and Image Processing. Campos do Jordão, Oct. 14-17, 1997. **Proceedings**. Los Alamitos: IEEE Computer Society, 1997. p. 171-177.

Birkhoff, G. **Lattice theory**. 3. ed. Providence, Rhode Island: American Mathematical Society, 1967.

Brum, Antonio G. V. de **Modelagem matemática em computador digital de sensores de horizonte para satélites de baixa altitude**. São José dos Campos. 139p. (INPE-5968-TDI/572). Dissertação (Mestrado em Ciências Espaciais, Mecânica Espacial e Controle) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, SP, 1993.

Candeias, Ana L. **Aplicação da morfologia matemática à análise de imagens de sensoriamento remoto**. São José dos Campos. 188p. (INPE-6340-TDI/592). Tese (Doutorado em Computação Aplicada) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, SP, 1997.

Cerious Software **Thumbs Plus 3.0**. [programa de computador]. Charlotte NC, USA. 1993-1997.

Cotter, C. H. Navigation. In: **The new grolier multimedia encyclopedia**. Release 6. [CD ROM]. Santa Clara, CA: The Software Toolworks inc., 1993.

Escobal, P. R. **Methods of orbit determination**. John Wiley and Sons, Inc., New York, 1965.

Faria, Sérgio D. **Uma abordagem morfológica para o casamento de padrões**. São José dos Campos. 101p. (INPE 6346 - TDI/597).
Dissertação (Mestrado em Computação Aplicada) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, SP, 1997.

Hambrick, L. N.; Phillips, D. R. **Earth locating image data of spin-stabilized geosynchronous satellites**. Washington, DC: NOAA. August 1980. (NESS Technical Memorandum 111).

Hedgley Jr., David R. **An exact transformation from geocentric to geodetic coordinates for nonzero altitudes**. Edwards, CA: Flight Research Center, March 1976. (NASA TR R-458).

Heijmans, H. J. A. M. **Morphological image operators**. Advances in Electronics and Electron Physics. Supplement 24. Boston: Academic Press, 1994.

Humes, A. F. P. de C.; Melo, I. S. H.; Yoshida, L. K.; Martins, W. T. **Noções de cálculo numérico**. São Paulo: Makron books, 1984.

Instituto Geográfico e Geológico do Brasil. **Mapa topográfico da cidade de Jundiaí**, SP. Escala 1:100.000, folha SF-23-Y-C-III-1. 1ª ed., 1971. a.

Instituto Geográfico e Geológico do Brasil. **Mapa topográfico da cidade de Santana do Parnaíba**, SP. Escala 1:100.000, folha SF-23-Y-C-III-1. 1^a ed., 1971. b.

Instituto Geográfico e Geológico, Coordenadoria da Pesquisa de Recursos Naturais, Secretaria da Agricultura do Governo do Estado de São Paulo. **Mapa Cartográfico da cidade de São Paulo**. Escala 1/12.500. Edição 1971 – 1972.

Kaplan, M. H. Modern spacecraft: Guidance and control 1976. In: **The New grolier multimedia encyclopedia**. Release 6 [CD ROM]. The Software Toolworks inc., Santa Clara, CA, 1993.

Kayton, M. **Navigation: land, sea, air & space**. IEEE Press Selected Reprint Series. New York, NY, 1989.

Khoral systems, Inc.. **Khoros 2**. [programa de computador]. 1998. (<http://www.khoral.com>).

Kuga, H.K.; Carrara, V; Medeiros, V.M.; Guedes, Ulisses T. V. **ORBA – Biblioteca de rotinas em FORTRAN**. [programas de computador]. Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, 1980 - 1990.

MathSoft **Mathcad 7 professional**. [programa de computador]. Cambridge, MA, 1997. (<http://www.mathsoft.com>).

NASA. **Jet propulsion laboratory**. Galileo home page. [online]. <<http://www.jpl.nasa.gov/galileo>>. 1998.

Sabins Jr., Floyd F. **Remote sensing, principles and interpretation**. 2.ed. New York: W. H. Freeman, 1987.

Santos, Ailton C. dos **Simulação de imagens de sensores com largo campo de visada a partir de imagens de sensores com menor campo de visada: O caso SSR/TM**. São José dos Campos. 142p. (INPE-5378-TDI/473). Dissertação (Mestrado em Sensoriamento Remoto) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, SP, 1992.

Serra, J. **Image analysis and mathematical morphology**. London: Academic Press, 1982.

Serra, J. **Image analysis and mathematical morphology**. London: Academic Press, 1988. V.2.

SPOT IMAGE, CNES **SPOT user's handbook**: reference manual. 1988. V.2.

SPOT IMAGE, CNES **SPOT user's handbook**: SPOT handbook. 1988. V.1.

SPOT Image web page. [online]. <<http://www.spot.com>>. Mar. 1999.

Wahba, G. A Least Squares Estimate of Satellite Attitude. **SIAM Review**, p.385-386, July, 1966.

Wertz, J. R. **Spacecraft attitude determination and control**. Amsterdam: D. Reidel Publishing, 1978.

APÊNDICE A

SISTEMAS DE REFERÊNCIA

Neste trabalho os sistemas geocêntricos terrestres utilizam o elipsóide de referência de 1980 (GRS80: “Geodetic Reference System”) (SPOT Image e CNES, 1988), onde

$$R_{\text{equador}} = 6378.137 \text{ Km}$$

$$R_{\text{polar}} = 6356.7523 \text{ Km}$$

$$\text{“Achatamento”} = R_{\text{eq}}^2 / R_{\text{p}}^2 = 1.0067395$$

Obs.: Mais usualmente, entende-se por achatamento o valor de $(R_{\text{eq}} - R_{\text{p}}) / R_{\text{eq}}$.

A.1 - SISTEMA GEOCÊNTRICO INERCIAL (XYZ, X → Υ)

É um sistema destrógiro, tal que $\hat{Z} = \hat{X} \times \hat{Y}$,

com eixo X passando pelo ponto de equinócio vernal (Υ), eixo Y a 90° no sentido anti-horário e eixo Z na direção do pólo norte celeste.

A.2 - SISTEMA CARTESIANO TERRESTRE (xyz, x → Greenwich)

Sistema destrógiro geocêntrico que tem o equador como plano fundamental. O eixo x aponta para o cruzamento entre a linha do equador e o meridiano de Greenwich, eixo y a 90° no sentido anti-horário e eixo z na direção do pólo norte terrestre ($\hat{x} \times \hat{y} = \hat{z}$). O sistema é ilustrado na Figura B.1.

A.3 - COORDENADAS GEOGRÁFICAS OU GEODÉTICAS (LATITUDE, LONGITUDE, ALTITUDE)

Utiliza o GRS80 (SPOT e CNES, 1988). A latitude é definida com relação à vertical local. A altitude é definida perpendicularmente à geóide local (Escobal, 1965). A latitude geodética e a longitude são tomados a partir de uma transformação das coordenadas cartesianas terrestres. Neste trabalho utilizamos uma rotina da biblioteca “ORBA” de rotinas em FORTRAN (Kuga et al., 1980-1990) para efetuar tal transformação.

A.4 - COORDENADAS GEOCÊNTRICAS DE LATITUDE E LONGITUDE

Sistema baseado no cartesiano geocêntrico. O plano fundamental é o do Equador (Figura B-1). A latitude é a medida do ângulo geocêntrico desde o equador até o paralelo local. A longitude é o ângulo sobre o Equador (a oeste) desde o meridiano de Greenwich até o meridiano local.

A.5 - SISTEMA FIXO NO CORPO DO SATÉLITE (x y z)

É um sistema destrógiro, preso ao corpo do satélite, com origem no centro de massa do mesmo e tal que $\vec{x} \times \vec{y} = \vec{z}$. As direções dos eixos são dadas na Figura A.1. Em condição de erro nulo em atitude, os sistemas orbital (rpy) e do corpo (xyz) são coincidentes.

A. 6 - SISTEMA FIXO NA ÓRBITA (r p y)

O sistema rpy (r =“roll” ou rolamento, direção da órbita; p =“pitch” ou arfagem, perpendicular à órbita; y (“yaw” ou guinada, aponta para o centro da Terra), é um sistema destrógiro, com origem no centro de massa do satélite, fixo à órbita do mesmo e tal que $\vec{r} \times \vec{p} = \vec{y}$. Em caso de erro nulo em

atitude, temos a coincidência entre este sistema e o sistema fixo no corpo do satélite: $x \equiv r$, $y \equiv p$ e $z \equiv y$.

As direções dos eixos são dadas na Figura A.1 a seguir.

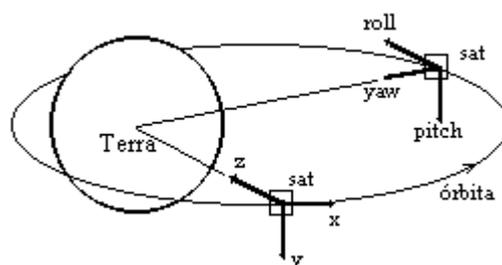


Fig. A.1 - Sistemas orbitais rpy (fixo à órbita) e xyz (fixo ao satélite).

APÊNDICE B

TRANSFORMAÇÕES ENTRE SISTEMAS DE COORDENADAS

B.1 - TRANSFORMAÇÃO: LATITUDE E LONGITUDE GEOCÊNTRICAS A PARTIR DAS COORDENADAS GEOCÊNTRICAS INERCIAIS

Tomando-se o ponto \vec{P}_{int} , em coordenadas inerciais, com suas coordenadas dadas por

$$\vec{P}_{int} = (P_X, P_Y, P_Z).$$

A latitude geocêntrica Φ' (Figura B.1) do ponto em questão é dada simplesmente por

$$\text{tg}(\Phi') = \frac{P_Z}{\sqrt{P_X^2 + P_Y^2}}$$

A longitude (a leste) λ_E não é tão diretamente obtível. Para o seu cálculo é necessário conhecer o tempo sideral θ do ponto imageado pelo pixel (I,J) no instante t_i (ver Figura B.1), bem como o tempo sideral de Greenwich θ_g (posição do meridiano de Greenwich), a leste de $X \equiv Y'$, no instante t_i (Escobal, 1985).

$$\lambda_E = \theta - \theta_g$$

com θ dado por

$$\text{tg}(\theta) = P_Y / P_X$$

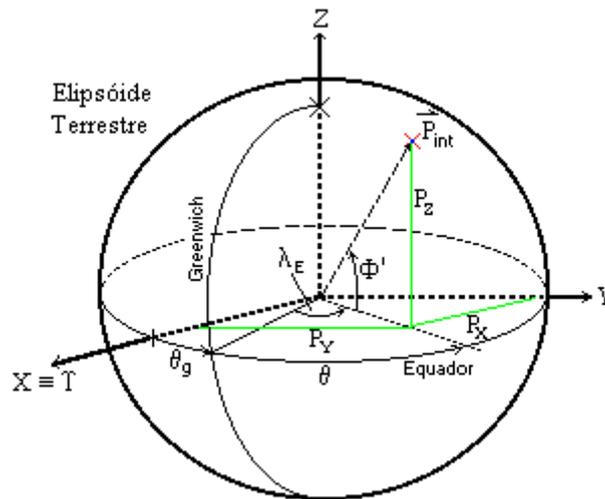


Fig. B.1 - Cálculo da latitude e longitude geocêntricas.

Obs.: θ, λ_E : Ângulos positivos no sentido anti-horário, conforme vistos de +Z;

$0 \text{ hr} \leq \theta \leq 24 \text{ hr}$ ou $0 \leq \theta \leq 2\pi$.

$0^\circ \leq \lambda_E \leq 360^\circ$. Se $\lambda_E < 0 \Rightarrow \lambda_E = 360^\circ + \lambda_E$; Se $\lambda_E > 360^\circ \Rightarrow \lambda_E = \lambda_E - 360^\circ$.

$-90^\circ \leq \Phi' \leq 90^\circ$. Positivo ao norte do Equador.

Dentro da biblioteca "ORBA" (Kuga et al., 1980-1990) de rotinas em FORTRAN encontram-se as rotinas que obtêm a data Juliana e o tempo sideral de Greenwich, necessários para obtenção das coordenadas cartesianas terrestres, a partir das geocêntricas inerciais. Também, dentro da mesma biblioteca encontram-se as rotinas que realizam os cálculos descritos acima.

B.2 - TRANSFORMAÇÃO PARA INCLUIR A ATITUDE: COORDENADAS FIXAS NO CORPO DO SATÉLITE (xyz) PARA COORDENADAS FIXAS À ÓRBITA (rpy).

A matriz "A_T" foi desenvolvida com o especial objetivo de rotacionar o vetor eixo ótico, \hat{a}_{xyz} (coordenadas do corpo), redirecionando-o de acordo com os desvios em atitude do satélite (ver transposta da matriz 3-2-1, Wertz, 1978, pp. 764). O vetor \hat{a}_{rpy} representa o mesmo vetor eixo ótico levando-se em consideração a atitude do veículo.

$$\hat{a}_{rpy} = A_T * \hat{a}_{xyz}$$

$$A_T = \begin{bmatrix} c\theta_p \cdot c\theta_y & -c\theta_r \cdot s\theta_y + s\theta_r \cdot s\theta_p \cdot c\theta_y & s\theta_r \cdot s\theta_y + c\theta_r \cdot s\theta_p \cdot c\theta_y \\ c\theta_p \cdot s\theta_y & c\theta_y \cdot c\theta_r + s\theta_y \cdot s\theta_p \cdot s\theta_r & -s\theta_r \cdot c\theta_y + c\theta_r \cdot s\theta_p \cdot s\theta_y \\ -s\theta_p & s\theta_r \cdot c\theta_p & c\theta_r \cdot c\theta_p \end{bmatrix}$$

Onde,

$$c\theta = \cos(\theta) \quad \text{e} \quad s\theta = \sin(\theta),$$

θ_r = Desvio em rolamento,

θ_p = Desvio em arfagem e

θ_y = Desvio em guinada.

B.3 - TRANSFORMAÇÃO: COORDENADAS GEOCÊNTRICAS INERCIAIS A PARTIR DAS COORDENADAS ORBITAIS.

A transformação descrita é realizada para obtenção das coordenadas geocêntricas inerciais do vetor de apontamento, \hat{a} , a partir do centro de massa do satélite, e a posterior identificação do ponto interseção entre este e a superfície terrestre, P_{int} . Tal transformação é realizada com auxílio da matriz R_1 dada a seguir:

$$\text{eps} = \text{arg} + n_i$$

$$R1(1,1) = -\text{sen}(\text{eps}) * \text{cos}(\text{omg}) - \text{cos}(\text{eps}) * \text{sen}(\text{omg}) * \text{cos}(\text{inc})$$

$$R1(1,2) = -\text{sen}(\text{inc}) * \text{sen}(\text{omg})$$

$$R1(1,3) = \text{sen}(\text{omg}) * \text{cos}(\text{inc}) * \text{sen}(\text{eps}) - \text{cos}(\text{eps}) * \text{cos}(\text{omg})$$

$$R1(2,1) = \text{cos}(\text{omg}) * \text{cos}(\text{inc}) * \text{cos}(\text{eps}) - \text{sen}(\text{omg}) * \text{sen}(\text{eps})$$

$$R1(2,2) = \text{cos}(\text{omg}) * \text{sen}(\text{inc})$$

$$R1(2,3) = -\text{cos}(\text{omg}) * \text{cos}(\text{inc}) * \text{sen}(\text{eps}) - \text{sen}(\text{omg}) * \text{cos}(\text{eps})$$

$$R1(3,1) = \text{sen}(\text{inc}) * \text{cos}(\text{eps})$$

$$R1(3,2) = -\text{cos}(\text{inc})$$

$$R1(3,3) = -\text{sen}(\text{inc}) * \text{sen}(\text{eps})$$

Onde,

Arg = Argumento do perigeo

Ni = Anomalia verdadeira

Omg = Ascensão reta do nodo ascendente da órbita

Inc = Inclinação da órbita

APÊNDICE C

LISTAGEM DOS PROGRAMAS

C.1 – PROGRAMA "ALLTASK.FOR"

PROGRAM ALLTASK

```
=====
C ESTE PROGRAMA CALCULA DESVIOS NA ATITUDE DO VEICULO DE S.R. A
C PARTIR DA IDENTIFICACAO DE PONTOS NUMA IMAGEM SR. OS DADOS DO
C SPOT2 FORAM USADOS NA MODELAGEM INICIAL. DOIS PONTOS IDENTIFICAVEIS
C ("LANDMARKS") SAO NECESSARIOS PARA UMA DETERMINACAO INEQUIVOCA DA
C ATITUDE
C =====
```

```
IMPLICIT REAL*8(A-H,O-Z)
```

```
REAL*8 AXGI(3),XGI(6),PINT(3),PXCT(3),ACORPO(3),R1T(3,3),ARPY(3)
REAL*8 ACORPO1(3),ARPY1(3),ACORPO2(3),ARPY2(3),R1(3,3),XGD(3)
REAL*8 INC,I1,J1,I2,J2,I,J,NI,NI1,NI2,XF1(6),XF2(6),XCT(6),
REAL*8 EL(6),SR_AXGI(3),SR_PINT(3),SR_PXCT(3),SR_XGD(3),ARPY0(3)
REAL*8 SR_ARPY(3)
```

```
COMMON /CONST/ PI,PIV2,PID2,RAD,DEG
COMMON /EARTH/ RT,RPOLAR,FLAT,GM,TETP
```

```
INTEGER DAT1,DAT2,DAT3!,fig
PARAMETER(DAT1=5,DAT2=7,DAT3=9)
OPEN(DAT1,FILE='IMAGE.DAT',STATUS='OLD') !DADOS DA IMAGEM
OPEN(DAT2,FILE='KHOROS1.DAT',STATUS='OLD') ! ARQ. SAIDA KHOROS
OPEN(DAT3,FILE='KHOROS2.DAT',STATUS='OLD') ! ARQ. SAIDA KHOROS
OPEN(fig,FILE='alltask.fig',STATUS='old')!DADOS DAS VARIAÇÕES
I,J
```

```
CALL CONSTA ! TRAZ OS DADOS DOS "COMMON"
READ(DAT1,*)T0,DIA,AMES,ANO !INICIO DO IMAGEAMENTO
READ(DAT2,*)I1,J1,VLAT1,VLONG1,ALT1!dados KHOROS1.DAT(PONTO 1)
READ(DAT3,*)I2,J2,VLAT2,VLONG2,ALT2!dados KHOROS2.DAT(PONTO 2)
```

```

C      13h37m28.94937s - UTC;T0=49048.94937 !SEG. DO DIA 29/07/1994
C      INICIO DO IMAGEAMENTO (LINHA 1)

C  A SEGUIR OBTEM-SE T1 E T2, INST. DE IMAGEAMENTO DOS PIXELS IDENTIF.

      dt=1.504d-3 !segundos/linha imageada (SPOT HANDBOOK)
      T1 = T0+(I1-1.D0)*DT+.0D0*DT !INST. DO IMAGEAMENTO DA LINHA I1
      T2 = T0+(I2-1.D0)*DT-.0D0*DT !INST. DO IMAGEAMENTO DA LINHA I2
C  -----
C  ARQ. "KHOROS.DAT" GERADOS PELA SAIDA DO KHOROS COM DADOS DOS DOIS
C  PIXELS IDENTIF. (ALTIT., LATITUDE E LONGITUDE BEM CONHECIDOS).
C  -----
C  I1 = N. LINHA DO PIXEL IDENTIF. : Ponto 11: Jundiaí, Campo de Fut.
C  J1 = N. DE COLUNA DO PIXEL IDENTIFICADO
C  T1 = INST. DE IMAGEAMENTO
C  NI1= ANOMALIA VERDADEIRA NO INST. T1
C  VLAT1 = LAT. GEOGRAFICA (=GEODETICA) VERDAD. DO PIXEL IDENT.(RAD).
C  VLONG1 = LONG. " " " " (RAD)
C  ALT1 = ALTITUDE GEODETICA EM METROS
C  -----
C  WRITE(*,*) ' PIXEL IDENTIFICADO: '
C  WRITE(*,*) ' (I = ', I1,')', ' (J = ', J1,')'
C  WRITE(*,*) ' DATA DO IMAGEAMENTO:',DIA,'/',AMES,'/',ANO
C  WRITE(*,*) ' SEGUNDOS DO DIA CITADO: ', T1
C  WRITE(*,*) ' LAT. GEOGRAFICA (=GEODETICA) VERDAD.(RAD) = ', VLAT1
C  WRITE(*,*) ' LONGITUDE VERDADEIRA-RAD-(EAST)= ', VLONG1
C  WRITE(*,*) ' ALTITUDE GEOGRAFICA (=GEODETICA) = ',ALT1 (METROS)
C  -----
C  DADOS DO PIXEL 2 DE INTERESSE (COM DADOS DE LAT. E LONG.
C  BEM CONHECIDOS E QUE JA FOI IDENTIFICADO).
C  -----
C  I2 = N. DE LINHA DO PIXEL IDENTIFICADO: Ponto 10
C  Saída Jordanésia->Jundiai(Ananguera)
C  J2 = N. DE COL. DO PIXEL IDENTIFICADO
C  T2 = INST. DE IMAGEAMENTO
C  NI2 = ANOMALIA VERDADEIRA NO INST. T2
C  VLAT2 = LAT. GOGRAFICA (=GEODETICA) VERD. DO PIXEL IDENT.(RAD)
C  VLONG2 = LONG. " " " " (RAD)
C  ALT2 = ALTITUDE GEOGRAFICA (=GEODETICA) (METROS)

```

```

C -----
C   WRITE(*,*) ' PIXEL IDENTIFICADO: '
C   WRITE(*,*) ' (I = ', I2,')', ' (J = ', J2,')'
C   WRITE(*,*) ' DATA DO IMAGEAMENTO:',DIA,'/',AMES,'/',ANO
C   WRITE(*,*) ' SEGUNDOS DO DIA CITADO: ', T2
C   WRITE(*,*) ' LAT. GEGRAFICA (=GEODETICA)(RAD)VERD. = ', VLAT2
C   WRITE(*,*) ' LONGITUDE VERDADEIRA (EAST)= ', VLONG2 (RAD)
C   WRITE(*,*) ' ALT. GEOGRAFICA (=GEODETICA) = ',ALT2 (METROS)
C *****
C A POSICAO/VEL.(sist. C.C.T. Cart. Terr. geoc.)NOS INSTANTES T1 E T2
C     ESTADO EM T1=XF1; EM T2=XF2
C "LAGRANGE" EH A SUB. COM AS EFEMERIDES (POLIN. INTERPOLADOR GRAU 8)

      CALL LAGRANGE(T1,XF1)
      CALL LAGRANGE(T2,XF2)

C -----
C   Funcao DJM: Data Juliana Modif. às 00:00hs UT do (dia,mes,ano)
C -----
      DATJUL = DJM(DIA,AMES,ANO)

C -----
C   OBTENCAO DE PXCT: COORD. CART. TERR.(X=GREENW.) A PARTIR DAS COORD.
C   VERD.DE LAT. GEODETICA, LONG.(EAST) E ALT.: VLAT, VLONG, ALT
C -----

      DO 333 L = 1,2

      IF(L.EQ.1) THEN
      VLAT = VLAT1*RAD
      VLONG = VLONG1*RAD
      ALT = ALT1
      T = T1
      I = I1
      J = J1

      do kk=1,6
      XCT(kk)=XF1(kk)
      end do

      ELSE
      VLAT = VLAT2*RAD

```

```

VLONG = VLONG2*RAD
ALT=ALT2
T = T2
I = I2
J = J2

do kt=1,6
XCT(kt)=XF2(kt)
end do
END IF

C -----
C   NESTE PONTO COMPUTO A ALT., LAT GEOD. E LONG. DO PONTO SUBSAT.
C -----
C           CALL GEOD(XCT,GEODLAT,GEODLONG,ALTSAT)
C -----
C   THE FUNCTION 'GST50' FURNISHES THE GREENWICH MEAN
C   SIDEREAL TIME REFERRED TO THE 1950.0 EQUATOR
C   AND EQUINOX.
C
C INPUT:   DJM      MODIFIED JULIAN DATE IN DAYS, REFERRED TO
C           1950.0.
C           T       THE COMPLEMENT IN SECONDS.
C
C OUTPUT:  GST50   GREENWICH SIDEREAL TIME IN RADIANS
C -----
C           SIDTIME = GST50(DATJUL,T)
C -----
C   NESTE PONTO TRANSFORMO AS COORD.CART.TERRESTES DO SAT. EM C.G.I.
C -----
C           CALL GCSTV(SIDTIME,XCT,XGI)
C -----
C   "STKE":CALCULO DOS ELEMENTOS KEPLERIANOS EL1 (EM T1) E EL2 (EM T2)
C
C   EL(6) VECTOR CONTAINING THE KEPLERIAN ELEMENTS:
C   EL(1) - SEMIMAJOR AXIS OF THE ORBIT IN METERS.
C   EL(2) - ECCENTRICITY.
C   EL(3) - INCLINATION IN RADIANS.
C   EL(4) - RIGHT ASCENSION OF ASCENDING NODE IN RADIANS.
C   EL(5) - ARGUMENT OF PERIGEE IN RADIANS.
C   EL(6) - MEAN ANOMALY IN RADIANS.

```

```

CALL STKE (XGI, EL)

C =====
C OS DADOS KEPLERIANOS FORAM CALCULADOS (SUB. "STKE" - ORBA)
C A PARTIR DOS DADOS DO SAT. SPOT2, OBTIDOS JUNTO AO ATUS/INPE,
C PARA A DATA UTC 13h37m28.94937s DE 29/07/94.
C =====
C
C ANOMALIA EXCENTRICA: AE1 E AE2
C
    EXC=EL(2)
    ARG=EL(5)
    INC=EL(3)
    OMG=EL(4)
    AM =EL(6)

    CALL KEPLER(AM,EXC,AE)

C ANOM. VERDADEIRA: NI

    NI=DATAN((DSQRT(1.0D0-EXC**2)*DSIN(AE))/(DCOS(AE)-EXC))

    IF(NI.lt.0.0) NI = NI + PI
    IF(L.EQ.1) THEN
        NI1 = NI
        AE1 = AE
    END IF

    IF(L.EQ.2) THEN
        NI2 = NI
        AE2 = AE
    END IF

C -----
C Finalmente, o calculo de PXCT:POSICAO DO PONTO IMAGEADO EM COORD.
C GEOC. RETANG.!
C -----

    XGD(1)=VLONG !LONGITUDE EAST EM RAD
    XGD(2)=VLAT !LATITUDE GEODETICA EM RAD
    XGD(3)=ALT !ALTITUDE GEODETICA EM METROS

```

```

CALL GDGCP(XGD,PXCT) ! PXCT:POSICAO EM COORD. GEOC. RETANG.

C =====
C  TRANSFORMACAO DE PXCT (C.CART.TERRESTRES) PARA PINT (COORD.
C  GEOC. INERCIAIS, X = GAMA)
C
C  PURPOSE: THE SUBROUTINE "GCSTP" TRANSFORMS GEOCENTRIC
C           TERRESTRIAL COORDINATES REFERRED TO GREENWICH
C           INTO GEOCENTRIC INERTIAL COORDINATES.
C
C  INPUT:   SIDTIME   GREENWICH SIDEREAL TIME IN RADIANS.
C           PXCT(3)   GEOCENTRIC TERRESTRIAL POSITION VECTOR.
C
C  OUTPUT:  PINT(3)   GEOCENTRIC INERTIAL POSITION VECTOR.
C -----

C  NESTE PONTO TRANSFORMO AS C.CART.TER. DO PONTO IMAGEADO
C  (SUPERF.TERR.)EM C.G.I.

      CALL GCSTP (SIDTIME, PXCT, PINT

C      WRITE(*,*)'Pint =',Pint(1),Pint(2),PinT(3)

C -----
C  CALCULO DO VETOR A (DESDE O SAT. ATE O PONTO IMAGEADO)-EM CGI=
C  AXGI(1,2,3):
C           AXGI = PINT - XGI
C -----

      AXGI(1) = PINT(1) - XGI(1)
      AXGI(2) = PINT(2) - XGI(2)
      AXGI(3) = PINT(3) - XGI(3)

C  NORMALIZACAO:AXGI -> A^XGI

      AABS=DSQRT(AXGI(1)**2+AXGI(2)**2+AXGI(3)**2)
      AXGI(1)=AXGI(1)/AABS
      AXGI(2)=AXGI(2)/AABS
      AXGI(3)=AXGI(3)/AABS
C -----

```

```

C      OBTENCAO DO VETOR 'A' EM COORD. RPY: ARPY(1,2,3)
C      ARPY = TRANSP[R1]*AXGI
C -----

      EPS = ARG + NI ! elonga#o nodal verd.(a partir do nodo asc.)

      R1T(1,1)=-DSIN(EPS)*DCOS(OMG)-DCOS(EPS)*DSIN(OMG)*DCOS(INC)
      R1T(2,1)=-DSIN(INC)*DSIN(OMG)
      R1T(3,1)=DSIN(OMG)*DCOS(INC)*DSIN(EPS)-DCOS(EPS)*DCOS(OMG)
      R1T(1,2)=DCOS(OMG)*DCOS(INC)*DCOS(EPS)-DSIN(OMG)*DSIN(EPS)
      R1T(2,2)=DCOS(OMG)*DSIN(INC)
      R1T(3,2)=-DCOS(OMG)*DCOS(INC)*DSIN(EPS)-DSIN(OMG)*DCOS(EPS)
      R1T(1,3)=DSIN(INC)*DCOS(EPS)
      R1T(2,3)=-DCOS(INC)
      R1T(3,3)=-DSIN(INC)*DSIN(EPS)

      CALL PROD(R1T,AXGI,ARPY0,3,3,3)

C -----
C      CORRE#AO EM YAW PARA A ROTA#AO DA TERRA

      EPSND = PI - EPS ! elonga#o nodal (a partir do nodo desc.)
      eta = datan(26.0d0*dsin(inc)*(dcos(epsnd)/369.0d0))
      write(*,*) 'earth rotation angle =', eta*deg
      write(*,*) 'elong. nodal = ', epsnd*deg

      TETr=0.00D0
      TETpit=0.00D0
      TETy=-ETA

C -----
C      A SUBROTINA A_VECTOR OBTEM O VETOR EIXO OTICO, ARPY, EM COORD.
C      FIXAS NA ORBITA RPY, LEVANDO-SE EM CONSIDERACAO A ATITUDE:
C      TETr,TETpit,TETy = DESVIOS EM (ROLL, PITCH, YAW) RESP.
C -----

      CALL A_VECTOR(ARPY0,TETr,TETpit,TETy,ARPY)

C -----
C      VETOR 'A' EM COORDENADAS CART. DO CORPO DO SAT.: ACORPO.
C      APONTA PARA O PIXEL IDENTIFICADO; EH FUNCAO DE 'J'.
C -----

```

```

FIMAX = 0.5D0/13.89D0 !RAD - REF.:MANUAL SPOT
DFI   = FIMAX/2999.5D0 !RAD
FI    = -FIMAX + (J-1.0D0)*DFI
BETA  = (-26.4D0+.16D0)*RAD ! "VIEW.INC.ANGLE" (SPOT MANUAL)
QSIX  = 0.53D0*RAD !LOOK ANGLE      (")
SSM   = -26.24D0*RAD !POSIÇÃO DO ESPELHO:HRV1 DESC.NODE

FILINHA=FI-SSM !VER NOTA TESE, IDENTIFICA EIXO OPTICO

ACORPO(1) = DCOS(FILINHA)*DSIN(QSIX)
ACORPO(2) = -DSIN(FILINHA)*DCOS(QSIX)
ACORPO(3) = DCOS(FILINHA)*DCOS(QSIX)

IF(L.EQ.1) THEN
  ARPY1(1) = ARPY(1)
  ARPY1(2) = ARPY(2)
  ARPY1(3) = ARPY(3)

ACORPO1(1) = ACORPO(1)
ACORPO1(2) = ACORPO(2)
ACORPO1(3) = ACORPO(3)

ELSE

  ARPY2(1) = ARPY(1)
  ARPY2(2) = ARPY(2)
  ARPY2(3) = ARPY(3)

ACORPO2(1) = ACORPO(1)
ACORPO2(2) = ACORPO(2)
ACORPO2(3) = ACORPO(3)

END IF

C      end do

      go to 333
C %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
C o trecho a seguir (entre as linhas %%%%) refere-se ao Sr-image

```

```

C      TETr=0.00D0
C      TETpit=0.0D0
C      TETy=0.00D0

      IF(L.EQ.1) THEN
          CALL A_VECTOR(ACORPO1,TETr,TETpit,TETy,SR_ARPY)

      ELSE
          CALL A_VECTOR(ACORPO2,TETr,TETpit,TETy,SR_ARPY)
      END IF

C      =====
C      A TRANSFORMACAO A SEGUIR OBTEM A PARTIR DO VETOR EIXO OPTICO,
C      SR_ARPY, O MESMO VETOR NO SISTEMA GEOCENTRICO INERCIAL:SR_AXGI
C              A MATRIZ DE ROTACAO: R1
C      =====

      EPS=ARG+NI

      R1(1,1)=-DSIN(EPS)*DCOS(OMG)-DCOS(EPS)*DSIN(OMG)*DCOS(INC)
      R1(1,2)=-DSIN(INC)*DSIN(OMG)
      R1(1,3)=DSIN(OMG)*DCOS(INC)*DSIN(EPS)-DCOS(EPS)*DCOS(OMG)
      R1(2,1)=DCOS(OMG)*DCOS(INC)*DCOS(EPS)-DSIN(OMG)*DSIN(EPS)
      R1(2,2)=DCOS(OMG)*DSIN(INC)
      R1(2,3)=-DCOS(OMG)*DCOS(INC)*DSIN(EPS)-DSIN(OMG)*DCOS(EPS)
      R1(3,1)=DSIN(INC)*DCOS(EPS)
      R1(3,2)=-DCOS(INC)
      R1(3,3)=-DSIN(INC)*DSIN(EPS)

      CALL PROD(R1,SR_ARPY,SR_AXGI,3,3,3)

C      write(*,*)'SR_ARPY(1,2,3)=', SR_ARPY(1),SR_ARPY(2),SR_ARPY(3)
C      write(*,*)'SR_AXGI(1,2,3)=', SR_AXGI(1),SR_AXGI(2),SR_AXGI(3)
C-----
C      EM SEGUIDA, OBTEM-SE A INTERSECAO DA RETA (NA DIRECAO DE AXGI) COM
C      O ELIPSOIDE TERRESTRE(GRS80), PONTO ESTE QUE REPRESENTA A REGIAO
C      IMAGEADA PELO PIXEL (I,J) NO INSTANTE T, QUE SERA CHAMADO 'PINT'
C-----

      CALL INTERSECTION(XGI,SR_AXGI,SR_PINT)

```

```

C      WRITE(*,*)' Sr_pint ='
C      WRITE(*,*)SR_PinT(1),SR_PinT(2),SR_PinT(3)
C      WRITE(*,*)' XGI ='
C      WRITE(*,*)XGI(1),XGI(2),XGI(3)
C-----
C      A SUBROTINA 'STGCP' TRANFORMA UM VETOR EM COORD. GEOC. INERCIAIS
C      (X=GAMA): VETOR PINT, PARA COORD. GEOC. TERR. (X=GREENWICH):
C      VETOR PXCT.
C-----
C      CALL STGCP(SIDTIME,SR_PINT,SR_PXCT)
C-----
C      A SEGUIR O COMPUTO DA LATITUDE GEODETICA, ALAT, E A LONG.(EAST),
C      ALONG, DO PONTO PXCT (INTERSEÇÃO DO ELIPSOIDE COM O EIXO OTICO NA
C      DIRECAO DO PIXEL IMAGEADO).
C-----
C      CALL GCGDP (SR_PXCT, SR_XGD)
C-----
C      PURPOSE: THE SUBROUTINE GCGDP TRANSFORMS GEOCENTRIC
C              POSITION COORDINATES INTO GEODETIC COORDINATES.
C
C      INPUT:   XGC(3) VECTOR CONTAINING THE COMPONENTS OF THE
C              GEOCENTRIC POSITION IN METERS.
C
C      OUTPUT:  XGD(3) VECTOR OF GEODETIC COORDINATES:
C              XGD(1) - LONGITUDE (EAST) IN RADIANS.
C              XGD(2) - GEODETIC LATITUDE IN RADIANS.
C              XGD(3) - GEODETIC ALTITUDE IN METERS.
C-----
C      ALONG=SR_XGD(1)*DEG
C      ALAT=SR_XGD(2)*DEG
C
C      if(along.gt.0) along = along - 360.0d0
C
C      degni=NI*deg
C      WRITE(*,*)"SR:  LAT.GEOD. =", ALAT," LONG.EAST = ", ALONG
C      %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
333      CONTINUE!                                END DO

```

```

C -----
C   UTILIZANDO A MATRIZ DE ATITUDE 'AT' (VER SUB. 'A-VECTOR'),
C   PARA ANGULOS DE ATITUDE PEQUENOS, DESENVOLVEU-SE A SUBROTINA
C   "ATTFINDER" QUE, COMBINA OS VETORES ARPY (FUNCAO DO PIXEL
C   IDENTIFICADO) COM ACORPO (FUNCAO DA POSICAO DO SAT.), OBTENDO
C   OS ANGULOS DE ATITUDE, ROLL,PITCH,YAW, QUE POSSIBILITAM A
C   EQUACAO:          ARPY = [AT] * ACORPO   .
C -----
C           CALL ATTFINDER(ARPY1,ACORPO1,ARPY2,ACORPO2,ROLL,PITCH,YAW)
C -----
C- CORREÇÕES:ACOPLAMENTO YAW/PITCH (BETA GRANDE):DELPIT=YAW*DSIN(BETA)

          PITCH=PITCH-YAW*DSIN(BETA)

WRITE(*,*) 'ANGULOS DE ATITUDE (DEG) CALCULADOS A PARTIR '
WRITE(*,*) 'DA IDENT.DA LAT. E LONG. DO PIXEL IMAGEADO:'
WRITE(*,*) ' ROLL = ', ROLL*DEG
WRITE(*,*) ' PITCH = ',PITCH*DEG
WRITE(*,*) ' YAW = ',YAW*DEG

STOP
END

```