MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

INPE-5968-TDI/572

MODELAGEM MATEMÁTICA EM COMPUTADOR DIGITAL DE SENSORES DE HORIZONTE PARA SATÉLITES DE BAIXA ALTITUDE

Antonio Gil Vicente de Brum

Dissertação de Mestrado em Ciência Espacial/Mecânica Orbital
e Controle, orientada pelo Dr. Hans Ulrich Pilchowski,
aprovada em outubro de 1993.

INPE
São José dos Campos
Março de 1994

629.7.062.2

BRUM, A. G. V.
Modelagem matemática em computador digital de sensores de horizonte para satélites de baixa altitude / A. G. V. Brum.- São José dos Campos: INPE, 1995.
139p. - (INPE-5968-TDI/572)

1. Satélites. 2. Sensor de horizonte. 3. Modelos matemáticos. 4. Controle de atitude. I. Título.

Aprovada pela Banca Examinadora
em cumprimento a requisito exigido
para a obtenção do Título de Mestre
em Ciência Espacial

Dr. Wilson Custódio Canesin da Silva

Presidente

Dr. Hans-Ulrich Pilchowski

Orientador

Dr. Mário Luiz Selingardi

Membro da Banca

Dr. César Celeste Ghizoni

Membro da Banca
- Convidado -

Candidato: Antonio Gil Vicente de Brum

São José dos Campos, 26 de outubro de 1993

Dedico esta obra à memoria de minha querida mãe, Lourdes Vicente de Brum, que muito me ajudou, mas infelizmente não pôde vê-la concluída.

AGRADECIMENTOS

Tive o privilégio de dividir o meu tempo, durante o desenvolvimento da tese, entre duas famílias maravilhosas. A primeira, a minha própria, ofereceu-me tudo, principalmente coragem, para prosseguir mesmo em face das dificuldades, que não foram poucas. Dessa primeira família destaco especialmente meu pai, Gil Bento de Brum e minha irmã caçula, Anapaula R. D. de Brum. Já a segunda família, a do "tio Laerte" e da "tia Deusa", esses eu mesmo adotei e adorei tê-lo feito. Fui recebido por eles em São José dos Campos como um filho e aprendi muito dessa minha estada entre eles. À essas duas famílias e a Deus que me as enviou, eu agradeço muito pela certeza que tenho de que sem elas esse meu trabalho não teria chegado a termo. Também devo agradecimentos ao meu coorientador e amigo Mario Cesar Ricci que, com presteza e paciência, soube me conduzir tanto na confecção dos programas como na discussão dos resultados.

RESUMO

Os sensores de horizonte (SH) são mecanismos do subsistema de controle de atitude (SCA) de satélites artificiais terrestres utilizados na determinação da orientação do satélite com relação à Terra. O desempenho dos sensores de horizonte é limitado por erros sistemáticos e aleatórios, montando $\cong 0.5°$. Neste trabalho procede-se a modelagem matemática e simulação computacional de algumas das principais fontes de erros sistemáticos. A saber: 1) achatameto da Terra; 2) variação sazonal e latitudinal da radiância terrestre; 3) atraso introduzido pelo processamento eletrônico. Os erros são quantificados e montam $\cong 0.26°$ em arfagem e rolamento tornando-se passíveis de correção. De posse de tais erros modelados e feitas as correções cabíveis é possível melhorar a precisão na determinação da atitude reduzindo o erro em arfagem para $0.015°$ e o erro em rolamento para $0.02°$, o que representa melhora significativa na precisão total de apontamento. Ainda neste trabalho é demonstrada a importância do uso de técnicas normalizadoras de radiância na melhora da precisão na determinação da atitude de sensores de horizonte na faixa infra-vermelha correspondente ao CO_2.

HORIZON SENSOR MATHEMATICAL MODELING IN DIGITAL COMPUTERS FOR LOW EARTH ORBITS

ABSTRACT

Horizon sensors are accurate instruments for earth referred attitude sensing and control whose performance is limited by systematics and random errors amounting ≅ 0.5°. Some of these errors: 1) oblate shape of the earth; 2) seasonal and latitudinal variations of the 15μm infrared radiation and 3) electronic processing time delay, are mathematically modeled and computer simulated here. From the simulation one can see that these errors can be reduced from about 0.26° to 0.015° (pitch) and to 0.02° (roll), which represents a substantial improvement (more than 50%) in the overall accuracy of the instrument. Also in this work is shown how important radiance normalizing techniques can be when one needs still better improvement in the satellite attitude determination and control.

SUMÁRIO

Pág.

LISTA DE FIGURAS xv

CAPÍTULO 1 - INTRODUÇÃO 1

CAPÍTULO 2 - MODELAGEM MATEMÁTICA DO ACHATAMENTO POLAR TERRESTRE 7

2.1 - A Forma da Terra Conforme Vista do Espaço 7
2.2 - Obtenção dos Vetores Horizonte no Cruzamento ... 13
2.3 - Comparação dos Modelos de Terra Achatada e Esférica 14
2.4 - Obtenção dos Erros em Rolamento e Arfagem 18
2.5 - O Programa OBLATE 20
2.6 - Descrição do Programa OBLATE 21
2.7 - Os Erros em Rolamento e Arfagem 24
2.8 - Resultados 28

CAPÍTULO 3 - MODELAGEM DOS ERROS DEVIDOS A NÃO UNIFORMIDADE DOS PERFIS DE RADIÂNCIA TERRESTRE NA FAIXA DO CO_2 31

3.1 - Descrição do Problema 31
3.2 - Simulação do Sinal de Entrada a Partir da Varredura 36
3.3 - Seleção de um Modelo de Horizonte 37
3.4 - Desenvolvimento do Sinal de Entrada 37
3.5 - Sobre a Energia Incidente no Detector 39
3.6 - Processamento do Sinal de Entrada 40
3.7 - O Programa SEASON 46
3.7.1 - Modelagem da Varredura 48
3.7.2 - Simulação dos Sinais de Entrada e Saída 55

3.8 - Resultados Obtidos 57

CAPÍTULO 4 - MODELAGEM DA ELETRÔNICA DO SENSOR 65

4.1 - Modelagem Matemática 65
4.2 - Descrição do Programa ELETRO 69

CAPÍTULO 5 - CONCLUSÕES 75

REFERÊNCIAS BIBLIOBRÁFICAS 77

APÊNDICE A - LISTAS DE ENTRADA DOS PROGRAMAS 81

APÊNDICE B - LISTAGEM DOS PROGRAMAS 87

APÊNDICE C - SISTEMAS DE COORDENADAS 115

APÊNDICE D - MATRIZES DE ROTAÇÃO 119

LISTA DE FIGURAS

Pág.

1.1 - Corte de um sensor de horizonte de varredura cônica típico 2

1.2 - Diagrama funcional do sensor de varredura cônica para satélites de baixa e média altitudes 4

1.3 - Relação dos erros com a medida das cordas, W. .. 4

2.1 - Geometria dos vetores horizonte, **H**, e normal à supefície, $\hat{\mathbf{N}}$ 9

2.2 - Identificação do esferóide do horizonte e do plano do horizonte 10

2.3 - Mostra de planos do horizonte paralelos 12

2.4 - A Terra vista a 200 Km de altitude e 45° de latitude geocêntrica (o fator de achatamento usado é 100 vezes maior que o verdadeiro) 12

2.5 - Geometria da varredura mostrando a Terra achatada, com raios angulares ρ_{in} e ρ_{out}, e a Terra esférica, com raio angular ρ 16

2.6 - Triângulo esférico mostrando a semi-corda terrestre, $\Omega/2$, e o raio angular, ρ 17

2.7 - Relação entre o raio angular terrestre na entrada, ρ_{in}, e a semi-corda terrestre na entrada, Ω_{in} 17

2.8 - Elementos relativos a "Terra" esférica detectada a partir do achatamento terrestre 19

2.9 - Identificação das rotações $d\eta$ e $d\Omega$ e do eixo de rotação $\mathbf{x}_2$ 21

2.10 - Elementos orbitais 22

2.11 - O vetor eixo óptico, **A** 23

2.12 - Erros em rolamento 29

2.13 - Erros em arfagem 29

3.1 - Variação na intensidade da radiação I.V. com a latitude e a estação do ano 32

3.2 - Perfis de radiância para o hemisfério norte em

janeiro 32
3.3 - Perfis de radiância para o hemisfério norte em julho 33
3.4 - Definição da altura tangente, H_T 33
3.5 - Perfis normalizados de radiância para o mês de janeiro 34
3.6 - Perfis normalizados de radiância para o mês de julho 35
3.7 - Geometria do sensor de horizonte "back to back". 36
3.8 - Subdivisão do I.F.O.V. com distribuição interna de pesos 39
3.9 - Sensor de horizonte de varredura cônica. Parte óptica 40
3.10 - Diagrama de blocos típico de sensor de horizonte de varredura cônica 41
3.11 - Sinal de radiância obtido para uma varredura .. 42
3.12 - Sinal de entrada, R_{in}, para processamento eletrônico 43
3.13 - Diagrama de blocos do programa SEASON 47
3.14 - Diagrama de blocos da parte tracejada da Figura 3.13 49
3.15 - A Terra vista do sistema RPY 50
3.16 - Identificação de H_T a partir de θ e $\mathbf{v}_{CT}$ 52
3.17 - Os vetores $\mathbf{v}_{CT}$, $\mathbf{x}_2$ e $\mathbf{P}_{int}$ e a latitude, λ 53
3.18 - Identificação de V_P, V_N, $V_P/2$, $\|V_N\|/2$, t_{in}, t_{out} 57
3.19 - Erros em rolamento detectados pela cabeça óptica 1 59
3.20 - Erros em rolamento detectados pela cabeça óptica 2 60
3.21 - Erro global em rolamento 60
3.22 - Erros em rolamento detectados pela cab. óptica 2 utilizando perfis normalizados de radiância . 61
3.23 - Erros em arfagem 61
3.24 - Erros em arfagem 62
3.25 - Erro global em arfagem 62

3.26 - Erro global em arfagem utilizando perfis normalizados de radiância 63
4.1 - Geometria do sensor 67
4.2 - Sinal de entrada simulado 71
4.3 - Derivada do sinal de entrada 72
4.4 - Saída processada pela eletrônica identificando os pontos de entrada e saída do F.O.V. 72
C.1 - Sistema tangente local de coordenadas 116

CAPÍTULO 1

INTRODUÇÃO

A orientação de uma espaçonave relativamente à Terra é de importância óbvia para a navegação espacial e para as cargas úteis dos satélites de comunicações, meteorológicos, de sensoriamento remoto terrestres e outros. Em termos de navegação espacial sobre ou próxima à superfície da Terra, costuma-se desde a muito tempo utilizar a vertical local como uma referência. Com o lançamento de mísseis e satélites, esta vertical local adquiriu uma maior importância como referência para vôos espaciais e no controle e determinação da atitude de veículos espaciais. Os métodos e/ou sistemas comumente empregados na determinação da vertical local são os sistemas sensores de gravidade, sistemas inerciais de referência e sistemas visuais ou infra-vermelhos de detecção da descontinuidade astro/espaço. Da experiência adquirida nos vôos espaciais estabeleceu-se que a detecção do horizonte térmico entre um planeta e o espaço, como pano de fundo, provê um meio de determinar a vertical local muito adequado para a estabilização, em rolamento e arfagem, de veículos espaciais com relação à superfície da Terra. Também durante os últimos anos, foi estabelecido que a radiação infra-vermelha recebida da Terra em um ponto do espaço, claramente delinea a Terra com relação ao espaço, ao fundo, sob quaisquer condições meteorológicas e durante o dia ou à noite. Detectando esse horizonte térmico, um sistema sensor fornece ao veículo condições de determinar a vertical local em qualquer instante. Essa vertical local torna-se uma referência para a estabilização destes veículos e para medições angulares da atitude. Com este objetivo foram desenvolvidos os sensores de horizonte com alta sensibilidade na faixa infra-vermelha do espectro

luminoso.

Os sensores de horizonte são, então, projetados para detectar a radiação emitida pela Terra, localizando assim o horizonte terrestre. A detecção ocorre na faixa espectral de 14 a 16 μm do infra-vermelho , associada com a absorção do CO_2 na atmosfera, pois essa faixa efetivamente isenta o sensor de problemas com nuvens e outros efeitos de baixas altitudes, tornando-o, contudo, sensível às relativamente lentas mudanças na variação da temperatura acima de 20 Km, introduzindo assim variações causadas por efeitos sazonais e geográficos (Dodgen e Curfman Jr., 1969). De um modo geral os sensores de horizonte são constituídos de um sistema de varredura, um sistema ótico, um detector de radiação e uma eletrônica de processamento de sinais, Figura 1.1.

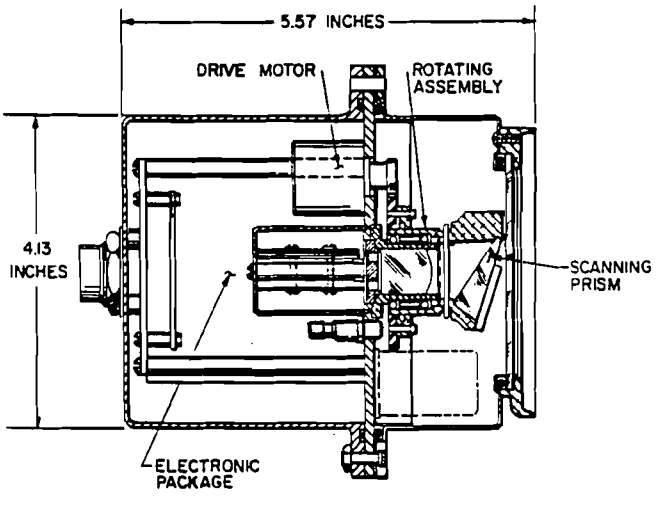


Fig. 1.1 - Corte de um sensor de horizonte de varredura cônica típico.
FONTE: Wormser and Arck (1962), p.461.

Os instrumentos e métodos atuais para detecção do horizonte I.V. do planeta dependem da configuração do veículo espacial, do método de navegação e controle e da trajetória do veículo com relação à Terra. Uma variedade de sensores de horizonte foi desenvolvida, sendo que cada tipo vem de encontro a um determinado propósito ou atende a certos requisitos específicos da missão. Tais instrumentos agrupam-se em três categorias: 1) sensores de horizonte radialmente orientados; 2) sensores de varredura cônica; e 3) sensores de varredura linear. Dentre elas a segunda tem se mostrado muito indicada para operação em torno da Terra para órbitas em altitudes variando entre 180 e 3700 Km e é onde concentraremos nossa atenção.

O modo de operação do sensor de varredura cônica baseia-se na varredura do campo de visão do detector ("field of view" - ou F.O.V.) através da esfera celeste, Figura 1.2. Girando-se o prisma de germânio obtém-se um deslocamento cônico do F.O.V. em torno do eixo óptico do sensor. Quando o campo de visão cruza a atmosfera, o horizonte terrestre é detectado pelo sensor. O período entre os cruzamentos espaço/Terra e Terra/espaço produz um pulso eletrônico, cuja largura corresponde à corda terrestre rastreada pelo sensor. O comprimento dessa corda quando comparada com a corda padrão, armazenada na memória do sensor, determina o ângulo de rolamento. O mecanismo de varredura também gera um pulso de referência correspondente ao instante em que o F.O.V. está orientado na direção da vertical local, na codição de erro de arfagem nulo. Quando há um ângulo de arfagem ocorre uma assimetria do pulso de referência com relação à corda rastreada. Essa assimetria é uma medida do ângulo de arfagem (Figura 1.3).

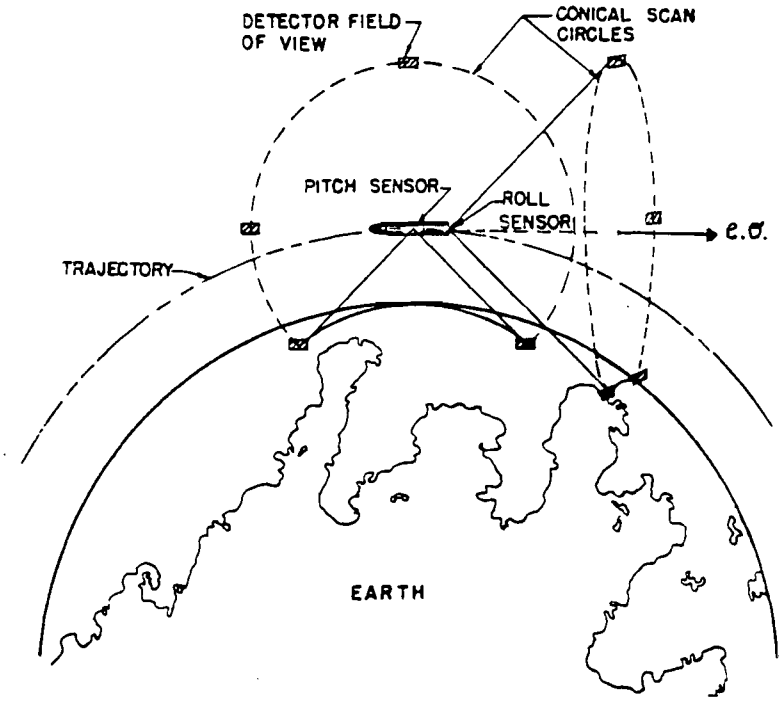


Fig. 1.2 - Diagrama funcional do sensor de varredura cônica para satélites de baixa e média altitudes.
FONTE: Wormser and Arck (1962), p. 461.

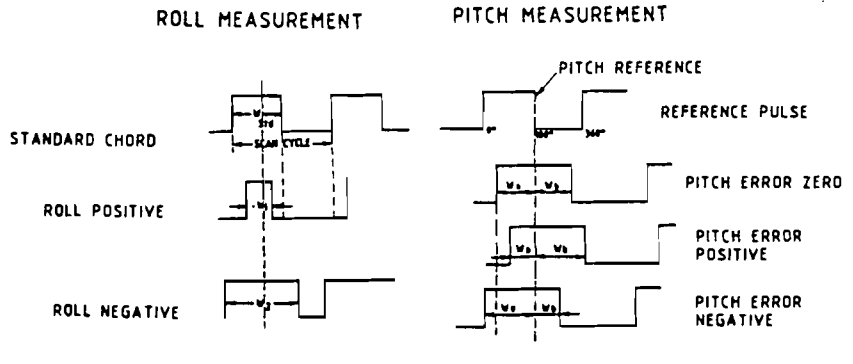


Fig. 1.3 - Relação dos erros com a medida das cordas, W.
FONTE: Alex and Shrivastava (1988), p. 246.

A precisão atual dos sensores de horizonte na medida dos erros de arfagem e rolamento é limitada por

erros sistemáticos e aleatórios provenientes da forma achatada da Terra, da variação sazonal e latitudinal dos perfis de radiância infravermelha da Terra e há também erros relativos ao próprio mecanismo do sensor (Pheneguer et al, 1985). Os erros sistemáticos montam aproximadamente 0.5 graus e afetam a precisão de apontamento do sistema de controle de atitude, enquanto os erros aleatórios afetam a estabilidade de curto período. Até bem pouco tempo, os dados de atitude recebidos via telemetria eram refinados pós-fato, envolvendo grande esforço computacional. Com o advento dos micro processadores, tem sido possível conceber os "sensores inteligentes" (Fuhrmon, 1985), os quais são capazes de processar as informações à bordo.

O trabalho desenvolvido mostra que, modelando-se matematicamente os erros sistemáticos (achatamento polar da Terra, variação sazonal e latitudinal da radiância terrestre e atraso devido ao processamento eletrônico) pode-se reduzir o erro global de posicionamento do satélite, por intermédio de correções em tempo real, obtendo uma substancial melhora no desempenho de sistemas de controle de atitude automáticos. Os melhoramentos devem permitir uma melhora em até oito vezes na precisão da determinação de atitude em loco e em tempo real, atingindo assim performance comparável à atingível nas estações de terra em computações de atitude posteriores.

No Capítulo 2 são modelados e simulados os erros cometidos ao posicionar-se um satélite sobre a Terra considerando-a esférica. Assume-se que a Terra é um elipsóide de revolução (achatada nos pólos). Como resultado obteve-se o programa "OBLATE" que simula tais erros.

No Capítulo 3 são modelados os erros cometidos quando computada a atitude considerando uniformes os perfis de radiância da Terra. De fato, os perfis de radiância terrestre apresentam variações sazonais e latitudinais que são consideradas, chegando-se, como resultado, ao programa "SEASON" que simula esses erros.

No Capítulo 4 é modelado e simulado o erro em atitude devido unicamente ao atraso no processamento do sinal de entrada, vindo do bolômetro, introduzido pela eletrônica de processamento de sinais do sensor.

O Capítulo 5 apresenta os comentários e conclusões do trabalho exposto.

Escolheu-se para a simulação efetuada no Capítulo 2 uma órbita circular de 904 Km de altitude e 97° de inclinação. Para os Capítulos 3 e 4, a órbita circular escolhida tem 185,2 km de altitude e 98° de inclinação. Essas escolhas devem-se ao fato de existir literatura publicada com resultados de simulação de erros para esses dados, oferecendo oportunidade de análise comparativa para o resultado das simulações.

CAPÍTULO 2

MODELAGEM MATEMÁTICA DO ACHATAMENTO POLAR TERRESTRE

A modelagem a seguir simula os erros de rolamento e arfagem que se comete ao usar sensores de horizonte para posicionar um satélite em relação á Terra, considerando-a esférica. Assume-se que a Terra seja um elipsóide de revolução (achatada nos pólos). O achatamento polar, f, é definido como segue:

$$f \equiv \frac{R_E - R_P}{R_E} = \frac{1}{298.257} ,$$

onde

R_E é o raio equatorial da Terra ($\cong$ 6378.140 Km)
R_P é o raio polar da Terra ($\cong$ 6356.755 Km)

2.1 - A FORMA DA TERRA CONFORME VISTA DO ESPAÇO

A argumentação que se segue é obtida na referência Liu (1978).

A Terra, vista do espaço, tem o formato definido pelo horizonte, conforme visto a partir da posição do observador. O horizonte é o traço formado pelos pontos onde a linha de visada do observador é tangente à superfície da Terra, isto é, perpendicular à normal à superfície. A superfície esferoidal da Terra é expressa em coordenadas geocêntricas inerciais (Apêndice C) por

$$x^2 + y^2 + \frac{z^2}{(1-f)^2} = R_E^2 \qquad (2.1)$$

A normal à superfície é dada pelo gradiente da equação (2.1),

$$\hat{\mathbf{N}} = \left[x^2 + y^2 + \frac{z^2}{(1-f)^4} \right]^{-1/2} \left[x\hat{\mathbf{x}} + y\hat{\mathbf{y}} + \frac{z\hat{\mathbf{z}}}{(1-f)^2} \right] \qquad (2.2)$$

Se $\mathbf{P}(u,v,w)$ e $\mathbf{R}(x,y,z)$ representam a localização de um observador e um ponto no horizonte, respectivamente, o vetor a partir do observador até o horizonte ou o *vetor horizonte*, $\mathbf{H}$ (Figura 2.1), é dado por

$$\mathbf{H} = (x-u)\hat{\mathbf{x}} + (y-v)\hat{\mathbf{y}} + (z-w)\hat{\mathbf{z}} \qquad (2.3)$$

Sendo $\mathbf{R}$ um ponto no horizonte, $\mathbf{H}$ deve ser perpendicular a $\hat{\mathbf{N}}$, isto é,

$$\hat{\mathbf{N}} \cdot \mathbf{H} = 0 \ , \qquad (2.4)$$

ou,

$$x(x-u) + y(y-v) + \frac{z(z-w)}{(1-f)^2} = 0 \ , \qquad (2.5)$$

que, rearranjando termos, torna-se

$$\left(x - \frac{u}{2}\right)^2 + \left(y - \frac{v}{2}\right)^2 + \frac{\left(z - \frac{w}{2}\right)^2}{(1-f)^2} =$$

$$\left(\frac{u}{2}\right)^2 + \left(\frac{v}{2}\right)^2 + \frac{\left(\frac{w}{2}\right)^2}{(1-f)^2} \qquad (2.6)$$

que é a equação para um esferóide de elipticidade f centrado em $(u/2,v/2,w/2)$. Podemos chamar a equação (2.6)

de equação do *esferóide do horizonte*, pois ela contém todos os pontos horizonte (x,y,z) possíveis para um observador em (u,v,w) olhando para uma Terra esferoidal de elipticidade *f* e tamanhos variáveis. Os três eixos principais do esferóide do horizonte são paralelos aos do esferóide terrestre. A intersecção das duas superfícies é o horizonte terrestre, como mostrado na Figura 2.2. Substituindo a Equação (2.1) na (2.6), obtém-se

$$ux + vy + \frac{wz}{(1-f)^2} = R_E^2 \qquad (2.7)$$

que define um plano, chamado *plano do horizonte*, onde o "locus" do horizonte observado é uma elipse. A normal ao plano do horizonte aponta na direção $(u,v,w/(1-f)^2)$, ou $(\cos\lambda\cos\phi, \cos\lambda\,\mathrm{sen}\phi, \sin\lambda/(1-f)^2)$, onde λ e ϕ são a latitude e a longitude, respectivamente, da posição do observador.

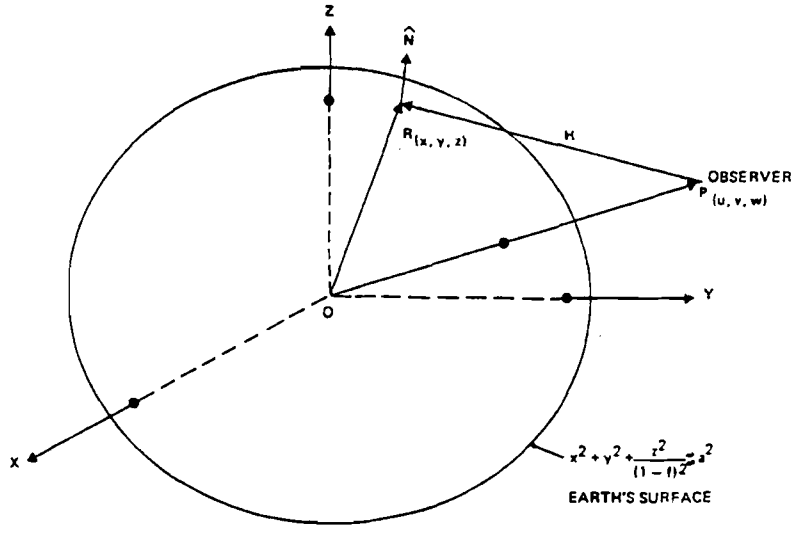


Fig. 2.1 - Geometria dos vetores horizonte, **H**, e normal à supefície, $\hat{\mathbf{N}}$.
FONTE: Liu (1978), p. 100.

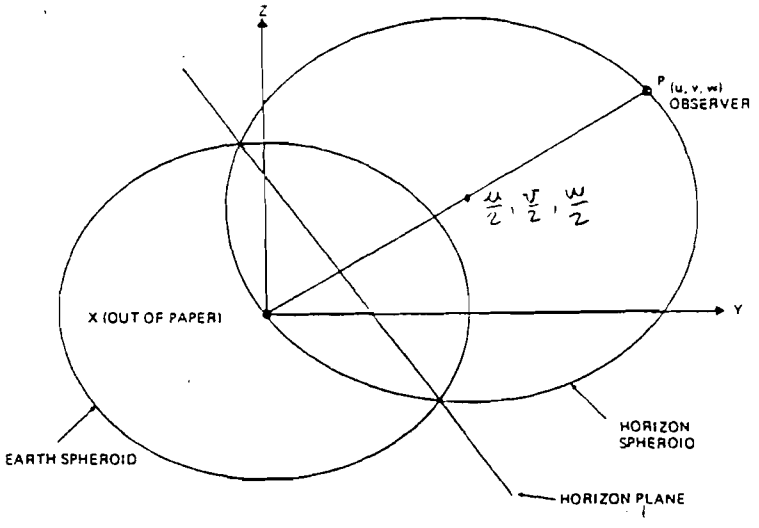


Fig. 2.2 - Identificação do esferóide do horizonte e do plano do horizonte.
FONTE: Liu (1978), p. 101.

A normal ao plano do horizonte depende apenas da posição angular do observador. Assim sendo, conforme o observador se mova ao longo de um eixo de nadir (eixo que une o centro da Terra ao satélite) fixo, ele vê uma série de planos do horizonte paralelos. Conforme mostra a Figura 2.3, quando o observador está na superfície da Terra (ponto A), o plano do horizonte é justamente o plano tangente àquele ponto; conforme o observador se mova até uma distância, d, a partir do centro da Terra (ponto B), o plano do horizonte paralelo interceptará o eixo de nadir a uma distância

$$D = \frac{R^2}{d} \qquad (2.8)$$

do centro da Terra, onde R é a distância do centro da Terra ao ponto A (*ponto do subobservador* ou *ponto subsatélite*). R é dado por:

$$R = \frac{R_E(1-f)}{\sqrt{1-(2-f)f\cos^2\lambda}} \qquad (2.9)$$

0 plano do horizonte se aproximará do centro da Terra conforme o observador se aproxime do infinito. Observe na Figura 2.3 que o eixo nadir passa pelo centro da elipse do horizonte. 0 raio angular da Terra, ρ, ou o horizonte da Terra é dado por,

$$\rho = \text{arc cot}\left\{\left[\frac{(d^2-R^2)}{R_E^2}\left[1+\frac{(2-f)fR^2\cos^2\lambda\,\text{sen}^2\psi}{(1-f)^2R_E^2}\right]\right]^{1/2} + \frac{(2-f)fR^2\,\text{sen}2\lambda\,\text{sen}\psi}{2(1-f)^2R_E^2}\right\} \qquad (2.10)$$

onde λ, é a latitude da posição do observador e d e R são as distâncias do centro da Terra ao observador e ao ponto subsatélite, respectivamente. Como mostra a Figura 2.4, ψ é o ângulo de azimute do vetor horizonte, H, em coordenadas tangentes locais (Apêndice C) e ρ é o ângulo entre o vetor nadir e o vetor horizonte. Quando f=0, isto é, quando a Terra é considerada esférica, a Equação (2.10) reduz-se a

$$\rho = \text{arc sen}(R_E/d) \qquad (2.11)$$

conforme esperado. A Figura 2.4 mostra um exemplo da forma da Terra conforme vista por um observador a 45 graus de latitude e a distância de 200 Km acima da superfície da Terra. Para melhor observar o achatamento, um fator 100 vezes maior que o valor verdadeiro foi utilizado.

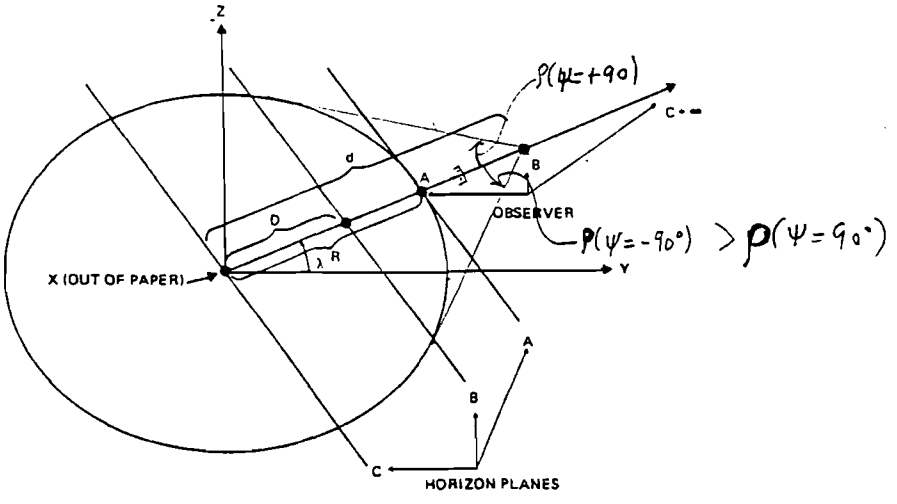


Fig. 2.3 - Mostra de planos do horizonte paralelos.
FONTE: Liu (1978), p. 102.

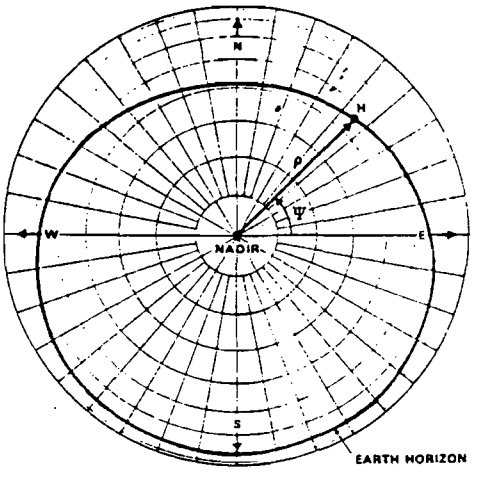


Fig. 2.4 - A Terra vista a 200 Km de altitude e 45° de latitude geocêntrica. O fator de achatamento usado é 100 vezes maior que o verdadeiro.
FONTE: Liu (1978), p. 103.

2.2 - OBTENÇÃO DOS VETORES HORIZONTE NO CRUZAMENTO

Para encontrar os dois vetores horizonte particulares (de entrada espaço/Terra e saída Terra/espaço) onde o sensor detecta a Terra, uma terceira superfície faz-se necessária. O vetor eixo óptico, $\hat{\mathbf{A}}$, combinado com o conhecimento do ângulo de meio cone do sensor, γ, gera a superfície do cone de rastreamento do sensor definida por

$$\hat{\mathbf{A}} \cdot \mathbf{H} = \cos\gamma \tag{2.12}$$

Os vetores horizonte-*in* e -*out* são obtidos resolvendo simultaneamente as Equações (2.1), (2.7) e (2.12). A Equação (2.12) pode ser reescrita como segue:

$$a_1x + a_2y + a_3z = H\cos\gamma + a_1u + a_2v + a_3w \tag{2.13}$$

onde

$$H = \left[x^2+y^2+z^2-2(ux+vy+wz)+u^2+v^2+w^2\right]^{1/2} \tag{2.14}$$

é o módulo do vetor horizonte, H, e a_1, a_2 e a_3 são as coordenadas retangulares geocêntricas do vetor eixo óptico, $\hat{\mathbf{A}}$. Assumindo-se primeiro que H é uma constante, tem-se duas equações lineares, uma quadrática e os dois vetores (x,y,z), os quais sejam (x_1,y_1,z_1) e (x_2,y_2,z_2), podem ser determinados analiticamente, se expressados da forma a seguir:

$$x_i = F_i(H) \tag{2.15}$$

$$x_j = F_j(x_i,H) \tag{2.16}$$

$$x_k = F_k(x_i,H) \ , \tag{2.17}$$

ou seja, para uma valor inicial de H, encontra-se uma das componentes x_i do vetor, de posse dessa componente mais o valor assumido para H, obtém-se as duas outras componentes x_j e x_k do vetor. Calcula-se, com uso da Equação (2.14), novo valor para H e novos x_i, x_j e x_k. A iteração prossegue até a precisão que se queira. Uma boa estimativa inicial pode ser obtida assumindo a Terra como esférica e tomando

$$H = \sqrt{u^2+v^2+w^2-R_E^2} \ .$$

Uma vez terminada a iteração, tem-se os vetores

$$H_1 = (x_1-u)\hat{x} + (y_1-v)\hat{y} + (z_1-w)\hat{z}$$

$$H_2 = (x_2-u)\hat{x} + (y_2-v)\hat{y} + (z_2-w)\hat{z} \ .$$

2.3 - COMPARAÇÃO DOS MODELOS DE TERRA ACHATADA E ESFÉRICA

A simples observação geométrica de H_1 e H_2 (que será melhor descrita junto com a descrição do programa OBLATE) identifica qual dos vetores é o de entrada, H_{in}, e qual o de saída, H_{out}. A Figura 2.4 mostra claramente que cada vetor H tem a ele associado um raio angular e um ângulo azimutal, ψ, denominado ψ_{in} quando H tratar-se de H_{in} e ψ_{out} quando H tratar-se de H_{out}. Transformando-se os vetores H_{in} e H_{out}, com auxílio da matriz R_2 (Apêndice D), descritos em coordenadas geocêntricas inerciais para coordenadas tangentes locais (Apêndice C), obtém-se os vetores $\overset{LT}{H}_{in}$ e $\overset{LT}{H}_{out}$, respectivamente, com

$$\overset{LT}{H}_{in} = (\overset{LT}{H}_{in_1}, \overset{LT}{H}_{in_2}, \overset{LT}{H}_{in_3}) \qquad (2.18)$$

$$\overset{LT}{H}_{out} = (\overset{LT}{H}_{out_1}, \overset{LT}{H}_{out_2}, \overset{LT}{H}_{out_3}) \qquad (2.19)$$

Os azimutes, ψ_{in} e ψ_{out}, são, então, fácilmente obtidos, isto é,

$$\psi_{in} = \text{arc tan} \frac{H^{LT}_{in_3}}{H^{LT}_{in_2}} \tag{2.20}$$

$$\psi_{out} = \text{arc tan} \frac{H^{LT}_{out_3}}{H^{LT}_{out_2}} \tag{2.21}$$

A partir da posição do satélite, P(u,v,w), tem-se a latitude do observador (Figura 2.3), λ,

$$\lambda = \text{arc tan} \frac{w}{\sqrt{u^2+v^2}} \; . \tag{2.22}$$

Da equação (2.9), obtém-se a distância R. Da Equação (2.10) obtém-se, para H_{in} e H_{out}, com os azimutes respectivos ψ_{in} e ψ_{out}, os raios angulares ρ_{in} e ρ_{out}. A Figura 2.5 ilustra os vetores H_{in} e H_{out}, identificados, determinando os respectivos raios angulares ρ_{in} e ρ_{out}. O ângulo nadir, η, é o ângulo compreendido entre o eixo óptico e eixo nadir (direção do centro da Terra). O ângulo α relaciona-se ao rebaixamento do eixo óptico com relação ao plano arfagem-rolamento ("canting angle"). A Terra esférica, Figura 2.6, é caracterizada pelo ângulo nadir, η, e pela corda terrestre, Ω. Nesse caso, tem-se

$$\eta = 90° - \alpha \tag{2.23}$$

$$\cos \frac{\Omega}{2} = \frac{\cos\rho - \cos\gamma \; \cos\eta}{\text{sen}\eta \; \text{sen}\gamma} \tag{2.24}$$

De posse de ρ_{in} e ρ_{out}, Figuras 2.5 e 2.7, e com auxílio da

trigonometria esférica, calcula-se Ω_{in} e Ω_{out}, semi-cordas terrestres de entrada e saída para a Terra achatada, ou seja,

$$\Omega_{in} = \text{arc cos} \frac{\cos\rho_{in} - \cos\gamma \cos\eta}{\text{sen}\eta \text{ sen}\gamma} \qquad (2.25)$$

$$\Omega_{out} = \text{arc cos} \frac{\cos\rho_{out} - \cos\gamma \cos\eta}{\text{sen}\eta \text{ sen}\gamma} \qquad (2.26)$$

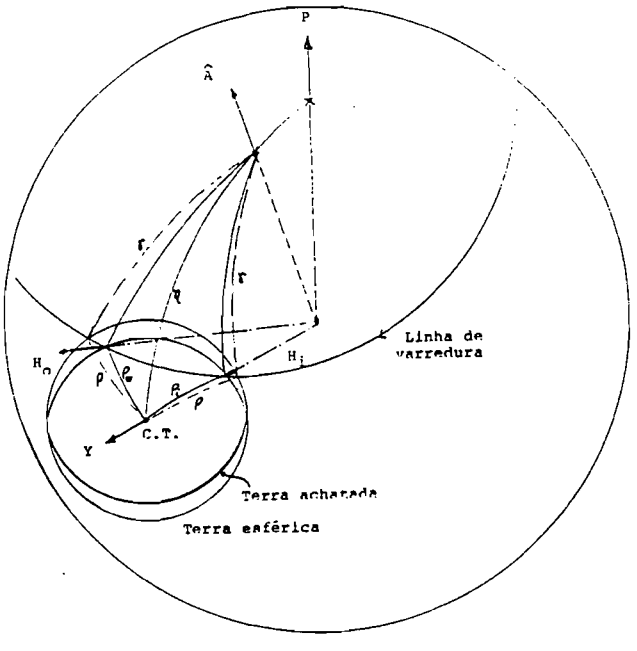


Fig. 2.5 - Geometria da varredura mostrando a Terra achatada, com raios angulares ρ_{in} e ρ_{out}, e a Terra esférica, com raio angular ρ.

Sabe-se que o fato de modelar-se a Terra como achatada nos pólos determina que se encontrem valores distintos para as semi-cordas terrestres, Ω_{in} e Ω_{out}. Mas a questão é como, de posse das semi-cordas, obter os erros em rolamento e arfagem, cometidos pelo sensor ao posicionar o satélite sobre essa Terra.

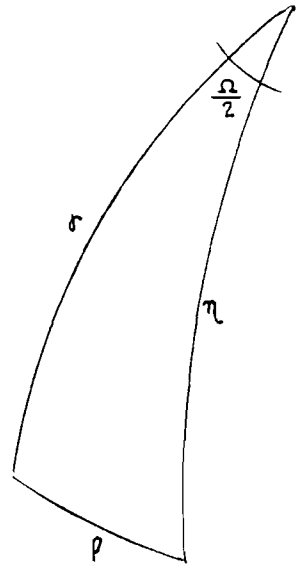


Fig. 2.6 - Triângulo esférico mostrando a semi-corda terrestre, $\Omega/2$, e o raio angular, ρ.

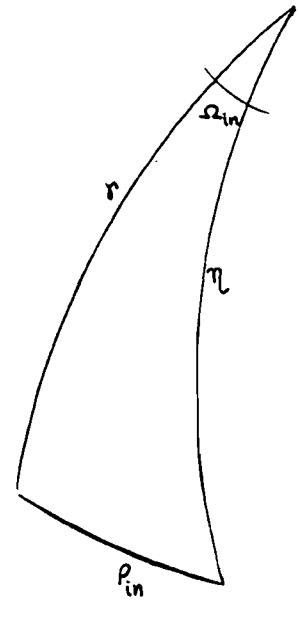


Fig. 2.7 - Relação entre o raio angular terrestre na entrada, ρ_{in}, e a semi-corda terestre na entrada, Ω_{in}.

2.4 - OBTENÇÃO DOS ERROS EM ROLAMENTO E ARFAGEM

Os sensores de horizonte, como mencionado na introdução, obtém uma medida da corda terrestre, Ω_R, durante o rastreio,

$$\Omega_R = \Omega_{in} + \Omega_{out} \tag{2.27}$$

De posse da corda terrestre rastreada, Equação (2.27), calcula-se o novo ângulo nadir, η_N, referente à posição onde estaria o centro da Terra esférica dada por Ω_R (Figura 2.8),

$$\cos\eta_N = \frac{\cos\gamma\cos\rho - k(\cos^2\gamma+k^2-\cos^2\rho)^{1/2}}{\cos^2\gamma + k^2} \tag{2.28}$$

onde

$$k = \text{sen}\gamma \ \text{sen}\ \frac{\Omega_R}{2}$$

Um ângulo nadir é sempre medido desde o eixo óptico até o centro da Terra. Sabe-se, Figura 2.6, que para um dado valor da semi-corda terrestre, tem-se um respectivo nadir. Ora, se para a semi-corda rastreada, $\Omega_R/2$, obtém-se um novo valor para o ângulo nadir, Equação (2.28), então esse novo nadir informa ter havido um deslocamento angular, $d\eta$, definido como segue:

$$d\eta = \eta_N - \eta \tag{2.29}$$

isto é, toma-se a diferença entre a posição antiga do eixo nadir, com valor dado por η na Equação (2.23), e a nova posição, η_N, com valor estabelecido pela Equação (2.28). (Observe que o deslocamento angular, $d\eta$, representa uma

rotação em torno de um eixo perpendicular ao eixo óptico, $\hat{\mathbf{A}}$, e que, na condição de erro em arfagem nulo, representa uma rotação em torno do eixo de rolamento e portanto o erro em rolamento.)

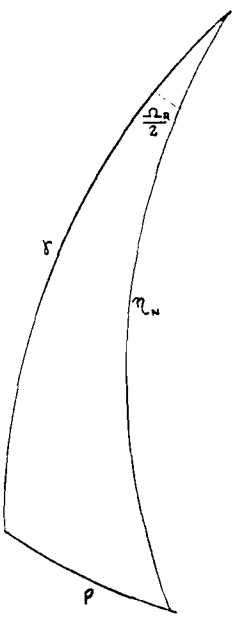


Fig. 2.8 - Elementos relativos à "Terra" esférica detectada a partir do achatamento terrestre.

Tendo Ω_{in}, Ω_{out}, η e η_N, procede-se ao cálculo dos erros segundo o seguinte raciocínio: Sabe-se que os erros, em rolamento e arfagem, de interesse representam rotações em torno desses eixos, introduzidos pelo modelo de Terra achatada utilizado. No caso da Terra esférica, a corda terrestre, Ω, divide-se em duas semi-cordas de mesmo valor absoluto, $\Omega/2$, como ilustrado nas Figuras 2.5 e 2.6. Para o modelo de Terra achatada encontram-se valores distintos para as semi-cordas, quais sejam, Ω_{in} e Ω_{out}, dados pelas Equações (2.25) e (2.26). As Figuras 2.8 e 2.9 ilustram que a Terra esférica, definida pelo novo ângulo nadir, η_N, e pela semi-corda rastreada, $\Omega_R/2$, encontra-se deslocada com relação ao seu centro, em

CTE', da Terra esférica assumida pelo sensor, com η e Ω, assim como definido nas Equações (2.23) e (2.24), com centro em CTE. Assim, a questão de encontrar-se os erros em rolamento e arfagem resume-se em conhecer quão deslocado está CTE' com relação a CTE. Observando novamente a Figura 2.9, nota-se que fazendo uma rotação em torno do eixo óptico, $\hat{\mathbf{A}}$, de um ângulo $d\Omega$, tal que

$$d\Omega = \frac{\Omega_{out} - \Omega_{in}}{2} , \qquad (2.30)$$

faz-se coincidir as linha que unem $\hat{\mathbf{A}}$ com CTE' e $\hat{\mathbf{A}}$ com CTE. Falta unir CTE e CTE'. Procede-se, então, a uma segunda rotação de um ângulo $d\eta$, Equação (2.29), em torno de um eixo $\hat{\mathbf{x}}_2$ (perpendicular a $\hat{\mathbf{A}}$ e ao eixo de guinada do satélite, $\hat{\mathbf{Y}}$), com mesma origem, levando-se CTE' até CTE.

As duas rotações descritas acima: 1) de um ângulo $d\Omega$ em torno de $\hat{\mathbf{A}}$; 2) de um ângulo $d\eta$ em torno de $\hat{\mathbf{x}}_2$, levam os eixos do satélite da condição de erro de apontamento para a condição de erro nulo e, portanto, contém os erros procurados. Pode-se, então a partir dessas duas rotações identificar as rotações em torno dos eixos de rolamento e arfagem procurados. A descrição do programa OBLATE, que é apresentada a seguir, contém maiores detalhes a respeito da implementação do modelo matemático apresentado neste capítulo.

2.4 - O PROGRAMA OBLATE

O programa utiliza as listas de entrada 1 e 2 (Apêndice A), que provém os dados da Terra e da órbita do satélite, bem como os dados referentes aos sensores (lista 2). Após a simulação, o programa fornece o arquivo *oblate.fig* com os erros em rolamento e arfagem em função da

anomalia média, M, a partir do nodo ascendente da órbita.

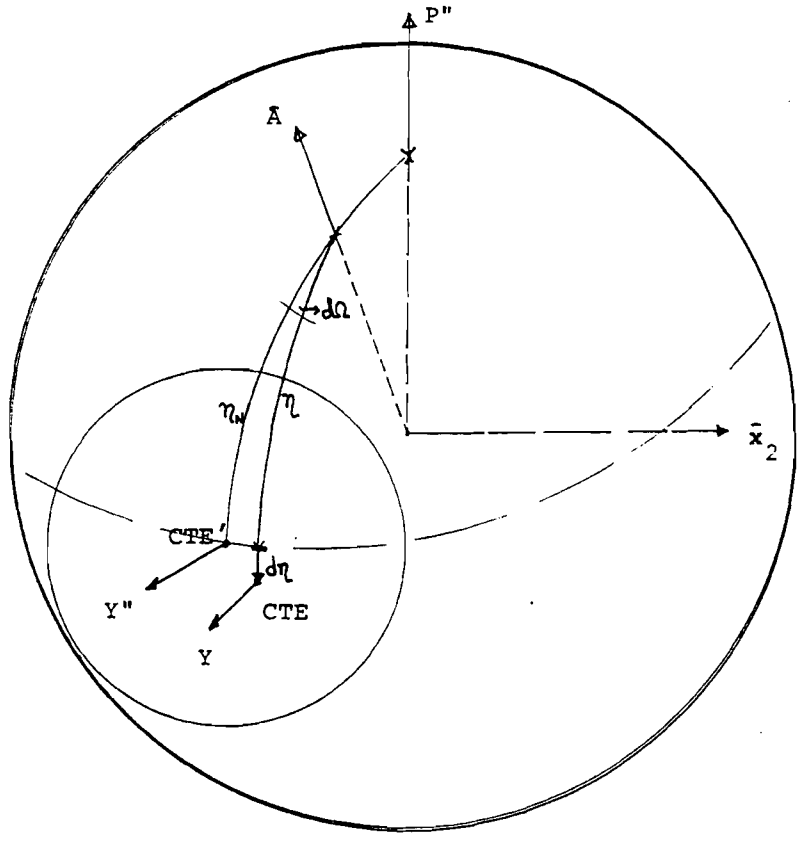


Fig. 2.9 - Identificação das rotações dη e dΩ e do eixo de rotação x_2.

2.6 - DESCRIÇÃO DO PROGRAMA "OBLATE"

Tomando a anomalia média, M, como parâmetro de variação da posição do satélite na órbita, são simulados os erros em rolamento e arfagem. A Figura 2.10 mostra os elementos orbitais. Fazendo nulos o argumento do perigeu, ω, e a ascensão reta do nodo ascendente, Ω_{NA}, e considerando o início do movimento do satélite com anomalia verdadeira, ν, também nula, tem-se a posição do satélite coincidente com o nodo ascendente da órbita que, por sua vez, coincide com o ponto de equinócio vernal, γ_V.

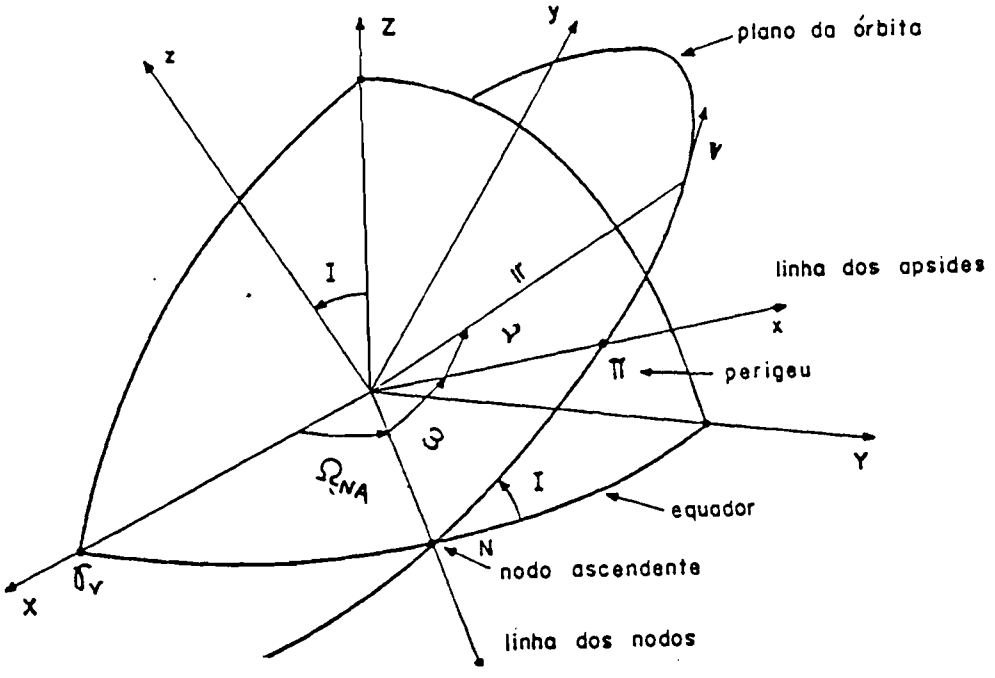


Fig. 2.10 - Elementos orbitais.

A partir da posição do satélite no plano da órbita, x_{orb} e y_{orb}, dados em função da anomalia excêntrica, E, da excentricidade da órbita, e, e do semi-eixo maior da órbita, a, ou seja,

$$x_{orb} = a(\cos E - e)$$
$$y_{orb} = a(1-e^2)^{1/2}\text{sen } E \qquad (2.31)$$

obtém-se o vetor posição do satélite, P(u,v,w), em coordenadas geocêntricas inerciais, utilizando a seguinte rotação (Pilchowski et al, 1981):

$$P = R * \begin{bmatrix} x_{orb} \\ y_{orb} \\ 0 \end{bmatrix} \qquad (2.32)$$

A matriz R (Apêndice D) transforma vetores do sistema de coordenadas no plano da órbita (Apêndice C) para o sistema geocêntrico inercial.

O eixo óptico do sensor é o vetor que dá a direção de montagem do sensor e é definido pelos ângulos α e β (vide lista 2, Apêndice A). O campo de visada do sensor ("FOV") rastreia o céu girando em sentido horário ou anti-horário em torno do eixo óptico, $\hat{A}$, Figura 2.11, descrito em coordenadas PYR (Apêndice C) e que por isso recebe aqui a denominação A_{PYR}, ou seja,

$$A_{PYR} = (A_P, A_Y, A_R),$$

onde

$$\begin{aligned} A_P &= \cos\alpha \cos\beta \\ A_Y &= \text{sen}\alpha \\ A_R &= \cos\alpha \, \text{sen}\beta \end{aligned} \qquad (2.33)$$

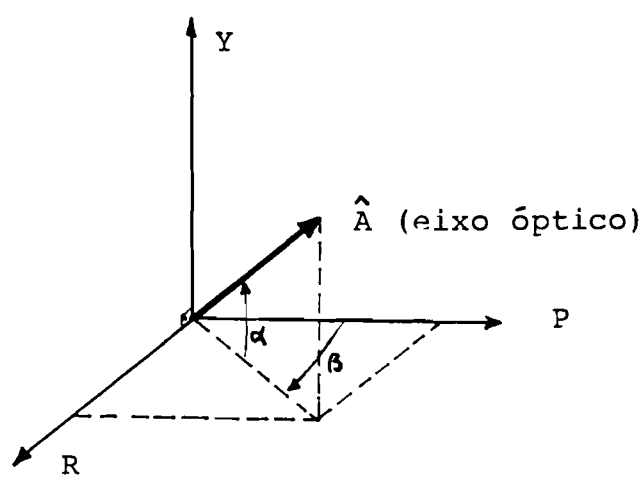


Fig. 2.11 - O vetor eixo óptico, A.

Utilizando a matriz R_1 (Apêndice D), obtém-se, a partir de $\mathbf{A}_{PYR}$, o vetor eixo óptico, **A**, em coordenadas geocêntricas inerciais,

$$\mathbf{A} = R_1 * \mathbf{A}_{PYR} \tag{2.34}$$

O vetor **A**, $\mathbf{A} = (a_1, a_2, a_3)$, é necessário para encontrar-se os vetores $\mathbf{H}_{in}$ e $\mathbf{H}_{out}$.

Os vetores $\mathbf{H}_{in}$ e $\mathbf{H}_{out}$ são obtidos a partir da solução do sistema formado pelas Equações (2.1), (2.7) e (2.12). Da solução obtém-se x_1, y_1, z_1 e x_2, y_2, z_2, tal que,

$$\begin{aligned} \mathbf{H}_1 &= (x_1-u)\hat{\mathbf{x}} + (y_1-v)\hat{\mathbf{y}} + (z_1-w)\hat{\mathbf{z}} \\ \mathbf{H}_2 &= (x_2-u)\hat{\mathbf{x}} + (y_2-v)\hat{\mathbf{y}} + (z_2-w)\hat{\mathbf{z}} \ . \end{aligned} \tag{2.35}$$

Para identificar-se qual deles corresponde ao vetor horizonte de entrada, $\mathbf{H}_{in}$, e qual ao de saída, $\mathbf{H}_{out}$, procede-se da seguinte maneira: Estando os vetores $\mathbf{H}_1$ e $\mathbf{H}_2$ fornecidos em coordenadas geocêntricas inerciais, $\hat{X}\hat{Y}\hat{Z}$, transforma-se-os, com auxílio da matriz R_1^T, para coordenadas $\hat{P}\hat{Y}\hat{R}$ e tem-se

$$\begin{aligned} \mathbf{H}_1^{PYR} &= (x_P, x_Y, x_R) \\ \mathbf{H}_2^{PYR} &= (y_P, y_Y, y_R) \end{aligned} \tag{2.36}$$

Sabendo-se que, para a cabeça óptica 1, o FOV rastrea o céu girando em sentido anti-horário em torno do seu eixo óptico e que, para a cabeça óptica 2, o FOV gira em sentido horário, tem-se que, para qualquer uma das cabeças ópticas, o vetor $\mathbf{H}_{in}$ é identificado por ter a terceira componente, na direção do eixo de rolamento, negativa. Um teste simples verifica qual dos vetores possui

a terceira componente negativa, identificando assim o vetor $\mathbf{H}_{in}$ e o outro vetor é, portanto, $\mathbf{H}_{out}$.

A partir dos vetores $\mathbf{H}_{in}$ e $\mathbf{H}_{out}$ e utilizando a matriz R_2 (Apêndice E), obtém-se os mesmos vetores em coordenadas tangentes locais, conforme descrito na seção anterior, Equações (2.18) e (2.19), que também descreve como, a partir de $\mathbf{H}_{in}^{LT}$ e $\mathbf{H}_{out}^{LT}$, obtém-se finalmente as duas rotações $d\eta$, Equação (2.29), e $d\Omega$, Equação (2.30), identificadas pelo modelo, que contém os erros em rolamento e arfagem cometidos. A seção a seguir descreve como são obtidos os erros a partir de $d\eta$ e $d\Omega$.

2.7 - OS ERROS EM ROLAMENTO E ARFAGEM

Os erros são obtidos a partir da seguinte identificação: Consideremos o sistema orbital P"Y"R", fixo ao satélite, com eixo Y" apontando para o centro da Terra assim como rastreada, CTE', Figura 2.9, situação onde há erro de apontamento e para a qual são calculados $d\Omega$ e $d\eta$. O sistema PYR, com eixo Y apontando para o centro da Terra esférica, CTE, representa a situação onde não há erros, é a chamada "condição nominal". Duas rotações levam CTE' a CTE. A primeira, de um ângulo $d\Omega$ em torno de $\hat{\mathbf{A}}$, leva as linhas que unem $\hat{\mathbf{A}}$ com CTE' e $\hat{\mathbf{A}}$ com CTE a coincidirem. A segunda, de um ângulo $d\eta$ em torno de um eixo perpendicular a $\hat{\mathbf{A}}$, denominado $\mathbf{x}_2$, leva CTE' a CTE. As matrizes M_1 e M_2 (Sielawa, 1990) descrevem as rotações acima e são dadas por:

$$M_1=\begin{bmatrix} k_1^2+(1-k_1^2)\,Cd\Omega & k_1k_2(1-Cd\Omega)-k_3Sd\Omega & k_1k_3(1-Cd\Omega)+k_2Sd\Omega \\ k_1k_2(1-Cd\Omega)+k_3Sd\Omega & k_2^2+(1-k_2^2)\,Cd\Omega & k_2k_3(1-Cd\Omega)-k_1Sd\Omega \\ k_1k_3(1-Cd\Omega)-k_2Sd\Omega & k_2k_3(1-Cd\Omega)+k_1Sd\Omega & k_3^2+(1-k_3^2)\,Cd\Omega \end{bmatrix} \tag{2.37}$$

$$M_2=\begin{bmatrix} p_1^2+(1-p_1^2)\,Cd\eta & p_1p_2(1-Cd\eta)-p_3Sd\eta & p_1p_3(1-Cd\eta)+p_2Sd\eta \\ p_1p_2(1-Cd\eta)+p_3Sd\eta & p_2^2+(1-p_2^2)\,Cd\eta & p_2p_3(1-Cd\eta)-p_1Sd\eta \\ k_1k_3(1-Cd\eta)-k_2Sd\eta & k_2k_3(1-Cd\eta)+k_1Sd\eta & k_3^2+(1-k_3^2)\,Cd\eta \end{bmatrix}$$

onde

$$\hat{\mathbf{A}} = k_1\hat{\mathbf{p}} + k_2\hat{\mathbf{y}} + k_3\hat{\mathbf{r}}$$

$$\hat{\mathbf{x}}_2 = p_1\hat{\mathbf{p}} + p_2\hat{\mathbf{y}} + p_3\hat{\mathbf{r}} \ , \qquad (2.38)$$

com

$$k_1 = \cos\alpha\ \cos\beta$$

$$k_2 = \text{sen}\alpha \qquad (2.39)$$

$$k_3 = \cos\alpha\ \text{sen}\beta$$

$$p_1 = -\text{sen}\beta$$

$$p_2 = 0 \qquad (2.40)$$

$$p_3 = \cos\beta$$

e

C = cosseno

S = seno

A matriz *M* sintetiza o resultado das duas rotações descritas:

$$M = M_2 \cdot M_1 \qquad (2.41)$$

Uma outra maneira de levar CTE' a CTE seria tomar rotações em torno dos eixos $\hat{\mathbf{p}}$, $\hat{\mathbf{y}}$ e $\hat{\mathbf{r}}$. A matriz de Euler, matriz K, relativa a estas rotações e tomadas na ordem 3,1,2, é (Gyanedra, 1978)

$$K=\begin{bmatrix} C\theta_y C\theta_r - S\theta_y S\theta_p S\theta_r & C\theta_y S\theta_r + S\theta_y S\theta_p C\theta_r & -S\theta_y C\theta_p \\ -C\theta_p S\theta_r & C\theta_p C\theta_r & S\theta_p \\ S\theta_y C\theta_r + C\theta_y S\theta_p S\theta_r & S\theta_y S\theta_r - C\theta_y S\theta_p C\theta_r & C\theta C\theta \end{bmatrix} \qquad (2.42)$$

onde

θ_r = erro em rolamento

θ_p = erro em arfagem

θ_y = erro em guinada.

Como se vê, as matrizes M e K produzem o mesmo resultado, qual seja, levar o sistema PYR de uma situação onde há erros de apontamento, para a condição nominal, onde esses erros são nulos. Se produzem o mesmo efeito pode-se, então, identificá-las elemento por elemento

$$M_{ij} = K_{ij} \ . \qquad (2.43)$$

Da identificação entre as matrizes M e K, obtém-se

$$\tan \theta_r = \frac{-M_{21}}{M_{22}} \qquad (2.44)$$

$$\text{sen } \theta_p = M_{23} \qquad (2.45)$$

$$\tan \theta_y = \frac{-M_{13}}{M_{33}} \qquad (2.46)$$

das quais se extraem os erros em rolamento, arfagem e guinada procurados. Observe que o erro em guinada, consideradas as leituras das duas cabeças ópticas, deve ser nulo. De fato é o que se obtém.

Os erros são calculados em todas as posições do satélite e para cada cabeça óptica do sensor. Esses dados são armazenados no arquivo *oblate.fig*, para posterior graficação. A seção a seguir discute os resultados obtidos.

2.8 - RESULTADOS

O programa OBLATE foi rodado com os dados de entrada apresentados nas listas 1 e 2 (Apêndice A). Os dados da órbita e do sensor foram escolhidos segundo a referência Alex e Shrivastava (1987), de maneira a permitir um análise comparativa dos resultados obtidos.

A Figura 2.12 mostra os erros em rolamento detectados pelas cabeças ópticas 1 e 2, assim como o erro global em rolamento tomado da adição entre os dois erros. A Figura 2.13 mostra os erros em arfagem detectados pelas duas cabeças ópticas e a média entre eles. A proximidade das três curvas,na Figura 2.13, sugere que o uso do sensor "back to back" não trouxe uma melhora sensível na correção para o erro global em arfagem. A correção em arfagem monta 0.15 °. Já para o rolamento, tem-se o erro global atingindo uma amplitude de 0.07° e uma correção aí beneficiaria a precisão na determinação da atitude de um igual montante.

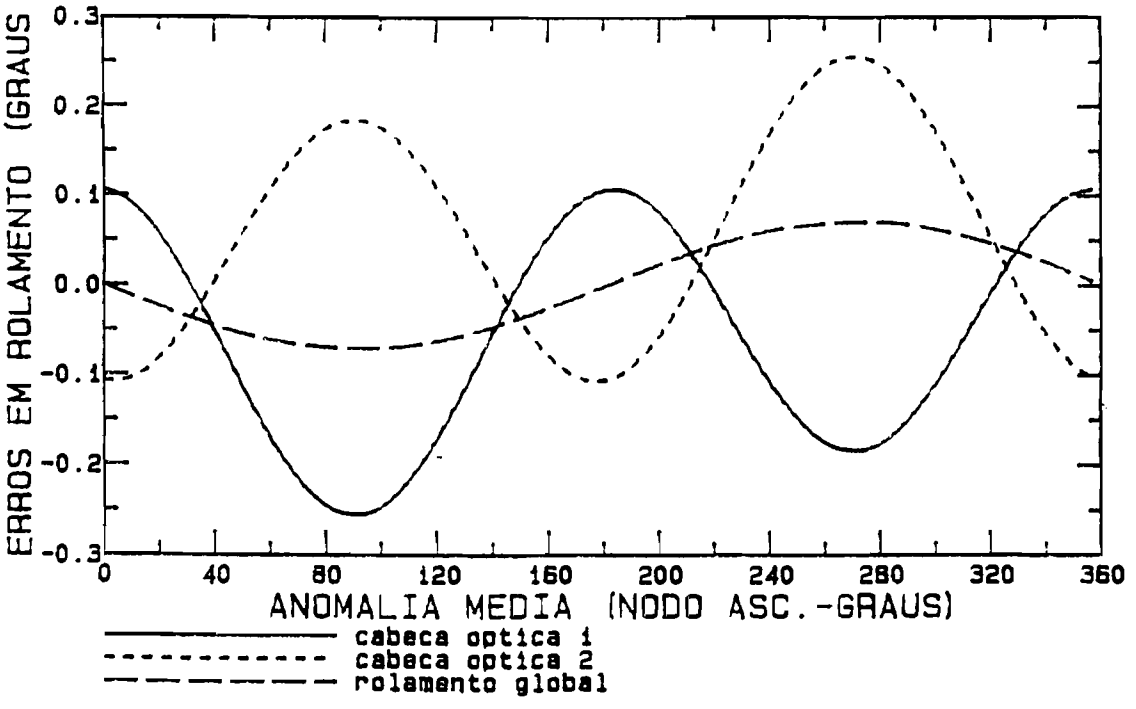


Fig. 2.12 - Erros em rolamento.

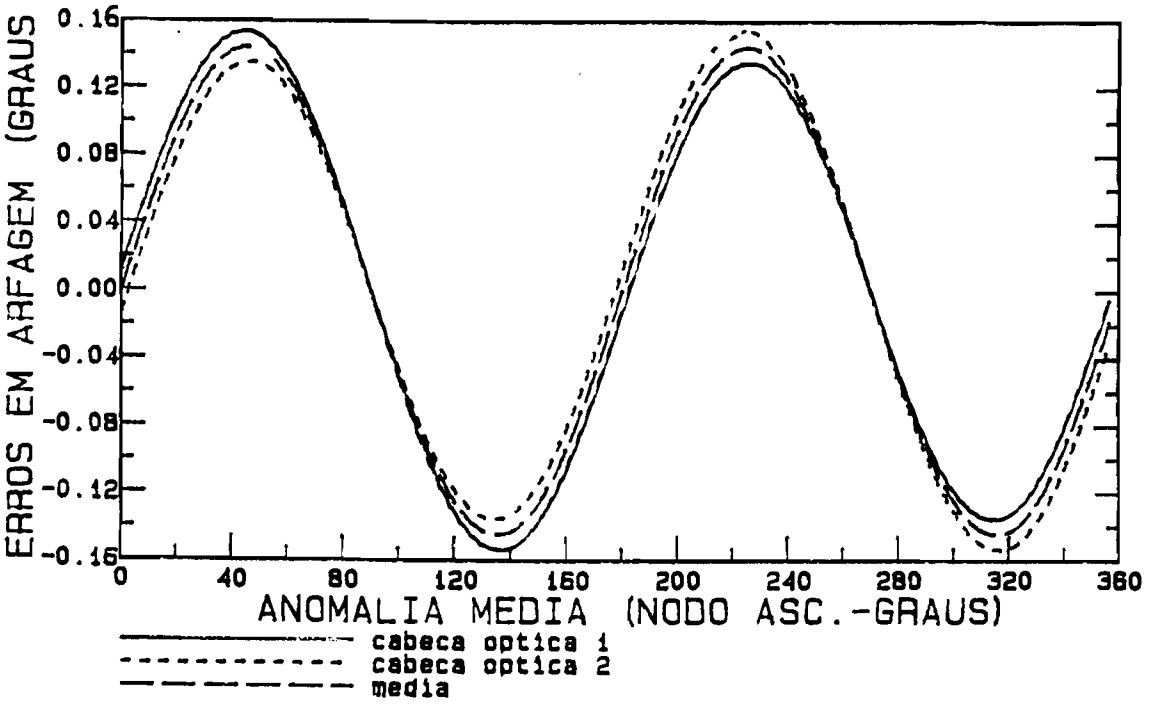


Fig. 2.13 - Erros em arfagem.

O comportamento ondulatório dos erros, bem como os valores atingidos por estes estão plenamente dentro do esperado para esta simulação, de acordo com os resultados publicados na referência citada acima. O programa OBLATE cumpre assim seu objetivo estando apto a realizar novas simulações.

CAPÍTULO 3

MODELAGEM DOS ERROS DEVIDOS À NÃO UNIFORMIDADE DOS PERFIS DE RADIÂNCIA TERRESTRE NA FAIXA DO CO_2.

3.1 - DESCRIÇÃO DO PROBLEMA

Os sensores de horizonte vêem a Terra na faixa de 14 a 16 μm referente à absorção do CO_2. A maior parte dessa radiação se origina em altitudes acima da troposfera terrestre, onde sua intensidade é relativamente constante e depende pouco das condições atmosféricas das camadas que se encontram mais abaixo. No entanto, essa intensidade varia como função da latitude e estação do ano, como pode ser visto na Fig. 3.1. Há também uma variação anual da radiação de algo em torno de 10% em uma década (Alex e Shrivastava, 1989). As Figuras 3.2 e 3.3 mostram uma série de perfis de radiância típicos para os meses de janeiro e julho (respectivamente) no hemisfério norte. Essas curvas foram computadas pelo programa "Comprehensive Profile Synthesizer" (CORPS), desenvolvido pela NASA (NASA CR-66191, 1966) para determinar os perfis de radiância terrestre na faixa de 15 μm do CO_2 a partir de dados de pressão e temperatura atmosféricos. As pressões e temperaturas utilizadas como entrada são derivadas do "U.S. Air Reference Atmospheres" (AFGL-TR-78-0051, 1978). Cada uma das curvas fornece a radiância como função da altura tangente, cuja definição pode ser vista na Figura 3.4. Os sensores de horizonte atuais detectam o horizonte terrestre identificando-o com o ponto de 50% de radiância (ponto de meia potência). Uma observação minuciosa das Figuras 3.2 e 3.3, mostra duas tendências importantes:

1) A radiância absoluta dos perfis a 0 Km de altura tangente aumenta conforme aumenta a latitude no verão

e diminui com a latitude no inverno.

2) A altura tangente do ponto de 50% de radiância varia com a latitude.

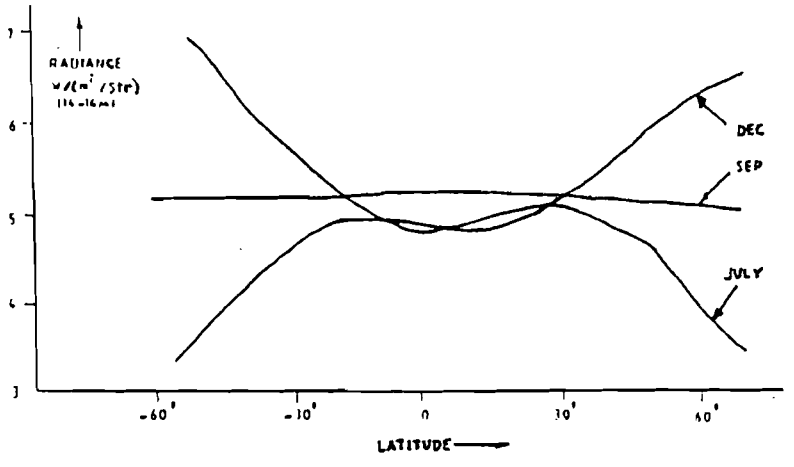


Fig. 3.1 - Variação na intensidade da radiação I.V.com a latitude e a estação do ano.
FONTE: Alex e Shrivastava (1989), p. 376.

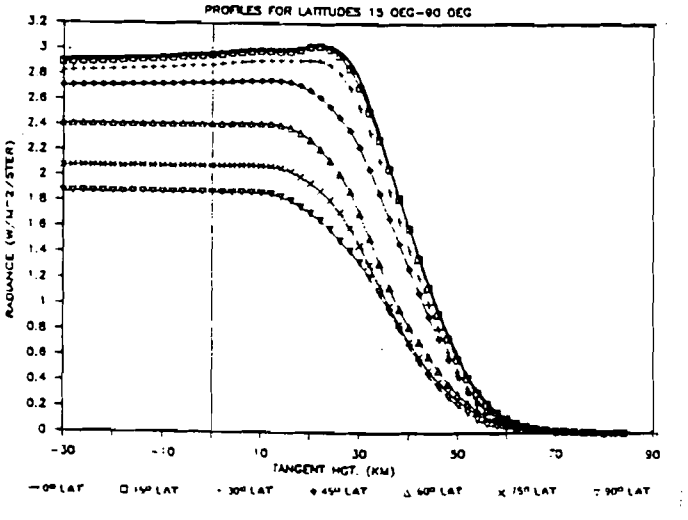


Fig. 3.2 - Perfis de radiância para o hemisfério norte em janeiro.
FONTE: Gontin e Ward (1987), p. 1497.

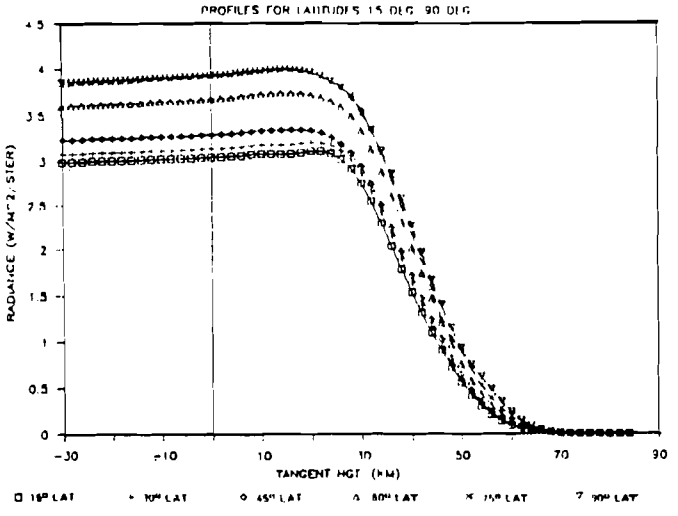


Fig. 3.3 - Perfis de radiância para o hemisfério norte em julho.
FONTE: Gontin e Ward (1987), p. 1497.

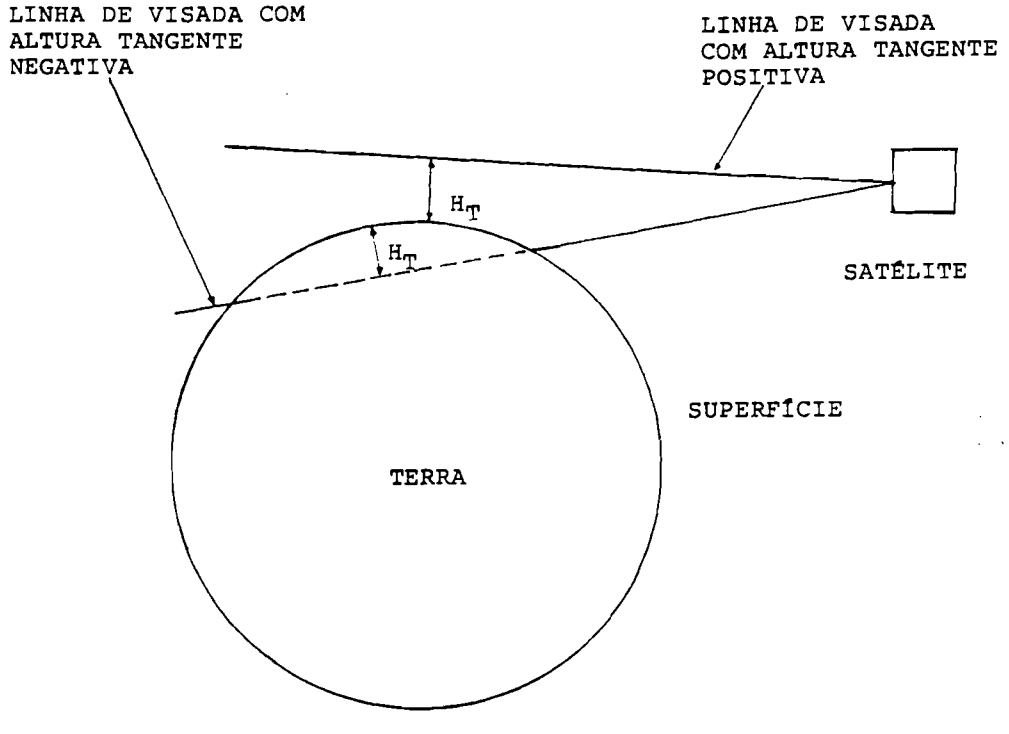


Fig. 3.4 - Definição de altura tangente, H_T.

A primeira tendência descrita acima afeta a localização do horizonte (ponto de 50%), causando erros na sua detecção da ordem de ± 0.22° em arfagem (Weiss, 1972). Contudo, técnicas normalizadoras dos perfis de radiância, como as descritas por Gontin & Ward (1987), podem reduzir esses erros para ± 0.07°. A segunda tendência apresentada acima mostra porque só com uso de técnicas normalizadoras não se pode aumentar ainda mais a precisão de apontamento dos sensores. As Figuras 3.5 e 3.6 mostram os perfis de radiância anteriores normalizados a 0 Km de altura tangente. A Figura 3.6 mostra que o ponto de 50% de radiância permanece aproximadamente constante depois de normalizada a radiância. Já para a Figura 3.5, vê-se que, mesmo normalizados, os perfis de radiância para o mês de janeiro apresentam uma variação residual de mais de 5 Km na altura tangente do ponto de 50%. É essa variação que constitui a fonte de erro que parece limitar em ± 0.07° (≈ 800 Km de altitude) o avanço na precisão dos sensores de horizonte.

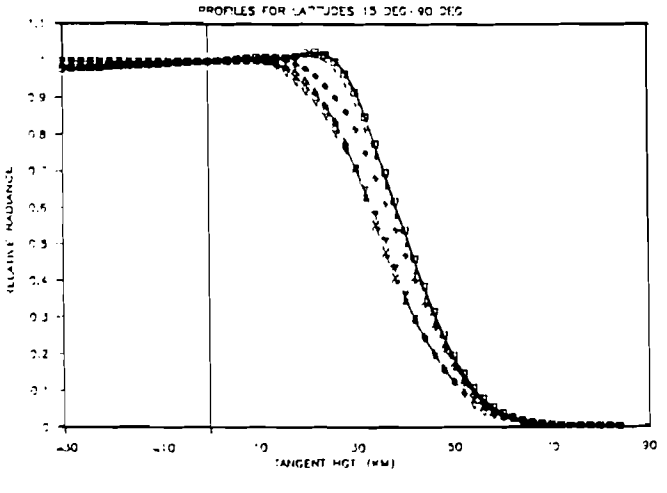


Fig. 3.5 - Perfis normalizados de radiância para o mês de janeiro.
FONTE: Gontin & Ward (1987), p. 1498.

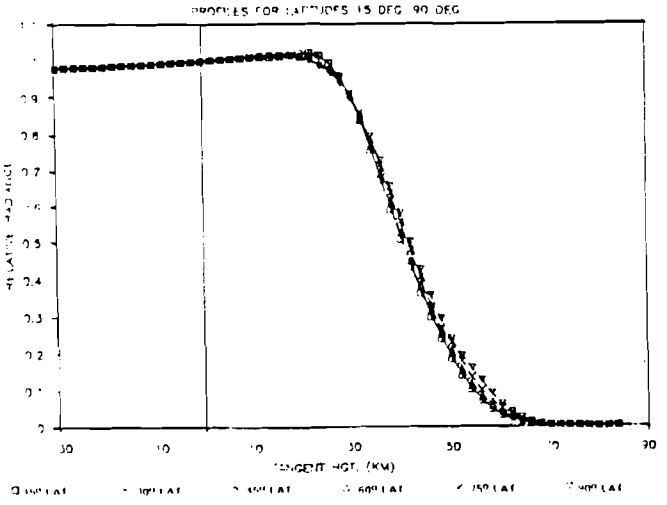


Fig. 3.6 - Perfis normalizados de radiância para o mês de julho.
FONTE:Gontin & Ward (1987), p. 1497.

Neste capítulo são modelados os erros em atitude relativos às variações nos perfis de radiância conforme apresentados nas Figuras 3.2 e 3.3, para a estação do ano correspondente ao mês de janeiro. Os perfis de radiância para os meses de janeiro, abril, julho e outubro, para as latitudes norte de 20°,30°,45°,60° e 75° estão disponíveis na referência NASA-CR 725 (1967). Os dados para as latitudes 0° e 90° são obtidos a partir das referências Weiss (1972) e Gontin & Ward (1987). Valores de radiância para latitudes intermediárias são obtidos por interpolação "spline" (cúbica). A ausência de dados referentes à radiância do hemisfério sul levou-nos a assumir para este hemisfério os perfis de radiância do hemisfério norte com 6 meses de atraso, assim sendo, temos, por exemplo, que os dados de radiância em janeiro à latitude de 40°S são aproximados pelos dados de julho à latitude 40°N. Esta aproximação provou ser razoavelmente boa para latitudes até 45°S. Para latitudes além dessa e, sobretudo sobre o continente antártico, essa aproximação produz temperaturas

que são muito altas para o dia mais frio do ano. Contudo, na falta de outros dados, ela fornece um método aceitável de se modelar a Terra inteira para efeito de previsão de performance de sensores de horizonte (Ward, 1982).

3.2 - SIMULAÇÃO DO SINAL DE ENTRADA A PARTIR DA VARREDURA

O sensor simulado tem duas cabeças ópticas dispostas opostamente ("back to back"). Uma tem seu eixo rebaixado de um ângulo, α_1, com relação ao eixo em arfagem positivo. A outra também tem seu eixo rebaixado de um ângulo α_2, com relação ao eixo em arfagem negativo (Figura 3.7). O ângulo de meio cone do scan, γ, e as dimensões do FOV são de "FOVDEG X FOVDEG". Todos esses ângulos são ajustáveis no programa "SEASON".

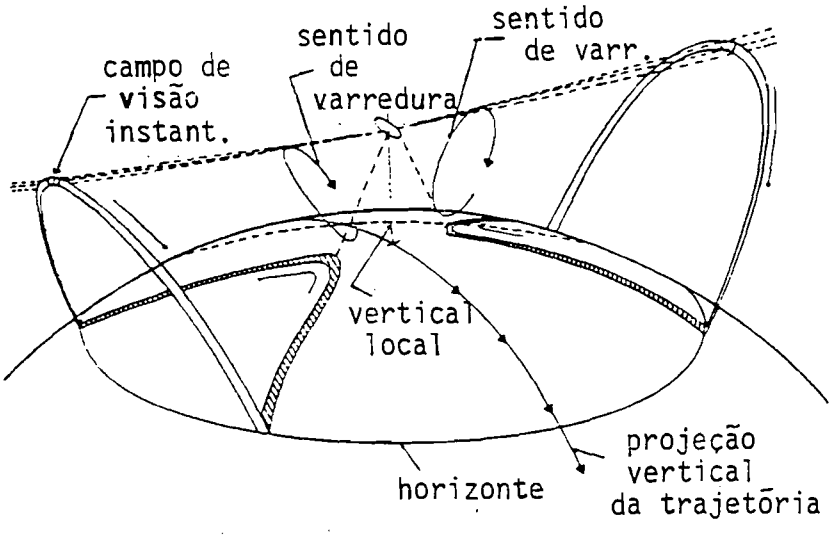


Fig. 3.7 - Geometria do sensor de horizonte "back to back".

Durante a varredura, as cabeças ópticas do sensor recebem radiação infra-vermelha proveniente do espaço e do rastreio através da Terra. O sinal vindo do espaço serve como uma referência para comparação com o sinal vindo da Terra. Na situação em que não há erro de

atitude, o rastreio das duas cabeças tem igual comprimento (corda rastreadas iguais) e estão centrados em torno do sinal de referência gerado dentro da cabeça óptica do sensor. Quando há erro de rolamento, os comprimentos não são iguais e o erro de rolamento é proporcional à diferença entre esses comprimentos. Quando há erro em arfagem, os comprimentos das cordas são iguais, mas há uma defasagem entre o centro do pulso rastreado e o pulso de referência. O erro em arfagem é proporcional à média da defasagem nas duas cabeças ópticas. Os sinais das duas cabeças ópticas são combinados numa eletrônica comum que produz sinais proporcionais aos erros.

3.3 - SELEÇÃO DE UM MODELO DE HORIZONTE

Conjuntamente à escolha de uma estação do ano, 13 perfis de radiância são selecionados para este mês, correspondendo aos valores de radiância esperados versus a altura tangente para as latitudes de 90°, 75°, 60°, 45° ,30°, 20°, 0°, -20°, -30°, -45°, -60°, -75° e -90° (conforme referências anteriores). Se, durante o rastreio, um ponto do campo de visada instantâneo (I.F.O.V.) passar sobre a superfície da Terra (H_T positivo), a latitude do ponto mais próximo é calculada e utilizada. Se o ponto intercepta a Terra (H_T zero ou negativo) a latitude do ponto de interceptação é calculada e utilizada. Neste caso o valor de radiância usado é o apresentado pelo perfil em H_T igual a zero. Valores de radiância para latitudes intermediárias são obtidos a partir de interpolação.

3.4 - DESENVOLVIMENTO DO SINAL DE ENTRADA

Quando uma órbita de interesse tiver sido selecionada, com sua inclinação e altitude, faz-se avançar rumo ao norte a posição do satélite, a partir de uma

posição sub-satélite no equador (nodo ascendente da órbita) até que se complete uma volta ao redor da Terra. A anomalia média, M, é utilizada como parâmetro de variação da posição do satélite na órbita e os incrementos em posição, dM, são, usualmente, de 10°. Em cada ponto da órbita a posição do veículo é "congelada" e varreduras completas são computadas para ambas as cabeças ópticas. Esse procedimento é válido, pois as velocidades de rotação dos mecanismos de varredura são tão altas (12.2 varreduras completas por segundo para o modelo HSS 13-166-9; Ward, 1982) que pode-se negligenciar o movimento do veículo durante um rastreio. O sinal de radiância para uma varredura é computado e corresponde a uma rotação do IFOV de 360° (-180° a +180°) em torno do seu eixo óptico. O ângulo de rotação, ϕ, do mecanismo de varredura é incrementado a intervalos, $d\phi$, de, tipicamente, 0.5°. Para uma posição particular fixa do FOV durante o rastreio, raios são projetados na direção da Terra a partir de uma série de pontos dentro do FOV. Esses pontos são designados dividindo-se o FOV em pequenos quadrados e assumindo que a radiância recebida pelo quadrado inteiro é a mesma radiância vista por um único ponto no centro do quadrado. A Figura 3.8 ilustra uma maneira de subdividir o FOV. A resposta dos pontos dentro do FOV não é uniforme e, para levar isto em consideração, a radiância associada com um ponto dado é multiplicada por um fator que é unitário para todos os pontos que não distem mais que "D_1" do centro do FOV. Pontos jazendo entre D_1 e D_2 são multiplicados pelo fator "Fac_1". Os demais pontos são multiplicados por "Fac_2". Também a partir da Figura 3.8 são obtidos os dados para o cálculo, por analogia, dos fatores multiplicativos, Fac_1 e Fac_2, bem como das distâncias D_1 e D_2 mencionadas.

$$D_1 = FOVDEG \cdot 0.1406 \qquad (3.1)$$

$$D_2 = \sqrt{0.1094 \cdot FOVDEG^2 + D_1^2}$$

$$Fac_1 = 0.68 \qquad (3.2)$$

$$Fac_2 = 0.32$$



Fig. 3.8 - Subdivisão do FOV com distribuição interna de pesos.
FONTE: Ward (1982), p. 73.

3.5 - SOBRE A ENERGIA INCIDENTE NO DETECTOR

Chamemos a radiância, assim como vista por um único ponto do IFOV (já multiplicada pelo devido fator de não uniformidade de resposta) de N_i (W/m^2-sr), onde o "i" refere-se ao i-ésimo quadradinho dentro do FOV. O FOV tem dimensão "FOVDEG X FOVDEG" e está subdividido em "$NFOV^2$" quadradinhos de dimensão

$$\frac{FOVDEG}{NFOV} \times \frac{FOVDEG}{NFOV} \qquad (graus^2) \qquad (3.3)$$

Sendo (veja Figura 3.9)

τ - Eficiência óptica do telescópio ($\cong$ 35%)
α - Ângulo de inclinação do prisma (12.12°)
AE - Área efetiva da objetiva
R - Raio da lente de entrada do telescópio (16 mm)

FOVDEG - Dimensão angular do FOV

NFOV - Subdivisões do FOV (total $NFOV^2$ quadradinhos)

γ - Ângulo de semi-cone do mecanismo de varredura

então, a potência recebida pelo detector como um todo, N_f, que gerará o sinal de entrada, $R_{in}(t)$, será (Cisbani, 1987)

$$N_f = \sum_{i=1}^{NFOV^2} N_i * \frac{(FOVDEG/NFOV)^2}{(180°/\pi)^2} * AE * \tau \qquad (3.4)$$

com (Nunes, 1988)

$$AE = \pi\ R\ \cos(\gamma - \alpha) \qquad (3.5)$$

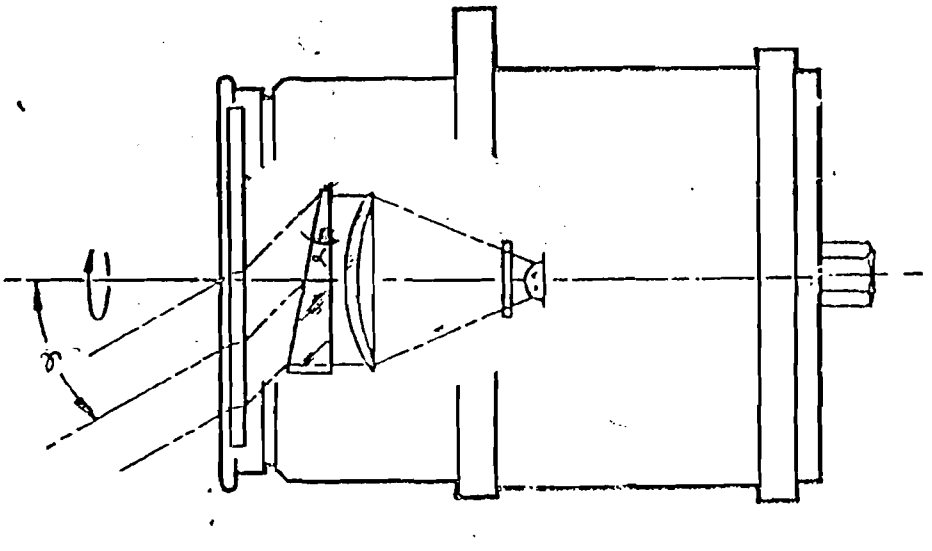


Fig. 3.9 - Sensor de horizonte de varredura cônica. Parte óptica.

3.6 - PROCESSAMENTO DO SINAL DE ENTRADA

A Figura 3.10 mostra o diagrama de blocos de um sensor de varredura cônica típico utilizado em simulação. A radiância infra-vermelha de entrada, $R_{in}(t)$, é

modelada considerando-se a radiância integrada dentro do FOV em diferentes instantes. Os items: Distribuição da radiância como função da altitude, cruzamento do IFOV com a imagem da Terra e ditribuição espacial da sensibilidade do FOV são considerados, como explicado na seção anterior, na obtenção da curva $R_{in}(t)$. Uma curva de entrada típica é mostrada na Figura 3.11.

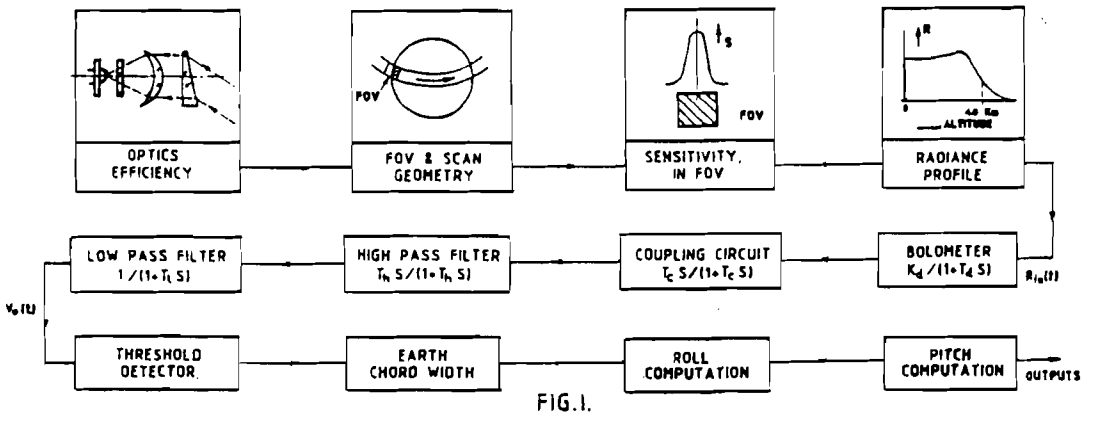


Fig. 3.10 - Diagrama de blocos típico de sensor de horizonte de varredura cônica.
FONTE: Alex e Shrivastava (1988), p. 245.

O sinal puro, assim como obtido na saída do bolômetro, é inútil para processamento de atitude, a menos que seja amplificado e filtrado. Para tanto aproxima-se o sinal de entrada, $R_{in}(t)$, por um número de segmentos de reta com curvaturas diferentes em ambos os horizontes (Alex e Shrivastava, 1989). O sinal de entrada para processamento eletrônico torna-se (Figura 3.12)

$$R_{in}(t) = \sum_{n=1}^{Icont} \left[a_n \, (t - t_n) \, U \, (t - t_n) \right.$$

$$\left. - \, a_n \, (t - t_{n+1}) \, U \, (t - t_{n+1}) \right] \qquad (3.6)$$

onde a_n é a inclinação do n-ésimo segmento de reta entre os instantes t_n e t_{n+1} e "U" é a função degrau unitário ("unit step function").

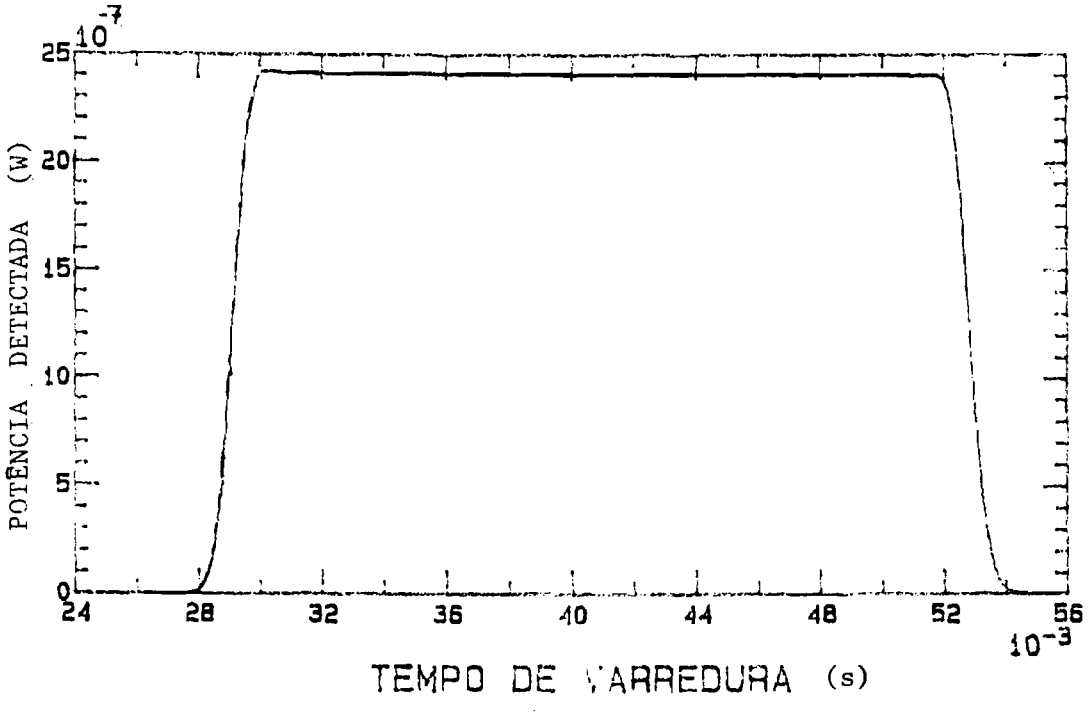


Fig 3.11 - Sinal potência da radiância detectada para uma varredura.

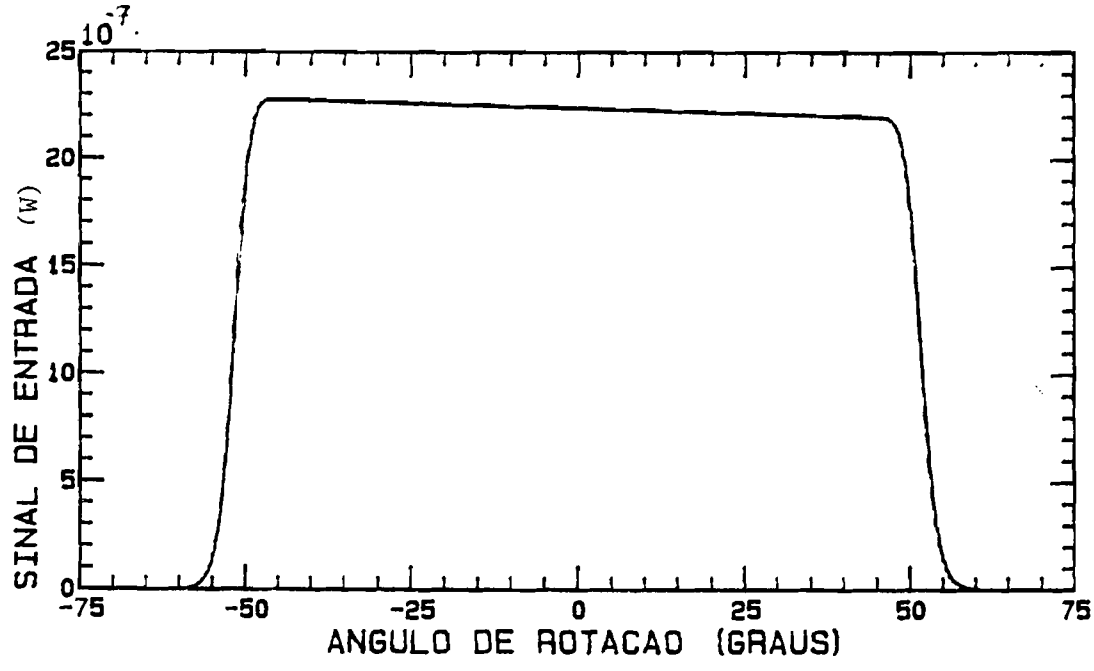


Fig. 3.12 - Sinal de entrada, R_{in}, para processamento eletrônico.

A função de transferência dos diferentes estágios do sensor é dada por

$$\frac{V_o(s)}{R_{in}(s)} = \frac{K_d}{1+T_d s}\,\frac{T_c s}{1+T_c s}\,\frac{T_h s}{1+T_h s}\,\frac{1}{1+T_l s} \qquad (3.7)$$

onde

$R_{in}(s) = \mathcal{L}\{ R_{in}(t) \}$ é a transformada de Laplace

$V_o(t)$ = Voltagem de saída do processamento eletrônico

K_d - Sensibilidade do detector (79 V/W) incluindo a eficiência óptica (35%) = 27.65 V/W

T_d - Constante de tempo do detector = 2.7 ms

T_c - Cte. de tempo do circuito de acoplamento = .16 s

T_h - Constante de tempo do filtro passa alta = 1.6 ms

T_l - Constante de tempo do filtro passa baixa = .01 s

A saída, $V_o(t)$, é computada a partir de (3.7) aplicando a transformada inversa de Laplace,

$$V_o(t) = \sum_{i=1}^{lcont} \frac{a_n K_d}{T_d T_l}$$

$$x \left\{ A(e^{-(t-t_n)/T_d}\ U_1 - e^{-(t-t_{n+1})/T_d}\ U_2) \right.$$

$$+ B(e^{-(t-t_n)/T_c}\ U_1 - e^{-(t-t_{n+1})/T_c}\ U_2)$$

$$+ C(e^{-(t-t_n)/T_h}\ U_1 - e^{-(t-t_{n+1})/T_h}\ U_2)$$

$$\left. + D(e^{-(t-t_n)/T_l}\ U_1 - e^{-(t-t_{n+1})/T_l}\ U_2) \right\} \qquad (3.8)$$

onde

$$A = \frac{T_d^3 T_c T_h T_l}{(T_d-T_c)\,(T_d-T_h)\,(T_d-T_l)}$$

$$B = \frac{T_c^3 T_d T_h T_l}{(T_c-T_d)\,(T_c-T_h)\,(T_c-T_l)}$$

$$C = \frac{T_h^3 T_d T_c T_l}{(T_h-T_d)\,(T_h-T_c)\,(T_h-T_l)}$$

$$D = \frac{T_l^3 T_d T_c T_h}{(T_l - T_d)(T_l - T_h)(T_l - T_c)}$$

e U_1 e U_2 são funções degrau unitário, com

$$U_1 = U(t - t_n) \quad \text{e} \quad U_2 = U(t - t_{n+1})$$

A saída, $V_o(t)$, contém um sinal de pico positivo, V_p, e um sinal de pico negativo, V_n. O ponto de meia potência (50%) desses picos identifica os tempos de cruzamento espaço/Terra, t_{in}, e Terra/espaço, t_{out}. Relacionados a t_{in} e t_{out}, tem-se os ângulos ϕ_{in} e ϕ_{out}, de entrada e saída da Terra,

$$\begin{aligned} \phi_{in} &= \omega * t_{in} - 180° \\ \phi_{out} &= \omega * t_{out} - 180° \end{aligned} \qquad (3.9)$$

onde "ω" é a velocidade angular do mecanismo de varredura do sensor (aqui tomado como 12.2 rot./seg).

A partir de ϕ_{in} e ϕ_{out}, tem-se a corda terrestre rastreada, Ω_R, assim como a defasagem de seu centro com relação ao pulso de referência, ϕ_e,

$$\begin{aligned} \Omega_R &= |\phi_{in}| + \phi_{out} \\ \phi_e &= (\phi_{in} + \phi_{out})/2 \end{aligned} \qquad (3.10)$$

De posse de Ω_R e ϕ_e, calcula-se os erros de rolamento e arfagem. Para o cálculo do erro em rolamento são comparadas as cordas terrestres esférica (padrão = Ω) e rastreada, Ω_R. A comparação não é direta, a medida que se obtém primeiro, a partir dessas cordas, os ângulos de

nadir, η e η_N, para as Terras esférica e rastreada, respectivamente. Ambos os ângulos são obtidos a partir da Equação (2.29). O deslocamento angular, $d\eta$, assim como obtido na Equação (2.30), atesta a ocorrência de uma rotação em torno do eixo óptico, $\hat{\mathbf{A}}$, que se reflete em erros de atitude. No cálculo do erro em arfagem utiliza-se a defasagem do centro do pulso rastreado, ϕ_e, com relação ao pulso de referência. É importante observar que o processamento eletrônico do sinal de entrada introduz um atraso, ϕ'_e, que deve ser descontado de ϕ_e, pois não se relaciona à variação da radiância em si, relacionando-se unicamente com o processo eletrônico empregado. Esse atraso, ϕ'_e, é devidamente quantificado na execução do programa "ELETRO", que simula o comportamento da eletrônica do sensor e será assunto do Capítulo 4. Obtém-se, assim

$$d\Omega = \phi_e - \phi'_e \qquad (3.11)$$

A partir de $d\eta$ e $d\Omega$ os erros são obtidos de maneira idêntica à decrita no Capítulo 2, seções 2.4 e 2.5.2.

3.7 - O PROGRAMA "SEASON"

O programa SEASON simula os erros em rolamento e arfagem cometidos ao posicionar-se um satélite sobre a Terra utilizando um sistema padrão de detecção do horizonte infra-vermelho na faixa de 14 a 16 μm, erros esses devidos à não uniformidade dos perfis de radiância infra-vermelha da Terra.

Os passos envolvidos na execução do programa SEASON são apresentados em forma resumida no diagrama de blocos da Figura 3.13. A modelagem da parte tracejada da Figura 3.13 será discutida mais amplamente nesta seção, uma

vez que representa novidade com relação ao já realizado no programa "OBLATE". A modelagem da varredura realizada através do espaço em busca da Terra infra-vermelha e os passos envolvidos desde a detecção da Terra até a obtenção das cordas terrestres rastreadas são assunto das próximas seções.

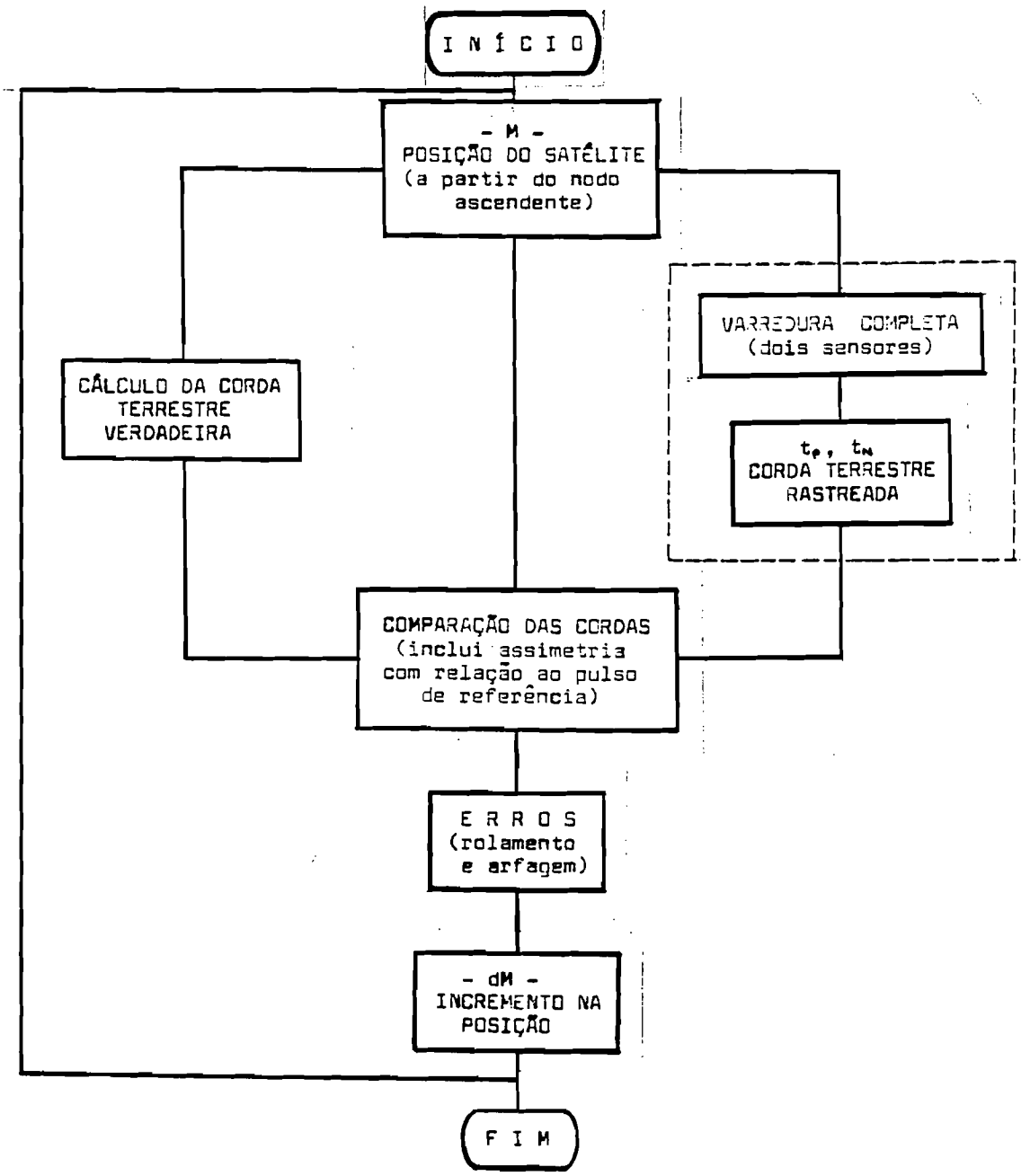


Fig. 3.13 - Diagrama de blocos do programa SEASON.

3.7.1- MODELAGEM DA VARREDURA

O diagrama de blocos (Figura 3.14) ilustra os passos que serão discutidos nesta seção. Todo o procedimento a seguir é realizado no sistema orbital PYR de coordenadas (Apêndice C) e, portanto, "p", "y" e "r" referem-se aos eixos cordenados "pitch", "yaw" e "roll", de arfagem, guinada e rolamento, respectivamente, considerando-se condição nula de erros de apontamento. Nesse sistema a Terra sólida é vista a partir do satélite como uma esfera de raio R_T, que dista h (altitude do satélite) do centro do sistema e centrada em (0, R_T+h , 0), como pode ser visto na Figura 3.15, cuja equação é

$$p^2 + [y-(R_T+h)]^2 + r^2 = R_T^2 \qquad (3.12)$$

O eixo óptico, em torno do qual é realizada a varredura, é definido pelos ângulos α e β (Figura 2.11),

$$\hat{\mathbf{A}} = k_1\hat{\mathbf{p}} + k_2\hat{\mathbf{y}} + k_3\hat{\mathbf{r}} \qquad (3.13)$$

com

$$k_1 = \cos\alpha \cos\beta$$

$$k_2 = \text{sen}\alpha$$

$$k_3 = \cos\alpha \, \text{sen}\beta$$

O IFOV, em sua rotação em torno do eixo óptico, descreve no espaço um cone. Para cada valor do ângulo de rotação, ϕ, tem-se o IFOV representado por uma reta pertencente ao cone, na direção do vetor u, que é obtido a partir da rotação de um vetor inicial, v,referente à posição ocupada pelo IFOV em ϕ = 0, em torno do eixo

óptico, $\hat{A}$. O vetor **v** é dado por:

$$\mathbf{v} = \begin{bmatrix} \cos(\alpha+\gamma)\cos\beta \\ \operatorname{sen}(\alpha+\gamma) \\ \cos(\alpha+\gamma)\operatorname{sen}\beta \end{bmatrix} \tag{3.14}$$

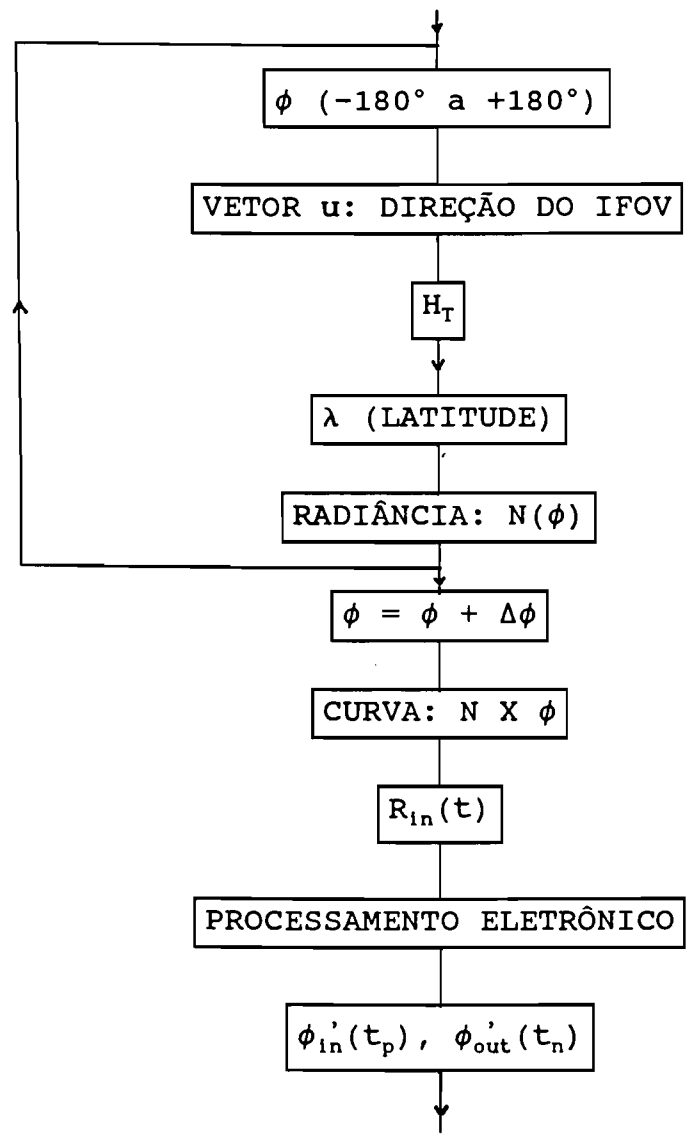


Fig. 3.14 - Diagrama de blocos da parte tracejada da Figura 3.13.

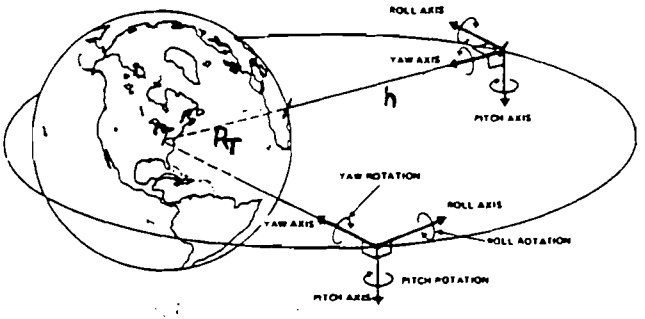


Fig. 3.15 - A Terra vista do sistema RPY.
FONTE: Wertz (1978), p. 29.

A matriz RC gira o vetor v em torno do eixo óptico $\hat{A}$, Equação (3.13), de um ângulo ϕ, no sentido anti-horário (Sielawa, 1990):

$$RC=\begin{bmatrix} C\phi+k_1^2(1-C\phi) & k_1k_2(1-C\phi)-k_3S\phi & k_1k_3(1-C\phi)+k_2S\phi \\ k_1k_2(1-C\phi)+k_3S\phi & C\phi+k_2^2(1-C\phi) & k_2k_3(1-C\phi)-k_1S\phi \\ k_1k_3(1-C\phi)-k_2S\phi & k_2k_3(1-C\phi)+k_1S\phi & C\phi+k_3^2(1-C\phi) \end{bmatrix} \quad (3.15)$$

O resultado é o vetor u com a direção do IFOV referente àquela posição ϕ durante a varredura:

$$u = RC * v \quad (3.16)$$

Observo aqui que tomando-se o ângulo de rotação, ϕ, negativo, obtém-se a varredura no sentido horário. De fato, durante a execução do programa SEASON, as varreduras são executados nos dois sentidos e os resultados comparados nas conclusões. O programa permite ainda que se escolha um único sentido para a varredura, caso isso seja desejado.

Tendo-se a direção instantânea do FOV, dada pelo vetor u, e conhecendo-se o vetor v_{CT}, desde o satélite até o centro da Terra,

$$\mathbf{v}_{CT} = (R_T + h)\hat{\mathbf{y}} \tag{3.17}$$

pode-se obter o ângulo θ entre eles

$$\theta = \arccos \frac{\mathbf{u} * \mathbf{v}_{CT}}{\|\mathbf{u}\| * \|\mathbf{v}_{CT}\|} \tag{3.18}$$

A partir de θ e $\mathbf{v}_{CT}$, pode-se obter a altura tangente, h_T, instantânea do FOV (Figura 3.16),

$$h_T = D - R_T \tag{3.19}$$

com D sendo a distância da reta representada pelo vetor u ao centro da Terra,

$$D = \mathbf{v}_{CT} \operatorname{sen}\theta \tag{3.20}$$

Dessa maneira obtém-se a altura tangente do FOV para todos os instantes, representados pelos diversos valores assumidos pelo ângulo de rotação, ϕ, durante o rastreio.

Para uma dada posição do FOV, tem-se uma respectiva altura tangente. O valor da radiância atingindo o FOV àquele determinado valor de h_T pode ser obtido a partir das curvas de radiância versus altura tangente (NASA-CR 725, 1967). Contudo essas curvas de radiância são funções da estação do ano e da latitude instantânea do FOV, isto é, para uma selecionada estação do ano, tem-se as curvas para as latitudes -90°, -75°, -60°, -45°, -30°, -20°, 0°, 20°, 30°, 45°, 60°, 75° e 90°. Vê-se, portanto, que não basta a altura tangente para a determinação da radiância, é também necessário conhecer-se a latitude instantânea do FOV, λ, durante as posições ocupadas numa varredura. A partir de h_T, obtém-se a radiância para as

latitudes citadas, referentes àquele valor de h_T. Se for conhecida a latitude do IFOV naquele instante, pode-se, por interpolação, obter o valor da radiância referente a λ e h_T.

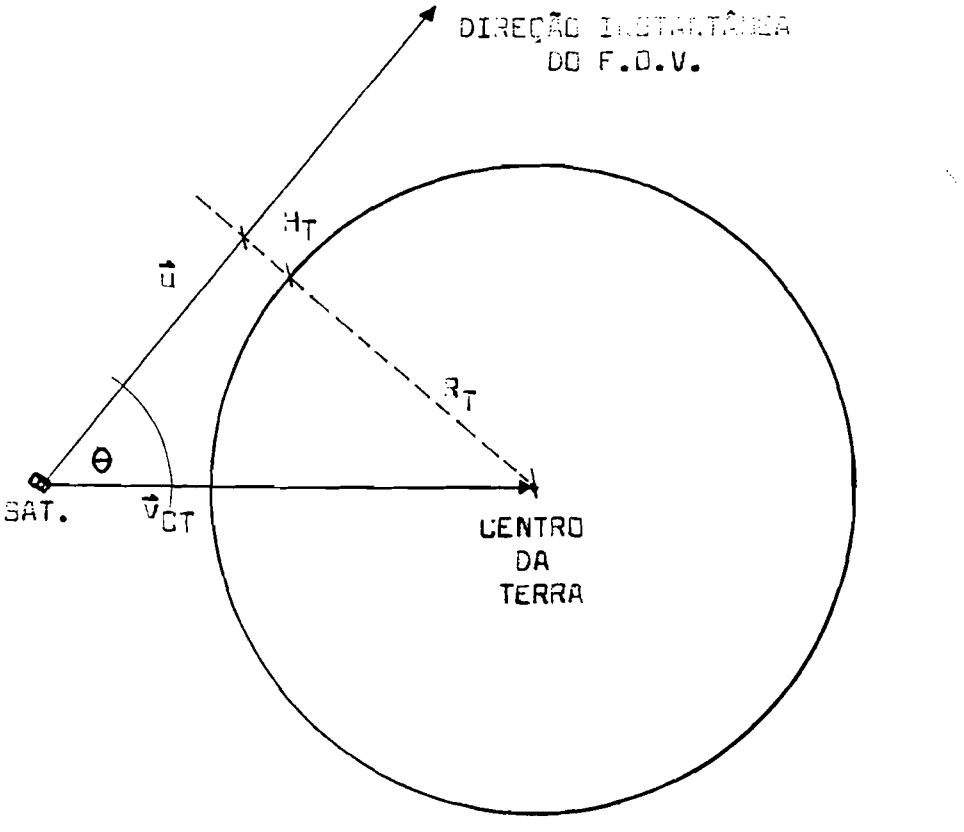


Fig. 3.16 - Identificação de H_T a partir de θ e v_{CT}.

No cálculo da latitude do IFOV considera-se que, se o FOV intercepta a Terra ($h_T=0$ ou $h_T<0$) usa-se a latitude do ponto de interceptação. Neste caso, o valor de radiância utilizado é o valor apresentado pelo perfil para $h_T=0$. No caso em que o FOV não intercepta a Terra ($h_T>0$), usa-se o "ponto mais próximo" para o cálculo da latitude do FOV. O cálculo da latitude para os pontos de interceptação ou mais próximo é realizado como se segue. A Figura 3.17 ilustra os vetores v_{CT} e x_2, que entram no cálculo do vetor P_{int}, que identifica o ponto de intersecção.

$$\mathbf{x}_2 - \mathbf{v}_{CT} = \mathbf{P}_{int}^{PYR} \tag{3.21}$$

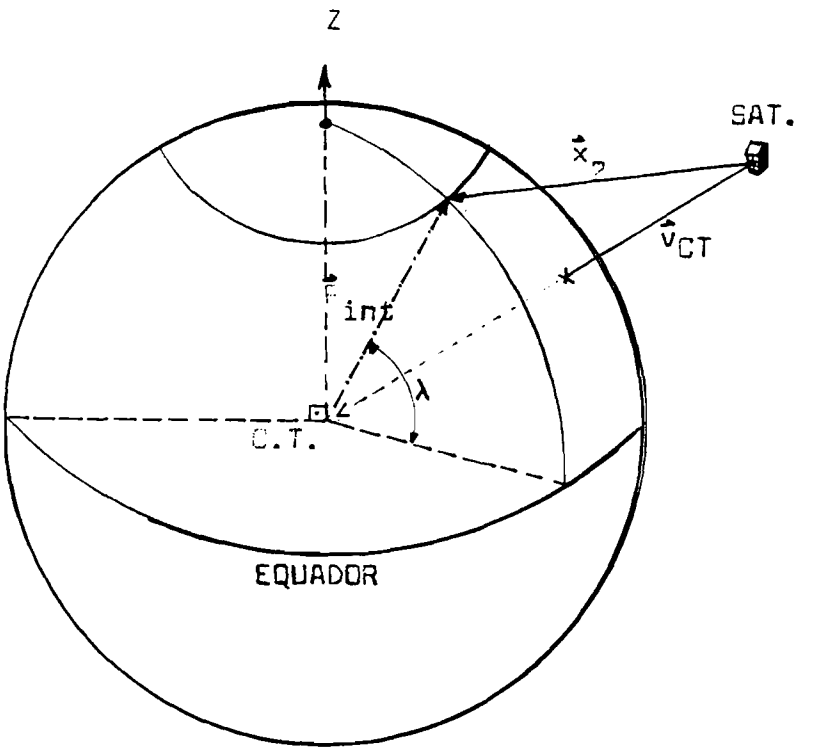


Fig. 3.17 - Os vetores $\mathbf{v}_{CT}$ $\mathbf{x}_2$ e $\mathbf{P}_{int}$ e a latitude, λ.

Uma vez que se obtenha $\mathbf{P}_{int}^{PYR}$, pode-se, com auxílio da matriz R_1 (Apêndice C) obter o mesmo vetor em coordenadas geocêntricas inerciais, $\mathbf{P}_{int}^{XYZ}$,

$$\mathbf{P}_{int}^{XYZ} = [R_1] * \mathbf{P}_{int}^{PYR} \tag{3.22}$$

$$\mathbf{P}_{int}^{XYZ} = (P_{int_1}, P_{int_2}, P_{int_3}) \tag{3.23}$$

e de posse de $\mathbf{P}_{int}^{XYZ}$, tem-se a latitude, λ, do ponto de intersecção do IFOV com a Terra (vide Figura 3.17),

$$\lambda = \text{atan} \frac{P_{int_3}}{\sqrt{P_{int_1}^2 + P_{int_2}^2}} \tag{3.24}$$

O vetor $\mathbf{x}_2$, Equação (3.21), entra no cálculo de λ e é obtido a partir da solução do sistema formado pelas equações da reta na direção do vetor u (que identifica o IFOV),

$$\frac{p}{u_1} = \frac{y}{u_2} = \frac{r}{u_3} \tag{3.25}$$

e da Terra, a partir do satélite, Equação (3.12). A solução desse sistema provém o vetor $\mathbf{x}_2$,

$$\mathbf{x}_2 = (x_2, y_2, z_2)$$

com

$$x_2 = \frac{u_1 u_2 (R_T+h) - u_1 \sqrt{u_2^2 (R_T+h)^2 (u_1^2+u_2^2+u_3^2)\,[(R_T+h)^2 - R_T^2]}}{u_1^2 + u_2^2 + u_3^2}$$

$$y_2 = \frac{u_2}{u_1} x_2 \tag{3.26}$$

$$z_2 = \frac{u_3}{u_1} x_2$$

Observo aqui que o sistema formado pelas Equações (3.12) e (3.25) fornece como soluções, no caso em que o FOV cruza a Terra, dois pontos que representam dois vetores, $\mathbf{x}_1$ e $\mathbf{x}_2$. O vetor $\mathbf{x}_2$ é identificado com a intersecção procurada, pois apresenta menor valor absoluto. Ainda, para o caso em que o FOV não cruza a Terra ($h_T>0$), modifico a Equação (3.12)

para

$$p^2 + [y - (R_T + h)]^2 + r^2 = R^2 \qquad (3.27)$$

onde

$$R = R_T + h_T \qquad (3.28)$$

encontrando dessa maneira, como solução do sistema formado pelas Equações (3.25) e (3.27) um único ponto, que é o ponto de tangência da reta que contém o IFOV com a superfície da "Terra" com raio dado pela Equação (3.28) e que identifica o ponto mais próximo para o cálculo da latitude no caso em que $h_T>0$. De posse de $\mathbf{x}_2$, P_{int}^{XYZ} e λ são calculados como descrito nas Equações (3.21), (3.22) e (3.24). Partindo do ângulo de rotação e calculadas a altura tangente e a latitude do IFOV, obtém-se o perfil de radiância versus ângulo de rotação, ϕ, para uma varredura completa, já considerada a latitude do IFOV.

3.7.2 - SIMULAÇÃO DOS SINAIS DE ENTRADA E SAÍDA

A radiação infra-vermelha coletada pelo FOV para uma dada posição durante o rastreio, Equação (3.4), é armazenada no vetor "N_{vet}". O instante de tempo referente à essa posição, relacionado ao ângulo de rotação, ϕ (Equação (3.9)), também é armazenado no vetor "t_{vet}". Dessa maneira, obtém-se o sinal de entrada, $R_{in}(t)$, a partir do gráfico de N_{vet} X t_{vet}. Observe que um contador, representado pela variável inteira "l_{cont}", é acionado toda vez que ocorre um registro de N_{vet} e t_{vet} e, portanto, atinge um número de contagens que é igual à dimensão de N_{vet} e t_{vet}. A Equação (3.6) descreve o sinal de entrada obtido assim como descrito. Os coeficientes a_n são calculados e armazenados no vetor "SLOPE" e contém a inclinação do n-ésimo segmento

de reta entre os instantes t_n e t_{n+1},

$$a_n = \frac{N_{vet_{n+1}} - Nvet_n}{t_{vet_{n+1}} - t_{vet_n}} \qquad (3.29)$$

De posse dos vetores SLOPE e t_{vet} (coeficientes a_n e t_n) e, com uso da Equação (3.8), o processamento do sinal de entrada é realizado sendo, então, obtido o sinal de saída após o processamento eletrônico, $V_o(t)$. Um gráfico de $V_o(t)$ X t é apresentado na Figura 3.18, contendo V_P, valor de pico de $V_o(t)$, V_N, mínimo valor atingido por $V_o(t)$, assim como t_{in} e t_{out}, instantes em que o IFOV detecta a Terra na entrada e saída, obtidos a partir de $V_P/2$ e $V_N/2$ (pontos de meia potência), respectivamente. A Equação (3.9) ilustra como, a partir de t_{in} e t_{out}, obtém-se ϕ_{in} e ϕ_{out}, com os quais, Equação (3.10), obtém-se Ω_R e ϕ_e. As quantidades $d\eta$ e $d\Omega$, Equações (2.30) e (3.11) podem então ser calculadas e, com elas, os erros em rolamento e arfagem são obtidos conforme descrito no final da seção 3.6.

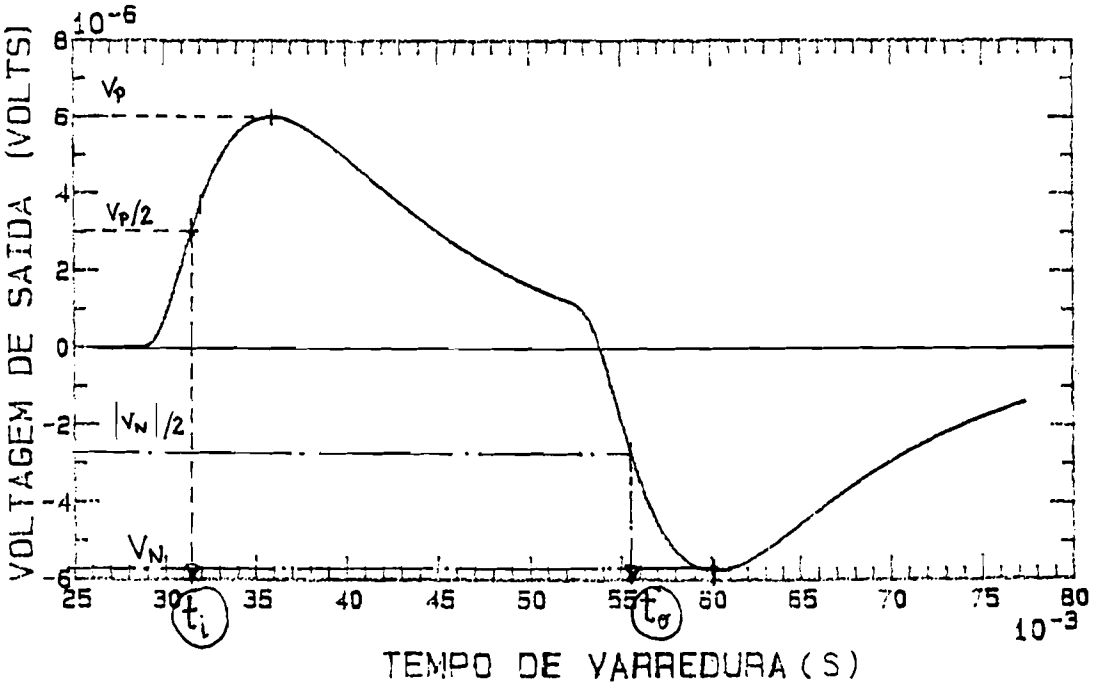


Fig. 3.18 - Identificação de V_P, V_N, $V_P/2$, $\|V_N\|/2$, t_{in} e t_{out}.

3.8 - RESULTADOS OBTIDOS

Após a simulação, gráficos foram feitos contendo os erros sistemáticos em rolamento e arfagem. Esses gráficos são apresentados e comentados nesta seção. Também nesta seção comentaremos a proximidade dos resultados obtidos com relação a dados publicados na literatura especializada, dados estes que em grande parte nortearam o desenvolvimento do programa SEASON e que validam os resultados da simulação empreendida. Também foram feitas experiências com relação ao sentido de rotação do FOV (horário ou anti-horário), sendo que, dependendo do sentido do rastreio, os erros, notadamente os em rolamento, comportam-se diferentemente. Tal comportamento é esperado relaciona-se ao gradiente de radiância "sentido" pelo

sensor durante a varredura sobre diferentes latitudes. A inclusão no programa SEASON da opção pela utilização de perfis normalizados (com relação à radiância em H_T=0 Km ou qualquer altura que se queira) de radiância, praticamente anula tal efeito, mostrando com isso a importância da utilização de técnicas normalizadoras na detecção I.V. do horizonte terrestre. As Figuras 3.19 e 3.20 mostram os erros em rolamento detectados pelas cabeças ópticas 1 e 2 para varreduras no sentido horário e anti-horário. Observe que estes erros foram tomados com relação à Terra esférica, daí a sua ordem de grandeza. O erro global em rolamento é tomado como uma diferença entre as médias (ponderadas) registradas pelas duas cabeças ópticas e é apresentado na Figura 3.21. Observe a diferença no erro em rolamento com o sentido da varredura, Figura 3.19, devida ao gradiente de radiância para as diferentes latitudes durante a varredura e que praticamente se anula, conforme mostra a Figura 3.22, onde estão graficados os erros em rolamento para a cabeça óptica 2, obtidos utilizando perfis normalizados de radiância e com varreduras nos sentidos horário e anti-horário, respectivamente. A utilização de tais perfis, minimizando o efeito causado pelos gradientes de radiância, torna o erro sistemático global menos sensível ao sentido de rotação da varredura e diminui consideravelmente os erros globais de posicionamento, notadamente o erro em arfagem (como será visto adiante). Por esse motivo, técnicas normalizadoras têm sido cada vez mais adaptadas aos sistemas sensores de horizonte.

Os erros em arfagem são apresentados nas Figuras 3.23 e 3.24. O erro global em arfagem consta da Figura 3.25. No computo destes erros verificou-se o efeito da utilização dos perfis normalizados de radiância. O resultado é mostrado na Figura 3.26 e atesta mais uma vez a importância da utilização de tais técnicas (compare as

Figuras 3.25 e 3.26, onde fica evidente a diminuição do erro global em arfagem de 0.16° para 0.08°).

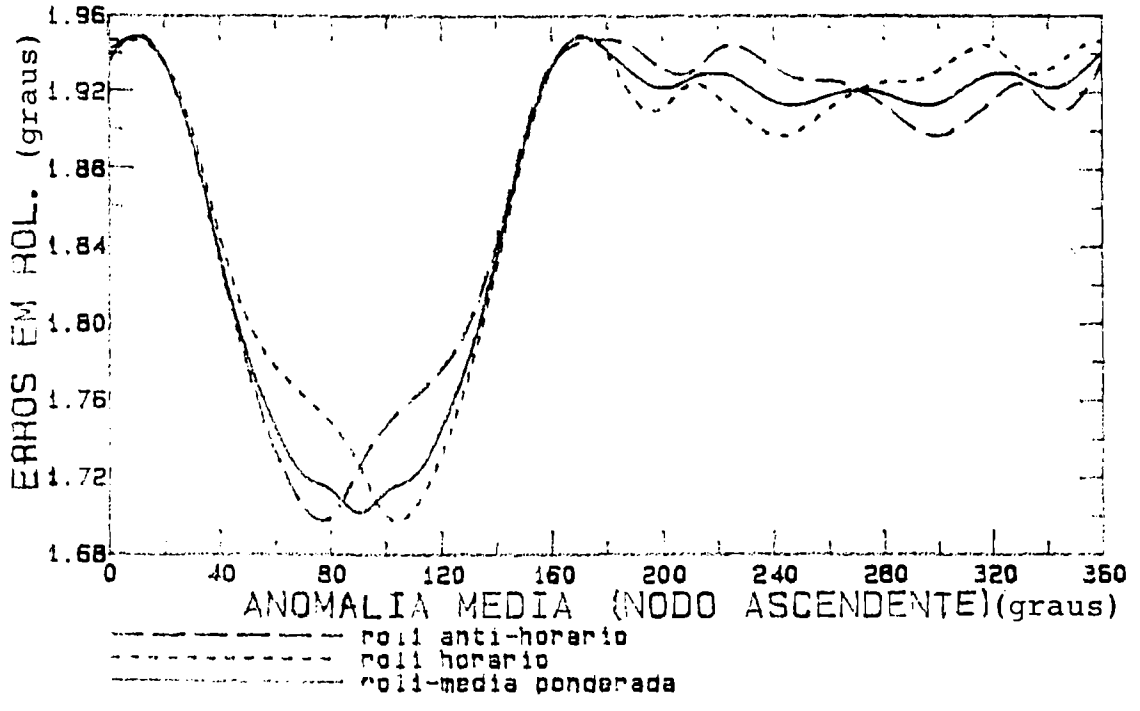


Fig. 3.19 - Erros em rolamento detectados pela cabeça óptica 1.

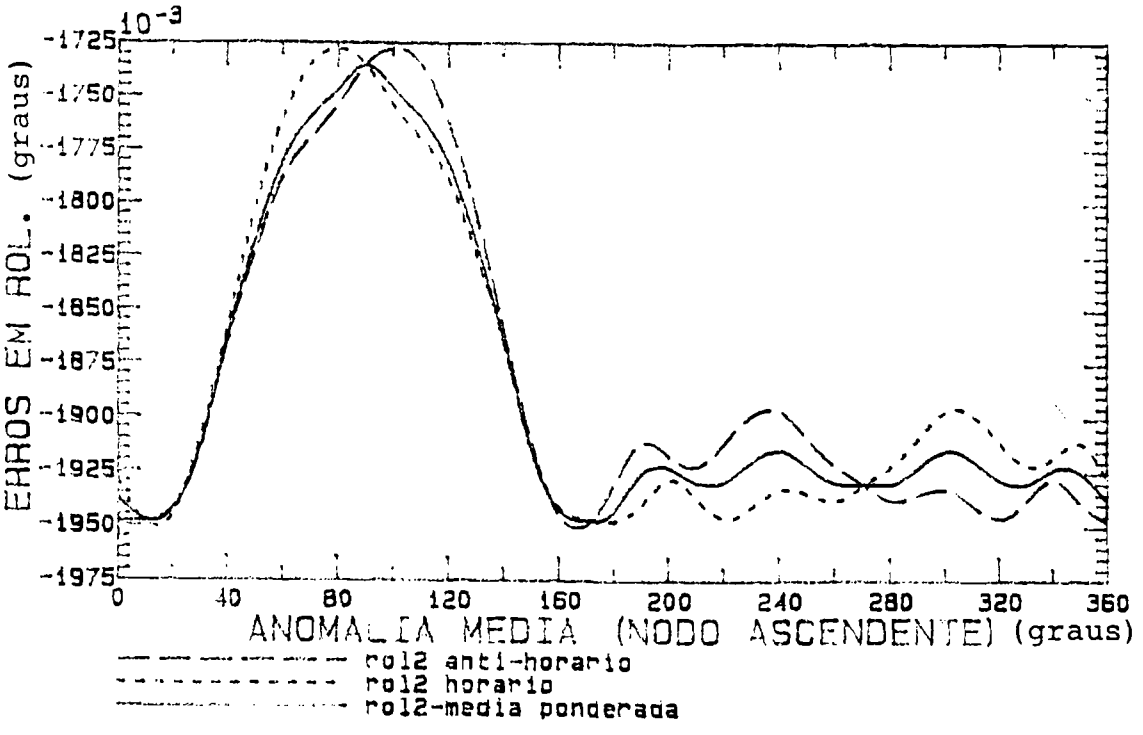


Fig. 3.20 - Erros em rolamento detectados pela cabeça óptica 2.

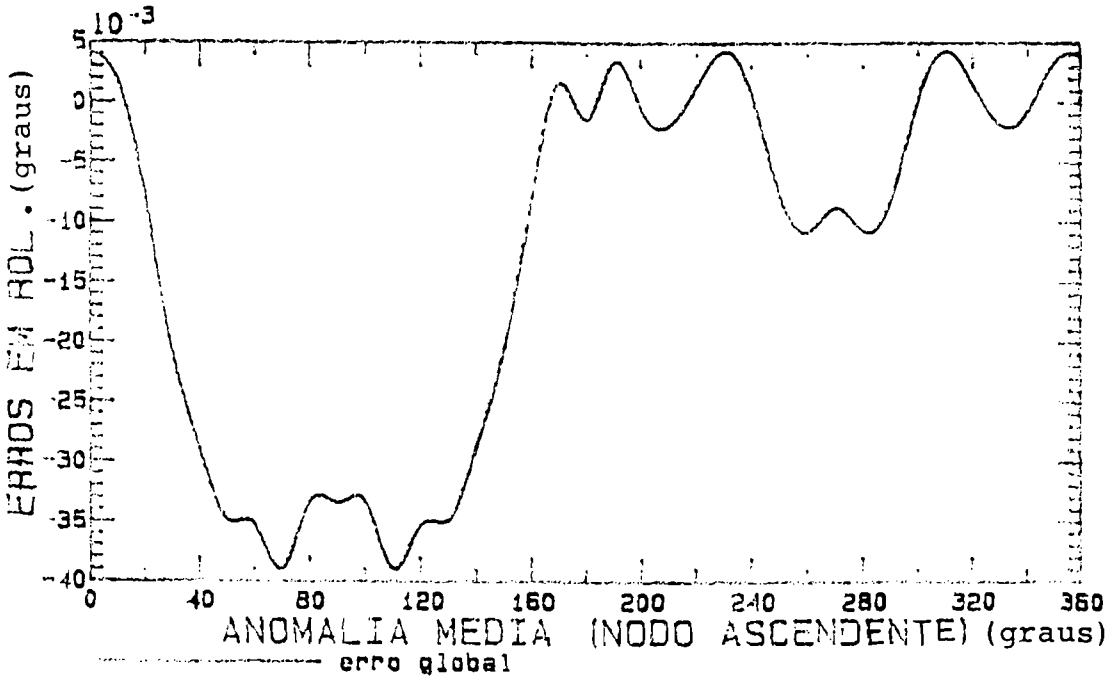


Fig. 3.21 - Erro global em rolamento.

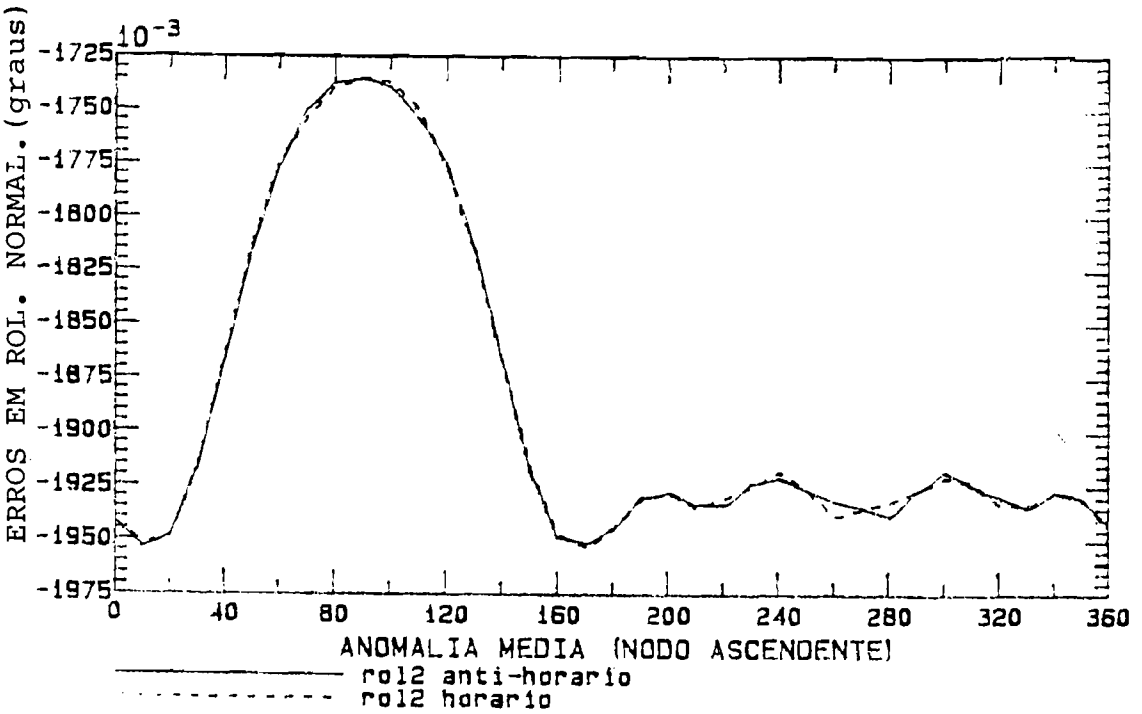


Fig.3.22 - Erros em rolamento detectados pela cabeça óptica 2 utilizando perfis normalizados.

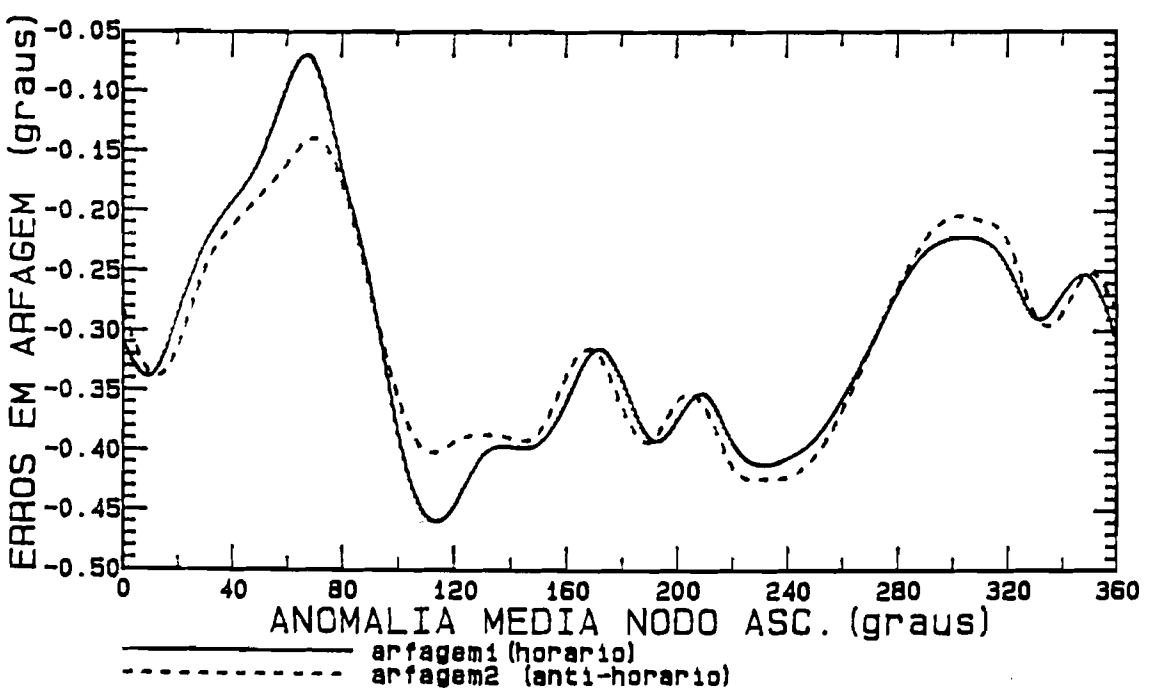


Fig. 3.23 - Erros em arfagem.

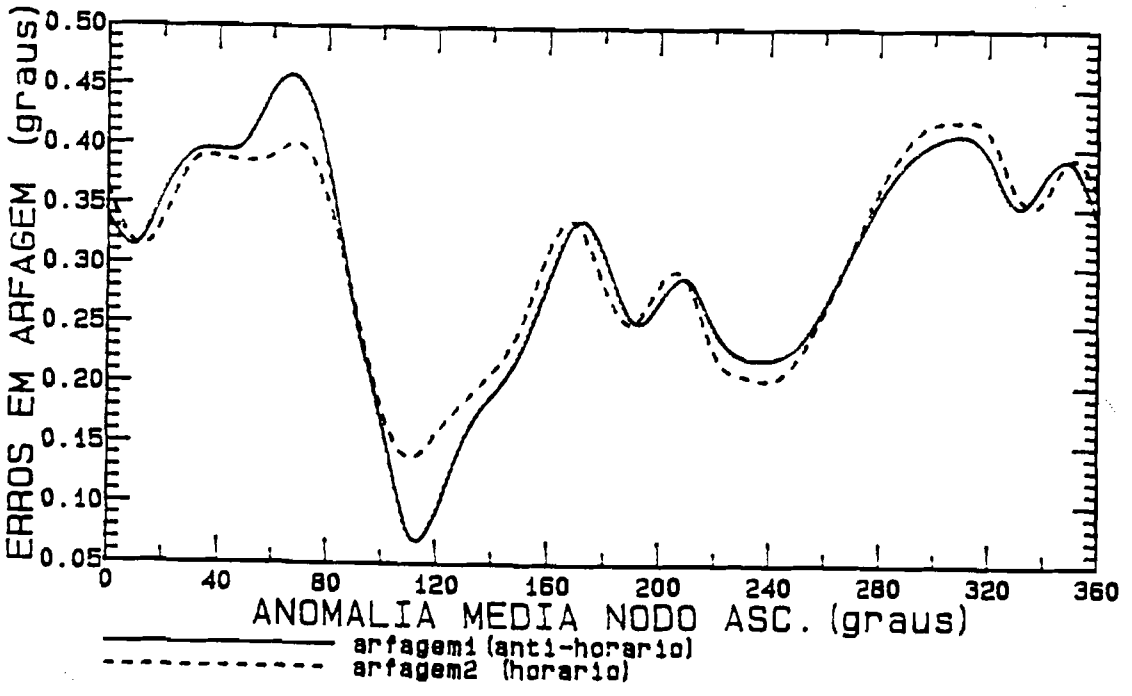


Fig. 3.24 - Erros em arfagem.

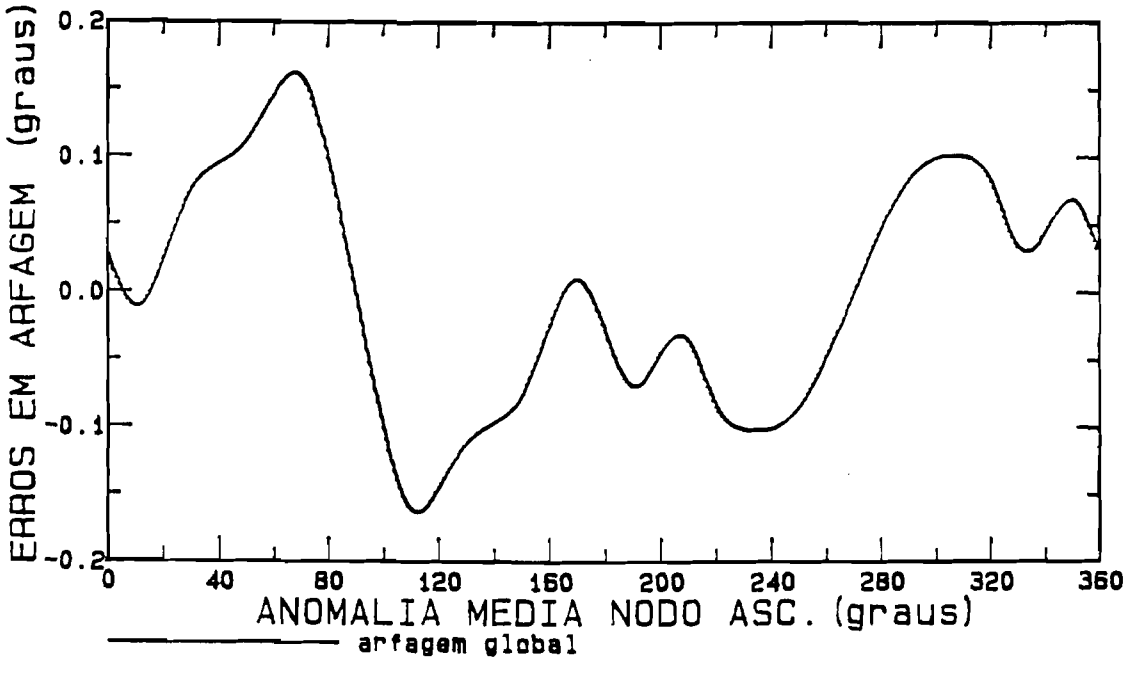


Fig. 3.25 - Erro global em arfagem.

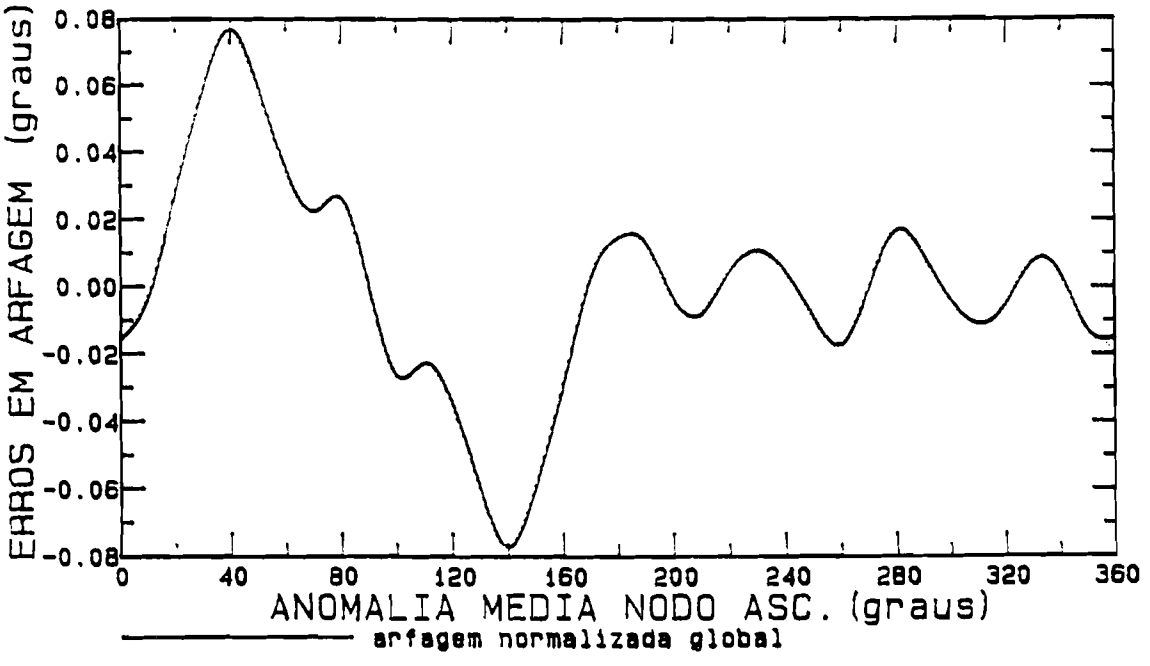


Fig. 3.26 - Erro global em arfagem utilizando perfis normalizados de radiância.

CAPÍTULO 4

MODELAGEM DA ELETRÔNICA DO SENSOR

Neste capítulo é descrita a modelagem da parte eletrônica do sensor de horizonte. Assume-se a Terra como um disco de brilho uniforme (boa aproximação para a faixa de 14 a 16 μm) e que o sensor tem sensibilidade também uniforme sobre todo o seu campo de visada ("F.O.V."). Como produto final, o programa "ELETRO" (Apêndice C), que simula o funcionamento da parte eletrônica do sensor e contém a implementação numérica da modelagem matemática que será descrita a seguir. O programa ELETRO produz o arquivo "ELETRO.FIG", com os gráficos do sinal simulado de entrada, $S_i(t)$, do sinal de saída assim como processado pela eletrônica, $S_o(t)$ e também $dS_i(t)/dt$, sinal de entrada diferenciado, que identifica os instantes de cruzamento espaço/Terra e Terra/espaço.

4.1 - MODELAGEM MATEMÁTICA

De acordo com as considerações acima, o sinal de radiância de entrada para processamento pela eletrônica, S_i, é proporcional à área de intersecção, sobre a esfera celeste, entre o campo de visada do sensor e o disco terrestre (Figura 4.1). O campo de visada do sensor é nominalmente quadrado com dimensão "FOVDEG X FOVDEG" (conforme descrito no capítulo anterior), porém, para simplificar a modelagem e sem acarretar perda de informação, tomaremos o F.O.V. como sendo redondo e de raio angular dado por ε graus. Observe que ε é tomado de maneira a termos as duas áreas, circular e quadrada, idênticas.

Se for ignorado o achatamento terrestre (que foi modelado no Capítulo 2) e tratado o disco terrestre como um círculo de raio ρ, dado pela Equação (2.11), então obtém-se que o sinal de entrada, S_1, é dado por uma constante, K, multiplicada pela área de intersecção entre os dois círculos sobre a esfera celeste (calculada na referência Wertz, 1978 - Equação (A.14)). Utilizando a notação definida pela Figura 4.1, onde

η - Ângulo de nadir

γ - Ângulo de meio cone do sensor

α - Distância angular medida sobre a esfera celeste entre o centro dos dois discos

ε - Raio angular do F.O.V.

ρ - Raio angular do disco terrestre

ϕ - Ângulo de rotação do mecanismo de rastreio do sensor,

tem-se:

$$S_1 = 0, \qquad \alpha > \rho + \varepsilon$$

$$S_1 = 2K \left\{ \pi - \cos\rho \arccos\left[\frac{\cos\varepsilon - \cos\rho\,\cos\alpha}{\operatorname{sen}\rho\,\operatorname{sen}\alpha}\right] - \cos\varepsilon \arccos\left[\frac{\cos\rho - \cos\varepsilon\,\cos\alpha}{\operatorname{sen}\varepsilon\,\operatorname{sen}\alpha}\right] - \arccos\left[\frac{\cos\alpha - \cos\varepsilon\,\cos\rho}{\operatorname{sen}\varepsilon\,\operatorname{sen}\rho}\right] \right\}, \quad \|\rho-\varepsilon\| < \alpha < \rho+\varepsilon \qquad (4.1)$$

$$S_1 = \text{Min}\{2\pi(1-\cos\rho), 2\pi(1-\cos\varepsilon)\}, \qquad \alpha < \|\rho - \varepsilon\|$$

onde "Min" denota o menor entre os valores das duas funções. Os ângulos ρ e ε são constantes. Os ângulos ϕ e α são funções do tempo,

$$\alpha = \alpha(t)$$
$$\phi = \phi(t) \qquad (4.2)$$

A lei dos cossenos aplicada ao triângulo AEO (Figura 4.1), resulta

$$\cos\alpha(t) = \cos\eta \cos\gamma + \text{sen}\eta \, \text{sen}\gamma \cos\phi(t) \qquad (4.3)$$

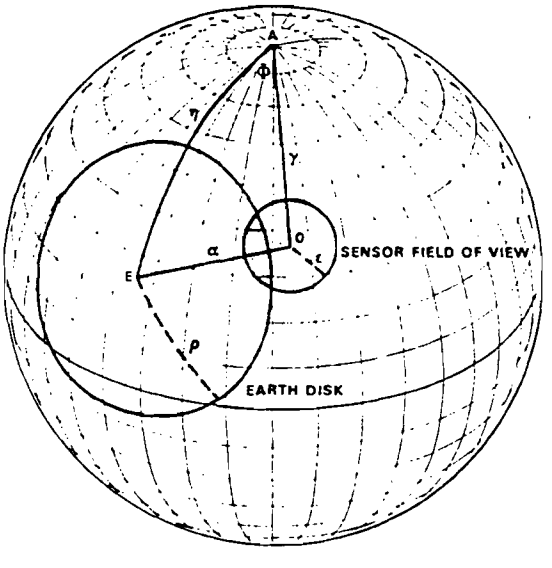


Fig. 4.1 - Geometria do sensor
FONTE: Wertz (1978), p. 244.

Da substituição da Equação (4.3) na (4.1), tem-se a energia incidente, S_1, em função do ângulo de

rotação $\phi(t)$. Dessa maneira elimina-se α da Equação (4.1).

Após a incidência da radiação no detector, um sinal elétrico deve ser gerado pela "eletrônica de processamento de sinais". A eletrônica é considerada como um sistema linear, causal e invariante no tempo, ou seja, a saída da eletrônica, $S_o(t)$, relaciona-se com a entrada, $S_i(t)$, através de

$$S_o(t) = \int_0^t h(t - \tau) S_i(\tau) d\tau \qquad (4.4)$$

onde $h(t-\tau)$ é a resposta ao impulso aplicado no instante τ. A integral na forma dada por (4.4) é chamada integral de convolução. A função de transferência da eletrônica é $\mathcal{L}\{h(t)\} = H(s)$. Imagine que $H(s)$ seja da seguinte forma:

$$H(s) = G \frac{s^n}{(s-s_1)^{J_1}(s-s_2)^{J_2}\ldots(s-s_m)^{J_m}} \qquad (4.5)$$

Esta forma generalizada da função de transferência da eletrônica representa uma série de filtros passa-baixo, passa-banda, passa-alto, encadeados em série (detector, pré-amplificador, amplificador, transformador). $H(s)$ pode ser expandida em frações parciais por métodos usuais descritos, por exemplo, por D'Azzo e Houpis (1975) e com isso pode ser escrita como uma soma de frações parcialmente anti-transformáveis. Dessa forma $h(t)$ é facilmente obtida. A resposta da eletrônica, $S_o(t)$, pode ser encontrada então, por exemplo, através de uma aproximação para integrais de convolução, como a descrita por Ogata (1970). Tem-se

$$S_o(0 \leq t < \Delta t_1) = S_i(0) h(t) \Delta t_1$$

$$S_o(\Delta t_1 \leq t < 2\Delta t_1) = [\ S_1(0)h(t) + S_1(\Delta t_1)h(t-\Delta t_1)\ ]\Delta t_1 \qquad (4.6)$$

.

.

.

$$S_o(N\Delta t_1 - \Delta t_1 \leq t < N\Delta t_1) = [\ \sum_{k=0}^{N-1} S_1(k\Delta t_1)h(t-k\Delta t_1)\ ]\Delta t_1$$

4.2 - DESCRIÇÃO DO PROGRAMA ELETRO

O programa ELETRO simula o funcionamento da parte eletrônica do sensor de horizonte I.V., de acordo com a modelagem descrita na seção anterior. O funcionamento da eletrônica é o mesmo para qualquer posição na órbita, portanto, uma vez que se rode o programa, os dados fornecidos são válidos para todas as posições. Faz-se necessário apenas simular-se tal procedimento durante um rastreio, para tanto o parâmetro de variação é o ângulo de rotação, ϕ, que pode variar de -180° a $+180^\circ$, ou o tempo, t, decorrido desde o início do rastreio em t_0. O ângulo de rotação, ϕ, relaciona-se com t, segundo

$$\phi = \phi_0 - d\phi\ t_0 + d\phi\ t \qquad (4.7)$$

Como dados de entrada para o programa, tem-se

γ - Ângulo de meio cone do sensor

ε - Raio angular do campo de visada

ϕ_0 - Ângulo de varredura inicial

t_0 - Tempo inicial

t_f - Tempo final

dt - Incremento no tempo para os gráficos

dt_1 - Incremento no tempo para o integrador

$d\phi$ - velocidade angular de varredura

ρ - Raio angular do disco terrestre

η - Ângulo de nadir (entre o eixo do telescopio e o eixo Terra

G - Ganho da função de transferências

N - Expoente do numerador da função de transferência

M - Mínimo número de fatores no denominado da f.t.

S - Polos da função de transferência

J - Expoentes do denominador da função de transferência

Como resultado tem-se a lista "ELETRO.FIG" com os dados para graficação relativos a entrada, S_i, ao sinal diferenciado da entrada, dS_i (que identifica os instantes de cruzamento espaço/Terra e Terra/espaço), assim como a resposta, S_o, processada pela eletrônica. As Figuras 4.2, 4.3 e 4.4 contém, respectivamente, esses gráficos.

A partir da saída, S_o, pode-se identificar os instantes de entrada e saída do F.O.V. na Terra esférica sólida, $\phi_{in_e'}$ e $\phi_{out_e'}$. Esses pontos são identificados a partir dos pontos de meia potência (50%) do sinal de saída

e são mostrados na Figura 4.4. Observe que os instantes de cruzamento detectados com uso de $\phi_{in_e'}$ e $\phi_{out_e'}$ diferem dos instantes reais de entrada e saída, ϕ_{in} e ϕ_{out}, identificados na Figura 4.3. Essa diferença deve-se principalmente ao atraso introduzido pelo processamento eletrônico, que é calculado da seguinte maneira:

$$\Delta\phi_e = \frac{(\phi_{in_e'} - \phi_{in}) + (\phi_{out_e'} - \phi_{out})}{2} \qquad (4.8)$$

O tempo relativo a esse atraso, Δt_e, é calculado:

$$\Delta t_e = \frac{\Delta\phi_e}{d\phi} \qquad (4.9)$$

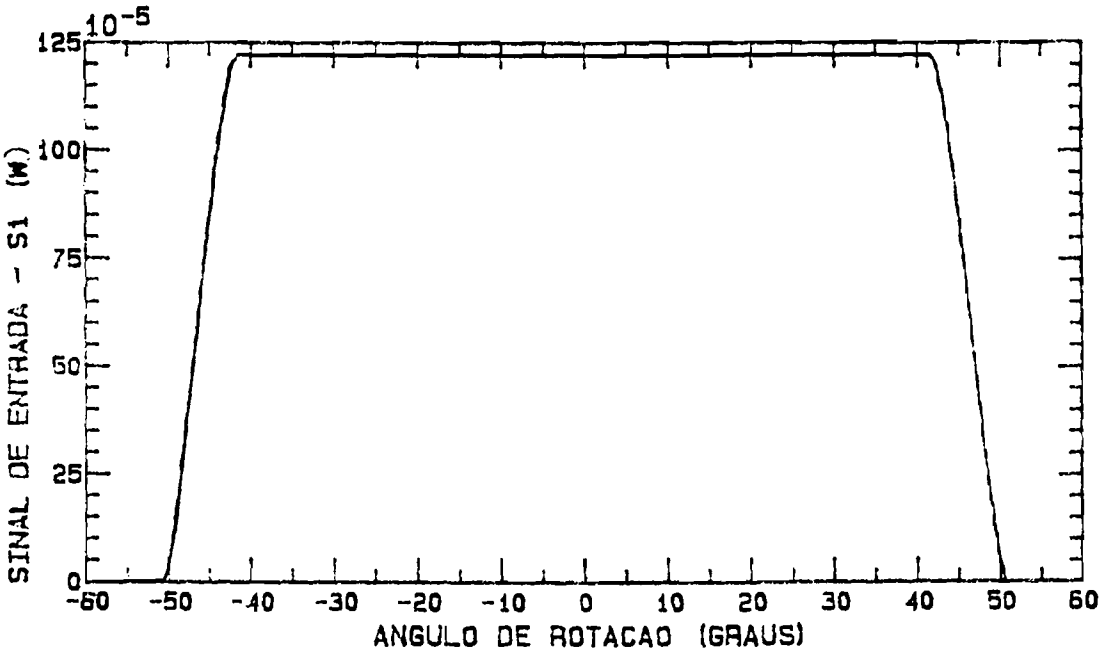


Fig. 4.2 - Sinal de entrada simulado

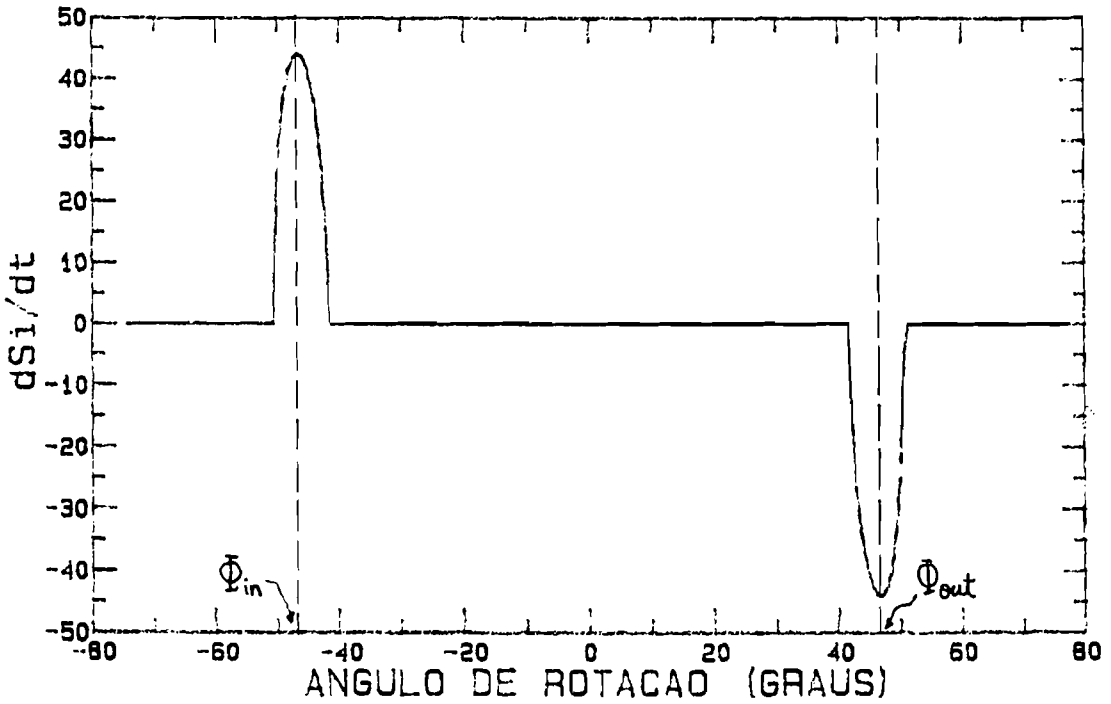


Fig. 4.3 - Derivada do sinal de entrada

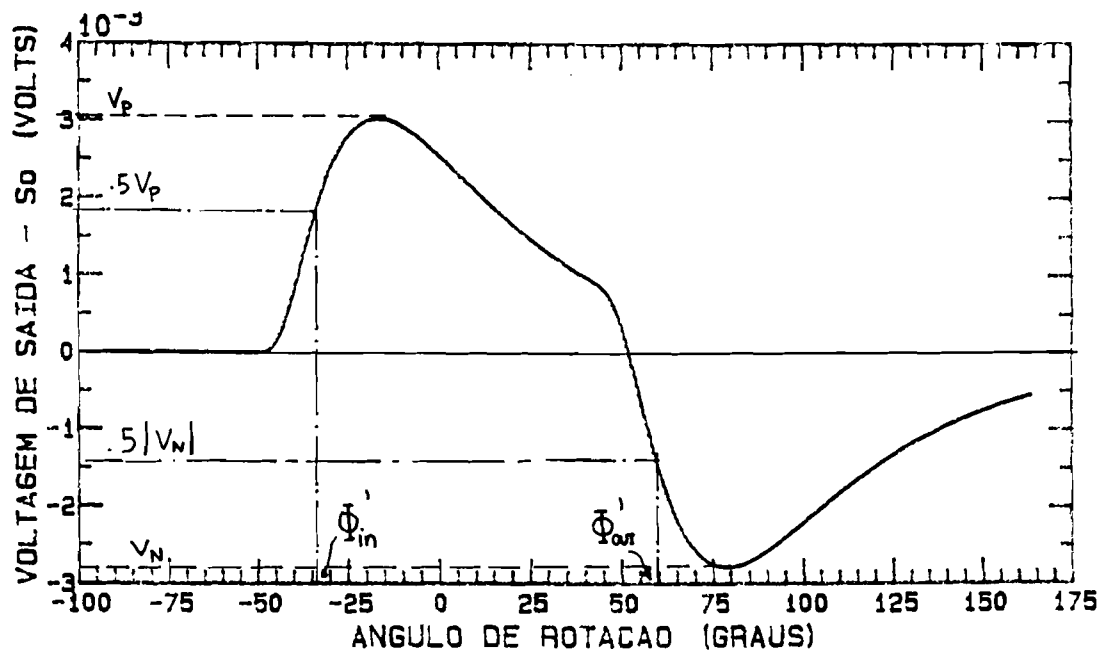


Fig. 4.4 - Saída processada pela eletrônica identificando os pontos de entrada e saída do F.O.V.

Esse atraso introduzido pelo processamento eletrônico reflete-se em erros constantes de rolamento e arfagem. No programa SEASON o atraso representado pela Equação (4.8) é considerado (conforme descrito no Capítulo anterior), sendo que os valores graficados apresentados no Capítulo 3 já se encontram livres das influências causadas pelo processamento eletrônico. Vale ainda comentar que o estudo do processamento eletrônico tem ainda uma outra utilidade, qual seja, a identificação de um "gatilho" ideal (tomou-se como gatilho o ponto de meia potência ou 50%) para que o atraso da eletrônica seja compensado, tornando-se assim desnecessário a realização de correções ou descontos devidos à eletrônica, como o que foi realizado no programa SEASON.

CAPÍTULO 5

CONCLUSÕES

As simulações foram realizadas e os programas obtidos para estas simulações refletem cada um deles uma faceta diferente do funcionamento do sensor de interesse.

Os resultados obtidos concordam plenamente com o que se esperava deles, mostrando mais uma vez (Ward et al, 1982) a validade e a utilidade das simulações computacionais de erros em sensores de horizonte.

Mais do que simulação de erros, os programas desenvolvidos encontram-se aptos a desempenhar papeis mais importantes atuando como ferramentas no projeto e na análise de performance de pré-lançamento de sensores de horizonte na faixa de 15 microns, análises estas que demonstram aspectos que não poderiam ser imaginados pelo projetista do aparelho e cujos resultados podem, inclusive, inviabilizar toda uma missão.

O programa OBLATE sugere correções para erros de achatamento devidos a forma achatada da Terra, considerando-a um elipsóide de revolução. Pode-se imaginar para o futuro programas que simulem erros considerando a Terra não como um elipsóide de revolução, mas algo mais próximo da sua forma real (King-Hele, 1976).

Em particular, o programa SEASON demonstrou grande sensibilidade com relação aos perfis de radiância utilizados como entrada. Sabe-se que os perfis utilizados, embora bons, não representam o melhor que há no mercado, pois não apresentam dados de radiância para latitudes

maiores que 75° e utilizam para o hemisfério sul um espelhamento das condições de radiância do hemisfério norte. A referência Keithley e Uplinger (1977) apresenta outros perfis de radiância cuja utilização no programa SEASON não pôde ser avaliada, pois a referência não foi obtida em tempo hábil. Fica, portanto, para o futuro a análise dos erros obtidos a partir de tais curvas.

Nos Capítulo 2 e 3 vê-se a melhora na precisão introduzida pelos resultados das simulações. O erro em rolamento cai 0.07°, uma vez feita a correção sugerida pelo erro detectado no programa OBLATE, caindo mais 0.04°, segundo o programa SEASON. O erro em arfagem, por sua vez, cai 0.15°, conforme detectado pela simulação empreendida no Capítulo 2, caindo mais 0.16°, segundo o que foi feito no Capítulo 3.

A utilidade de técnicas normalizadoras de radiância foi mostrada no Capítulo 3. O erro detectado com uso de tais técnicas cai de 0.16° para 0.08° (em arfagem), o que representa sinificativa melhora na precisão de apontamento. Esse resultado se deve principalmente à ação da normalização sobre o gradiente de radiância detectado pelo I.F.O.V. para uma varredura sobre diferentes latitudes na superfície da Terra e que representa importante fonte de erro, pois desloca a localização do ponto de 50% de radiância e com ele a posição do horizonte detectado.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ALEX, T.K.; SHRIVASTAVA, S.K. On-Board Correction of Systematic Errors of IR Horizon Sensors due to Seasonal Changes of Radiance in the 15μ Band. In: Optical, Infrared and Millimeter Wave Propagation Engineering, Orlando, FL, 5-7 Apr. 1988. **Proceedings**. Belligham, WA, SPIE, 1988, p. 242-246 (Proc. SPIE 926).

------ On-Board Correction of Systematic Errors of Earth Sensors. **IEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems**, 25(3):373-379, May 1989.

BARNES, M.B. Sun and horizon attitude sensor. In: ESRO Summer School, Helsingor, Denmark, Aug.-Sept. 1966. **Control and Stabilization of Spacecraft**. Paris, ESRO, 1966, v.3, p.35-60.

BENCOE, R.W.; JAMES, D.D. ***Computer program for synthesis of 15μ infrared radiance profiles***. Washington, DC, NASA, Langley Research Center, 1966. (NASA CR-66191).

CISBANI, A.L. ***Low altitude conical earth sensor***. Design report. Firenze, Officine Galileo, 1987. (LACES-COM-DT-001).

D'AZZO, J.J.; HOUPIS, C.H. ***Linear control system analysis and design***. s.l., McGraw-Hill, 1975.

DODGEN, J.A.; CURFMAN JR., H.J. ***Accuracy of IR horizon sensors as affected by atmospheric considerations.*** s.n.t.

FERREIRA, L.D.D.; SILVA, W.C.C.; PILCHOWSKI, H.U.; ***Notas sobre sistemas de coordenadas e tempo***. São José dos Campos, INPE, 1979. (INPE-1634-RPE/039).

FUHRMON, T.A.; GERALI, J.J. A smart earth sensor. In: **AIAA Guidance and Control Conference**. Proceedings. s.l., 1985. p. 799-807. (Paper 85-1990)

GONTIN, R.A.; WARD, K.A. Horizon Sensor Accuracy Improvement Using Earth Horizon Profile Phenomenology. In: **AIAA Guidance and Control Conference.** Proceedings. Monterrey, CA, 17-19 Aug, 1987. v. 2.

GYANEDRA, K.T. Coordinate transformations. In: WERTZ, J. R. **Spacecraft Attitude Determination and Control.** London, D. Reidel, 1978. Apêndice E, p. 760-766.

KEITHLEY, P.L.; UPLINGER, W.G. ***Atmospheric radiance profiles for the ITHACO horizon sensor.*** s.l. Lockheed Missiles and Space Co., Apr, 1977. (LMSC, GCS/3979/6211).

KING-HELE, D. The shape of the earth. **Science**, 192(4246): 1293-1300, 1976.

LIU, K. *Modeling the earth*. In: WERTZ, J. R. **Spacecraft Attitude Determination and Control**. London, D. Reidel, 1978. Cap. 4, p. 82-112.

NUNES, D. ***Estudo da concepção de um sensor de horizonte infravermelho***. São José dos Campos, INPE, 1988. (Documento n. A-ETD-0044).

OGATA, K. ***Engenharia de Controle Moderno***. Rio de Janeiro, Prentice Hall, 1982. 929 p.

PHENNEGER, M.C.; SINGHAL, S.P.; LEE, T.H.; STENGLE, T.H. ***Infrared horizon sensor modeling for attitude determination and control***: analysis and mission experience. s.l., Mar., 1985. (NASA TM-86181).

PILCHOWSKI, H.; SILVA, W.C.C.; FERREIRA, L.D.D. ***Introdução à Mecânica Celeste***. São José dos Campos, INPE, Jun, 1981. (INPE-2126-RPE/350).

SIELAWA, J.T. ***Movimento de um sólido***. Notas de aulas dadas no curso de Mestrado em Ciências Espaciais. São José dos Campos, INPE, 1990. (CEA 417-4).

WARD, K.A. Modeling of the atmosphere for analysis of horizon sensor performance. In: Sensor Design Using Computer Tools, Los Angeles, CA, 28-29 Jan. 1982. **Proceedings**. Bellingham, WA, SPIE, 1982, p. 67-78 (Proc. SPIE 327).

WARD, K.A.; HOGAN, R.; ANDARY, J. Horizon sensor errors calculated by computer models compared with errors measured in orbit. In: Sensor Design Using Computer Tools, Los Angeles, CA, 28-29 Jan. 1982. **Proceedings**. Bellingham, WA, SPIE, 1982, p. 79-88 (Proc. SPIE 327).

WEISS, R. Sensing accuracy of a conical scan CO_2 horizon sensor. **Journal of Spacecraft and Rockets**, 9:606-612, 1972.

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

WORMSER, E.M., ARCK, M.H. Infrared navigation sensors for space vehicles. In: **Progress in Astronautics and Rocketry**: Guidance and Control. New York, Academic Press, 1962.

APÊNDICE A

LISTAS DE ENTRADA DOS PROGRAMAS

A.1 - PROGRAMA OBLATE

A.1.1 - LISTA 1: ARQUIVO ORBITA.DAT

A lista 1 contém os dados referentes à Terra, bem como à órbita do satélite.

AMIN - Raio equatorial da Terra (6378.14 Km)

AMED - Raio médio terrestre (6371.0 Km)

F - Fator de achatamento polar (.00335281)

OMG - Ascenção reta do nodo ascendente da órbita (0°)

ARG - Argumento do perigeo (0°)

EMIN - Excentricidade da órbita (nula)

SEM - Semi-eixo maior da órbita (7282.14 Km)

INC - Inclinação da órbita (97 °)

K - Número de subdivisões da órbita (100)

A.1.2 - LISTA 2: ARQUIVO SENSOR.DAT

A lista 2 contém os dados referentes aos sensores de horizonte simulados.

N - Número de cabeças ópticas do sensor (2)

ALFA - Inclinação de cada eixo óptico com relação ao plano de rolamento-arfagem (20°,20°)

BETA - Ângulo entre o plano de arfagem-quinada e os eixos ópticos (0°,180°)

GAMA - Ângulo de meio-cone de cada cabeça óptica (45°,45°)

A.2 - PROGRAMA SEASON

A.2.1 - LISTA 1: ARQUIVO ORBITA2.DAT

A lista 1 contém os dados referentes à órbita a ser simulada mais o dado referente ao raio da Terra.

AMED - Raio médio terrestre (6371 Km)

OMG - Ascenção reta do nodo ascendente (0°)

ARG - Argumento do perigeo (0°)

EMIN - Excentricidade da órbita (nula)

SEM - Semi-eixo maior da órbita (6556.2 Km)

INC - Inclinação da órbita (98°)

KORB - Subdivisões de uma órbita (36)

A.2.2 - LISTA 2: ARQUIVO SENSOR2.DAT

A lista 2 contém os dados referentes aos

sensores simulados, as constantes de tempo da parte eletrônica, as correções identificadas pelo programa eletro introduzidas pelo atraso no processamento eletrônico e as latitudes para interpolação da radiância.

ALFA - Inclinação do eixo óptico com relação ao plano de rolamento-arfagem (0°,0°)

BETA - Ângulo entre o plano arfagem-guinada e o eixo óptico (0°,180°)

GAMA - Ângulo de meio-cone do sensor (20°,20°)

KD - Sensibilidade do detector (79 V/W) incluindo a eficiência óptica (35%) = 27.65 V/W

TD - Constante de tempo do detector (2.7 ms)

TC - Constante de tempo do circuito de acoplamento (.16 s)

TH - Constante de tempo do filtro passa-alta (1.6 ms)

TL - Constante de tempo do filtro passa-baixa (.01 s)

RTUB - Raio da lente de entrada do telescópio (16 mm)

TAU - Eficiência óptica do telescópio (35%)

AINC - Ângulo de inclinação do prisma (12.12°)

FIE1L - Atraso angular em arfagem introduzido pela eletrônica (11.66885°)

NETAE - Relativo ao atraso em rolamento introduzido

pela eletrônica (89.674965°)

NP - Número de pontos em latitude considerados para iterpolação (13)

RX - Vetor contendo as latitudes para interpolação (-90,-75,-60,-45,-30,-20,0,20,30,45,60,75,90)

A.2.3 - LISTA 3: ARQUIVO JULY.DAT

A lista 3 contém os dados referentes aos perfis observados de radiância para alturas tangentes entre 0 e 80 Km, referentes ao mês de julho, assim como apresentados na referência NASA-CR 725 (1967).

A.2.4 - LISTA 4: ARQUIVO JANUARY.DAT

A lista 4 contém os dados referentes aos perfis observados de radiância para alturas tangentes entre 0 e 80 Km, referentes ao mês de janeiro, assim como apresentados na referência NASA-CR 725 (1967).

A.3 - O PROGRAMA ELETRO

A.3.1 - LISTA 1: ARQUIVO ELETRO.DAT

A lista "ELETLIS" contém os dados necessários para execução do programa ELETRO.

GAMA - Ângulo de meio-cone do sensor (20°)

EPS - Raio angular do campo de visada (1.13°)

FI0 - Ângulo inicial de varredura (-100°)

T0 - Tempo inicial (0 s)

TF - Tempo final (.06 s)

DT - Incremento no tempo para os gráficos (1.5E-4s)

DT1 - Incremento no tempo para o integrador (2.5E-5s)

DFI - Velocidade angular de varredura (4392°/s)

RO - Raio angular do disco terrestre (76.34915°)

NETA - Ângulo de nadir (90°)

KD - Sensibilidade do detector (79 V/W) incluindo a eficiência óptica (35%) = 27.65 V/W

TD - Constante de tempo do detector (2.7 ms)

TC - Constante de tempo do circuito de acoplamento (.16 s)

TH - Constante de tempo do filtro passa-alta (1.6 ms)

TL - Constante de tempo do filtro passa-baixa (.01 s)

Os demais dados são definidos dentro do programa.

APÊNDICE B

LISTAGEM DOS PROGRAMAS

Os programas OBLATE, SEASON e ELETRO são listados abaixo. A linguagem de programação utilizada é o FORTRAN 77.

```
      PROGRAM ELETRO
C
C  ***********************************************************
C  O PROGRAMA ELETRO SIMULA O COMPORTAMENTO DA PARTE
C  ELETRONICA DO SENSOR DE HORIZONTE DE VARREDURA CONICA
C  ***********************************************************
      IMPLICIT REAL*8 (A-H,O-Z)
      REAL*8 K,NETA,KD
      DIMENSION S(10),J(10),A(10,10),DIF(10),X(10,10),XL(10,10)
      DIMENSION T(5000),FI(5000),SI(5000),DSI(5000)
      NAMELIST/ELETLIS/GAMA,EPS,FI0,T0,TF,DT,DT1,DFI,RO,NETA,KD,
     - TD,TC,TH,TL
      INTEGER FIG,DAT
      PARAMETER(FIG=8,DAT=2)
      OPEN(DAT,FILE='ELETRO.DAT',STATUS='OLD')
      OPEN(FIG,FILE='ELETRO.FIG',STATUS='NEW')
      PI  =   ACOS(-1.)
C
C
C     LEITURA DOS DADOS DE ENTRADA:
C
C     GAMA - SENSOR MOUNTING ANGLE
C            (A^NGULO DE MEIO CONE)                    [GRAUS]
C     EPS  - RAIO ANGULAR DO CAMPO DE VISA~O           [GRAUS]
C     FI0  - A^NGULO DE VARREDURA INICIAL              [GRAUS]
C     T0   - TEMPO INICIAL                             [S]
C     TF   - TEMPO FINAL                               [S]
C     DT   - INCREMENTO NO TEMPO (PLOTTER)             [S]
C     DT1  - INCREMENTO NO TEMPO (INTEG.)              [S]
C     DFI  - SPIN RATE (VEL. VARREDURA)              [GRAUS/S]
C     RO   - RAIO ANGULAR DO DISCO TERRESTRE           [GRAUS]
C     NETA  - A^NGULO DE NADIR (ENTRE O EIXO
C             DO TELESCO'PIO E O EIXO DA TERRA)        [GRAUS]
C     G    - GANHO DA FUNC,A~O DE TRANSFERE^NCIA
C     N    - EXPOENTE DO NUMERADOR DA FT                -
C     M    -    "     "  DO DENOMINADOR DA FT
C     S    - POLOS DA FT
C     J    - EXPOENTES DO DENOMINADOR DA FT
C
C
      READ(DAT,ELETLIS)
          G=KD/(TD*TL)
          N=2
          M=4
          S(1)=-1/TD
          S(2)=-1/TC
          S(3)=-1/TH
          S(4)=-1/TL
          J(1)=1
          J(2)=1
          J(3)=1
          J(4)=1
```

```
C
C      CALCULO DOS RESIDUOS
C
C
       DO I=1,M
        DEN = 1.0
```

```
        DO I1=1,M
         DIF(I1) = S(I)-S(I1)
         X(I,I1) = DIF(I1)**J(I1)
         IF (DIF(I1).NE.0) DEN=DEN*X(I,I1)
        END DO
        A(I,J(I))=G*S(I)**N / DEN
        IF (J(I).EQ.2) THEN
         AUX1 = 1.0
         AUX2 = 0.0
         DO I1=1,M
          XL(I,I1)=J(I1)*DIF(I1)**(J(I1)-1)
          IF (DIF(I1).NE.0) THEN
           AUX2 = AUX1*XL(I,I1) + AUX2*X(I,I1)
           AUX1 = AUX1*X(I,I1)
          END IF
         END DO
         A(I,J(I)-1)=A(I,J(I))*(N/S(I) - AUX2/DEN)
        END IF
       END DO
C
C
C      CALCULO DA ENERGIA INCIDENTE...
C
C
       K = 1
       K1=TF/DT1
       DO I=1,K1
        T(I)=(I-1)*DT1
        FI(I)=FI0-DFI*T0+DFI*T(I)
C
C
C      ALFA  -  ANG. ENTRE O DISCO DA TERRA E O FOV
C
C
       ALFA=ACOSD(COSD(NETA)*COSD(GAMA)
     - +SIND(NETA)*SIND(GAMA)*COSD(FI(I)))
        IF (ALFA.GE.RO+EPS) THEN
C
C
C      FOV FORA DA TERRA...
C      SI,DSI  -  ENERGIA INCIDENTE NO BOLOMETRO E DERIVADA...
C
C
```

```
          SI(I) = 0.
          DSI(I) = 0.
         ELSE
          IF (ALFA.LT.ABS(RO-EPS)) THEN
C
C
C      FOV DENTRO DA TERRA...
C
C
C
           SI(I) = 1-COSD(RO)
           IF (SI(I).GT.1-COSD(EPS)) SI(I) = 1-COSD(EPS)
           SI(I) = 2*PI*SI(I)
           DSI(I) = 0.
          ELSE
C
C
C      FOV NO CRUZAMENTO...
C
C
           SI(I)=2*K*(PI-COSD(RO)*ACOS((COSD(EPS)-COSD(RO)*COSD(ALFA))/
     *       (SIND(RO)*SIND(ALFA))) - COSD(EPS)*ACOS((COSD(RO)-
     *       COSD(EPS)*COSD(ALFA)) / (SIND(EPS)*SIND(ALFA))) -
     *       ACOS((COSD(ALFA)-COSD(EPS)*COSD(RO))/(SIND(EPS)*SIND(RO))))
           DSI(I)=-2*K*SQRT(1-COSD(ALFA)**2-COSD(RO)**2-COSD(EPS)**2 +
     *       2*COSD(ALFA)*COSD(RO)*COSD(EPS))*SIND(NETA)*SIND(GAMA)*
     *       SIND(FI(I))*DFI / (1-COSD(ALFA)**2)
          END IF
         END IF
        END DO
C
C
C      RESPOSTA AO IMPULSO...
C
C
C
        DO XT=T0,TF,DT
         SO = 0.0
         K2=XT/DT1
         K3=0
         DO T1=T0,K2*DT1,DT1
          T2=XT-T1
          H = 0.0
          DO I=1,M
           DO I1=1,M
            IF (A(I,I1).NE.0) THEN
             I3 = 1.0
             DO I2=I1-1,1,-1
              I3=I3*I2
             END DO
             IF (T2.EQ.0.AND.I1-1.EQ.0) T2=1.0E-24
             H = H + A(I,I1)*(T2**(I1-1)/I3)*EXP(S(I)*T2)
            END IF
           END DO
          END DO
C
C
C      SAI 'DA DA ELETRONICA...
C
C
           K3 = K3 +1
           SO = SO + SI(K3)*H*DT1
```

```
      END DO
            WRITE(FIG,*)FI(K2),SI(K3),DSI(K3),SO
      END DO
      STOP
      END
```

```
            PROGRAM OBLATE
C
C     ================================================
C     ESTE PROGRAMA COMPUTA OS ERROS DE ROLL E PITCH
C     QUE SE COMETE QUANDO UM SENSOR DE HORIZONTE PO-
C     SICIONA UM SATÉLITE SOBRE UMA TERRA ESFERICA,
C     SENDO ELA, DE FATO, UM ELIPSOIDE DE REVOLUCAO
C     ================================================
C
      IMPLICIT REAL*8(A-H,O-Z)
      REAL*8 M,NINA,MINA,NI,NETA,NNETA(2),INC,LAMB,
     1          K1,K2,K3,M1(3,3),M2(3,3),MM(3,3)
      DIMENSION R(3,3),R1(3,3),R1T(3,3),X(3),Y(3),A(3),
     1          XRPY(3),ARPY(3),YRPY(3),XIN(3),XOUT(3),
     1          ALFA(2),BETA(2),GAMA(2),EROLL(2),ERPIT(2),
     1          TETAIN(2),TETOUT(2),HLTIN(3),HLTOUT(3),PAR6(2),
     1          PAR7(2),ROIN(2),ROOUT(2),PAR21(2),PAR22(2),
     1          PAR3(2),CORIN(2),COROUT(2),CORDM(2),PAR8(2),
     1          PAR9(2),PAR10(2),ERYAW(2),R2(3,3)
      NAMELIST/LISTA1/AMIN,AMED,F,OMG,ARG,SEM,EMIN,INC,K
      NAMELIST/LISTA2/N,ALFA,BETA,GAMA
      INTEGER DAT1,DAT2,FIG
      PARAMETER(DAT1=2,DAT2=5,FIG=3)
      OPEN(DAT2,FILE='SENSOR.DAT',STATUS='OLD')
      OPEN(DAT1,FILE='ORBITA.DAT',STATUS='OLD')
      OPEN(FIG,FILE='OBLATE.FIG',STATUS='NEW')
C
      READ(DAT1,LISTA1) !LE OS DADOS DA LISTA1 DA FILE ORBITA.DAT
      READ(DAT2,LISTA2) !LE OS DADOS DA LISTA2 DA FILE SENSOR.DAT
C      WRITE(*,LISTA1) ! FOR CHECKING LISTA1
C      WRITE(*,LISTA2) ! FOR CHECKING LISTA2
C
      PI=180.
C    ================================================================
C     FAZENDO ARG. DO PERIGEO (ARG) IGUAL A ZERO TENHO A POSICAO
C     DO SATELITE A PARTIR DO NODO ASCENDENTE
C
C     NINA = ANOMALIA VERDADEIRA DO NODO ASCENDENTE  (RAD)
C     ENA = ANOMALIA EXCENTRICA DO NODO ASCENDENTE (RAD)
C     MINA = ANOMALIA MEDIA DO NODO ASCENDENTE  (RAD)
C    ================================================================
      NINA = 2.*PI-ARG
```

```
      PAR = TAND(MINA/2.)*SQRT((1.-EMIN)/(1.+EMIN))
      ENA = 2.*ATAND(PAR)
      MINA = ENA-EMIN*SIND(ENA)
C
      DM=2.*PI/K
      M=MINA
C     ================================================================
      K É N. DE PONTOS EM QUE A ORBITA FOI DIVIDIDA
      ================================================================
         DO 300 J=1,K
C
      CALL KEPLER(M,EMIN,E) !VOLTA COM E (AN. EXCENTRICA) REFERENTE
C                           AO M (AN. MEDIA) QUE ENTROU
      PAR1=SQRT((1.+EMIN)/(1.-EMIN))*TAND(E/2.)
      NI=2.*ATAND(PAR1)
C     (X,Y,Z=0) COORDENADAS DO SAT NO PLANO ORBITAL
      XORB=SEM*(COSD(E)-EMIN)

      YORB=SEM*SIND(E)*SQRT(1.-EMIN**2)
C
C      R(3X3) = MATRIZ DE TRANSFORMACAO
C
      R(1,1)=COSD(ARG)*COSD(OMG)-SIND(ARG)*SIND(OMG)*COSD(INC)
      R(1,2)=-SIND(ARG)*COSD(OMG)-COSD(ARG)*SIND(OMG)*COSD(INC)
      R(1,3)=SIND(OMG)*SIND(INC)
      R(2,1)=COSD(ARG)*SIND(OMG)+SIND(ARG)*COSD(OMG)*COSD(INC)
      R(2,2)=-SIND(ARG)*SIND(OMG)+COSD(ARG)*COSD(OMG)*COSD(INC)
      R(2,3)=-SIND(INC)*COSD(OMG)
      R(3,1)=SIND(ARG)*SIND(INC)
      R(3,2)=COSD(ARG)*SIND(INC)
      R(3,3)=COSD(INC)
C
C     A SEGUIR A POSICAO DO SATELITE EM COORD. GEOC. INERCIAIS
C     COM XSAT=U  YSAT=V  ZSAT=W
C
      U=R(1,1)*XORB+R(1,2)*YORB
      V=R(2,1)*XORB+R(2,2)*YORB
      W=R(3,1)*XORB+R(3,2)*YORB
C
C      CALCULO DO RAIO ANGULAR DA TERRA ESFERICA
C
      DMIN=SQRT(U**2+V**2+W**2)
      RO=ASIND(AMED/DMIN)
C
      DO 400 I=1,N  ! N CABECAS OPTICAS
C
      NETA=PI/2.-ALFA(I)
      PPAR2=COSD(RO)-COSD(GAMA(I))*COSD(NETA)
      PPAR3=SIND(GAMA(I))*SIND(NETA)
      CORDA=2.*ACOSD(PPAR2/PPAR3)
C     ================================================================
C     A SEGUIR AS COORD. DO EIXO OPTICO A NO SISTEMA ROLL, PITCH,
C     YAW (RPY) DA ORBITA. ASSUME-SE QUE NAO HA DIFERENCA ENTRE O
C     SISTEMA FIXO NO SATELITE E O SISTEMA ORBITAL RPY (SAT. EM
C     CONDICOES NOMINAIS -- ANGULOS DE ROLL,PITCH,YAW  NEUTROS)
C     ================================================================
      ARPY(3)=COSD(ALFA(I))*SIND(BETA(I))
      ARPY(1)=COSD(ALFA(I))*COSD(BETA(I))
      ARPY(2)=SIND(ALFA(I))
C     ================================================================
C     A TRANSFORMACAO A SEGUIR OBTEM A PARTIR DO VETOR EIXO OPTICO
```

```
C      'A' NO SISTEMA RPY O MESMO VETOR NO SISTEMA GEOCENTRICO INERCIAL
C      A MATRIZ DE ROTACAO: R1
C     ================================================================
       EPS=ARG+NI
       R1(1,1)=-SIND(OMG)*SIND(INC)
       R1(1,2)=SIND(OMG)*COSD(INC)*SIND(EPS)-COSD(EPS)*COSD(OMG)
       R1(1,3)=-SIND(OMG)*COSD(INC)*COSD(EPS)-COSD(OMG)*SIND(EPS)
       R1(2,3)=-COSD(OMG)*COSD(INC)*COSD(EPS)-SIND(OMG)*SIND(EPS)
       R1(2,1)=COSD(OMG)*SIND(INC)
       R1(2,2)=-COSD(OMG)*COSD(INC)*SIND(EPS)-SIND(OMG)*COSD(EPS)
       R1(3,3)=SIND(INC)*COSD(EPS)
       R1(2,1)=-COSD(INC)
       R1(3,2)=-SIND(INC)*SIND(EPS)
       CALL PROD(R1,ARPY,A,3,3,3)
C     ================================================================
C      A SUBROTINA PROD VOLTA COM O VETOR 'A' NO SISTEMA GEO-
C      CENTRICO INERCIAL: A(1),A(2),A(3)
C
C
C      A SEGUIR OBTENHO OS VETORES HORIZONTE X E Y SOBRE A TERRA
C      ACHATADA ONDE O F.O.V. ENTRA E SAI EM COORD. GEO. INERCIAIS
C     ================================================================
       CALL VETOR(GAMA,A,X,Y,I,U,V,W,AMIN,M,DMIN,F)
C     ================================================================
C      NESTE PONTO PRECISO IDENTIFICAR ENTRE OS VETORES X E Y QUAL DELES
C      E'O DE ENTRADA NA TERRA(IN) E QUAL E' O DE SAIDA(OUT). A SUBROTINA
C      FINOUT FAZ ISSO A PARTIR DE X E Y ESCRITOS EM COORD. RPY.
C      XRPY E YRPY.
C      PASSO OS DOIS VETORES PARA O SISTEMA ORBITAL RPY (PARA ISSO
C       PRECISO DE R1 INVERTIDA = R1INV = R1TRANSP. TOMO A INVERSA DE R1
C      (IGUAL A SUA TRANSPOSTA)
C     ================================================================
          DO 999 III=1,3
          DO 998 JJJ=1,3
          R1T(JJJ,III)=R1(III,JJJ)
  998     CONTINUE
  999       CONTINUE
C
          CALL PROD(R1T,X,XRPY,3,3,3)
          CALL PROD(R1T,Y,YRPY,3,3,3)
C     ================================================================
C      VETOR X - COORD. GEO. INERCIAIS; XRPY(1,2,3) - COORD. RPY
C      VETOR Y - COORD. GEO. INERCIAIS; YRPY(1,2,3) - COORD. RPY
C      DEFINO O ANGULO TETA ENTRE OS VETORES XRP(PROJ. DE XRPY(1,2,3)
C      NO PLANO RP E A COMPONENTE DO MESMO VETOR XRPY(3)
C     ================================================================
          CALL FINOUT(M,XRPY,YRPY,X,Y,XIN,XOUT)
C     ================================================================
C       DEFININDO LAMBDA COMO A LATITUDE GEOCENTRICA DO SAT.
C     ================================================================
          LAMB=ATAND(W/SQRT(U**2+V**2))
          AR=ATAND(V/U)
          IF(U.LT.0.)AR=AR-180.
          IF(U.GT.0.AND.V.GT.0.)AR=AR-360
C     ================================================================
C       AR E' A ASCENSAO RETA DO PONTO SUB SATELITE. LAMB E' A LATI-
C       TUDE GEOCENTRICA DO SAT. E TAMBEM A DECLINACAO DO PONTO SUB-
C       SAT. A MATRIZ R2 TRANSFORMA UM VETOR DO SIST. GEO. INERCIAL P/
C       O SIST. ZEN (TANGENTE LOCAL)
      ================================================================
       R2(1,1)=COSD(-LAMB)*COSD(AR)
```

```
      R2(1,2)=COSD(-LAMB)*SIND(AR)
      R2(1,3)=-SIND(-LAMB)
      R2(2,1)=-SIND(AR)
      R2(2,2)=COSD(AR)
      R2(2,3)=0.0
      R2(3,1)=SIND(-LAMB)*COSD(AR)
      R2(3,2)=SIND(-LAMB)*SIND(AR)
      R2(3,3)=COSD(-LAMB)
C     ================================================================
C       PROCURO OS ANGULOS PSIIN E PSIOUT QUE OS VETORES HIN(XIN),
C       E HOUT(XOUT),RESPECTIVAMENTE, FORMAM COM O EIXO 'ESTE' DO
C       SIST. TANGENTE LOCAL-ZEN. TOMAREI OS VETORES HLTIN, HLTOUT,
C       OBTIDOS DA TRANSFORMACAO DOS VETORES HIN, HOUT, PARA O SIST.
C       ZEN.
C     ================================================================
      CALL PROD(R2,XIN,HLTIN,3,3,3)
      CALL PROD(R2,XOUT,HLTOUT,3,3,3)



      PSIIN=ATAND(HLTIN(3)/HLTIN(2))
      PSIOUT=ATAND(HLTOUT(3)/HLTOUT(2))
C     ================================================================
C       OS IF'S SAO PARA CONFINAR A VARIACAO DOS PSI ENTRE 0 E 360.
C     ================================================================
      IF(HLTIN(2).LT.0.) PSIIN=PSIIN+180.
      IF(HLTOUT(2).LT.0.)PSIOUT=PSIOUT+180.
      IF(HLTIN(2).GT.0.AND.HLTIN(3).LT.0.)PSIIN=PSIIN+360.
      IF(HLTOUT(2).GT.0.AND.HLTOUT(3).LT.0)PSIOUT=PSIOUT+360.
C     ================================================================
C      RS E' O RAIO DA TERRA NO PONTO SUB SATELITE.
C     ================================================================
      RS=AMIN*(1.-F)/SQRT(1.-(2.-F)*F*COSD(LAMB)**2)
C
     PAR4=(2.-F)*F*RS**2/((1.-F)*AMIN)**2
     PAR5=(DMIN**2-RS**2)/AMIN**2
C     ================================================================
C       A SEGUIR OBTENHO ROIN E ROOUT, RAIOS ANGULARES DA
C       TERRA NOS PONTOS DE ENTRADA (IN) E SAIDA (OUT) DO FOV.
C     ================================================================
     PAR6(I)=SQRT(PAR5*(1.+PAR4*COSD(LAMB)**2*SIND(PSIIN)**2))+
    1        PAR4*SIND(2.*LAMB)*SIND(PSIIN)/2.
     PAR7(I)=SQRT(PAR5*(1.+PAR4*COSD(LAMB)**2*SIND(PSIOUT)**2))+
    1      PAR4*SIND(2.*LAMB)*SIND(PSIOUT)/2.
     ROIN(I)=ATAND(1./PAR6(I))
     ROOUT(I)=ATAND(1./PAR7(I))
     PAR21(I)=COSD(ROIN(I))-COSD(GAMA(I))*COSD(NETA)
     PAR22(I)=COSD(ROOUT(I)) -COSD(GAMA(I))*COSD(NETA)
     PAR3(I)=SIND(GAMA(I))*SIND(NETA)
C     ================================================================
C       A SEGUIR OBTENHO AS SEMI CORDAS CORIN,COROUT(TERRA ACHATADA)
C     ================================================================
     CORIN(I)=ACOSD(PAR21(I)/PAR3(I))
     COROUT(I)=ACOSD(PAR22(I)/PAR3(I))
C
      CORDM(I)=(CORIN(I)+COROUT(I))/2.
C     ================================================================
C       NNETA E' O NETA NOVO. TENHO QUE TIRAR DA TRIGONOMETRIA
C       ESFERICA QUE FORNECE A EQUACAO TRANSCENDENTAL
C       COS(NNETA)=-PAR8*SIN(NNETA)+PAR9
C       PELO METODO ITERATIVO DE NEWTON-RAPHSON; USO NETA
C       COMO ESTIMATIVA INICIAL.
C     ================================================================
```

```
      PAR8(I)=SIND(GAMA(I))*COSD(CORDM(I))
      PAR9(I)=COSD(RO)*COSD(GAMA(I))
     PAR10(I)=PAR8(I)*SQRT(COSD(GAMA(I))**2+PAR8(I)**2-COSD(RO)**2)
C
     PPA=PAR9(I)-PAR10(I)
     BETA(I)=ACOSD(PPA/(COSD(GAMA(I))**2+PAR8(I)**2))
      DN=-BETA+MNETA(I)
      DOM=(-corin(I)+corout(I))/2.
C
      K1=COSD(ALFA(I))*COSD(BETA(I))
      K2=SIND(ALFA(I))
      K3=COSD(ALFA(I))*SIND(BETA(I))
      M1(1,1)=K1**2+(1.-K1**2)*COSD(DOM)
      M1(1,2)=K1*K2*(1.-COSD(DOM))-K3*SIND(DOM)
      M1(1,3)=K1*K3*(1.-COSD(DOM))+K2*SIND(DOM)
      M1(2,1)=K1*K2*(1.-COSD(DOM))+K3*SIND(DOM)
      M1(2,3)=K3*K2*(1.-COSD(DOM))-K1*SIND(DOM)
      M1(3,1)=K3*K1*(1.-COSD(DOM))-K2*SIND(DOM)
      M1(3,2)=K3*K2*(1.-COSD(DOM))+K1*SIND(DOM)
      M1(2,2)=K2**2+(1.-K2**2)*COSD(DOM)
      M1(3,3)=K3**2+(1.-K3**2)*COSD(DOM)
      P1=-SIND(beta(I))
      P2=0.
      P3=COSD(BETA(I))
      M2(1,1)=P1**2+(1.-P1**2)*COSD(DN)
      M2(2,2)=P2**2+(1.-P2**2)*COSD(DN)
      M2(3,3)=P3**2+(1.-P3**2)*COSD(DN)
      M2(1,2)=P1*P2*(1.0-COSD(DN))-P3*SIND(DN)
      M2(1,3)=P1*P3*(1.0-COSD(DN))+P2*SIND(DN)
      M2(2,1)=P1*P2*(1.0-COSD(DN))+P3*SIND(DN)
      M2(2,3)=P3*P2*(1.0-COSD(DN))-P1*SIND(DN)
      M2(3,1)=P3*P1*(1.0-COSD(DN))-P2*SIND(DN)
      M2(3,2)=P3*P2*(1.0-COSD(DN))+P1*SIND(DN)
C
      CALL MULT(M1,M2,MM)
C
      EROLL(I)=ATAND(-MM(2,1)/MM(2,2))
      ERPIT(I)=ASIND(MM(2,3))
      ERYAW(I)=ATAND(-MM(1,3)/MM(3,3))
 400   CONTINUE
C     ================================================================
C     JA TENHO OS ERROS DE ROLL, PITCH E YAW. FALTA GRAFICA-
C     LOS (ROLL E PITCH) EM FUNCAO DA ANOMALIA MEDIA DO
C     NODO ASCENDENTE
C     O ARQUIVO OBLATE.FIG CONTEM OS ERROS A SEREM GRAFICADOS
C     EM FUNCAO DA ANOMALIA MEDIA M.
C     ================================================================
      erpit(2)=-erpit(2)!eixo opt. 2 gira em sent. horario
      rollg=eroll(1)+eroll(2)
      pitchg=(erpit(1)+erpit(2))/2
      WRITE(fig,*)M,EROLL(1),ERPIT(1),rollg,EROLL(2),
     * ERPIT(2),pitchg
 200      M=M+DM
 300   CONTINUE
       STOP
       END
C
C     ################################################################
C
C                        SUBROTINAS
```

```
C     ##################################################################
C
      SUBROUTINE KEPLER(M,EMIN,E)
      IMPLICIT REAL*8(A-H,O-Z)
      REAL*8 M,U(20)
      ERRO=1.E-12
      U(1)=M
      DO 20 J=1,100
      FU=M-U(J)+EMIN*SIND(U(J))
      FLU=EMIN*COSD(U(J))-1.
      U(J+1)=U(J)-FU/FLU
      DIF=ABS(U(J+1)-U(J))
      IF(DIF.LT.ERRO) GOTO 39
 20    CONTINUE
 39   E=U(J+1)
      RETURN
      END
C
C     ==================================================
C      SUBROTINA PROD: PRODUTO DE MATRIZ POR VETOR
C     ==================================================
C
      SUBROUTINE PROD(A,B,C,N1,N,M)
      IMPLICIT REAL*8(A-H,O-Z)
      REAL*8 A(N1,N),B(3),C(3)
      DO 650 I=1,N
        C(I)=0.
              DO 640 J=1,M
              C(I)=C(I)+A(I,J)*B(J)
 640          CONTINUE
 650  CONTINUE
      RETURN
      END
C
C     ==========================================================
C     SUBROTINA FINOUT: DEFINE ENTRE OS VETORES
C     HORIZONTE X E Y QUAL DELES E O VETOR DE ENTRADA,
C     XIN, E QUAL O DE SAIDA, XOUT
C     ==========================================================
C
C  ESTA SUBROTINA CONSIDERA QUE O FOV GIRA EM SENTIDO HORARIO EM
C  TORNO DO EIXO OPTICO 2 E SENT. ANTI-HOR. EM TORNO DO E. O. 1.
C
      SUBROUTINE FINOUT(M,XRPY,YRPY,X,Y,XIN,XOUT)
      IMPLICIT REAL*8(A-H,O-Z)
      REAL*8 M
      DIMENSION XRPY(3),YRPY(3),X(3),Y(3),XIN(3),XOUT(3)
C
C      IF(M.LT.100.OR.M.GE.280) THEN
C       GO TO 166
C      ELSE
C       GO TO 122
C      END IF
      IF(xrpy(3))166,111,122
 122  DO 333 KK=1,3
      XOUT(KK)=X(KK)
      XIN(KK)=Y(KK)   ! NAO COLOQUEI XPCIN,XPCOUT, ETC
 333  CONTINUE
      GO TO 199
 166  DO 444 KL=1,3
```

```
      XOUT(KL)=Y(KL)
      XIN(KL)=X(KL)
444   CONTINUE
      GO TO 199
111   WRITE(*,*) ' NAO IDENTIFICADOS XIN,XOUT '
199   RETURN
      END
C     ================================================================
C     SUBROTINA MULT: MULTIPLICACAO DE MATRIZ POR MATRIZ
C     ================================================================
      SUBROUTINE MULT(A,B,C)
      IMPLICIT REAL*8(A-H,O-Z)
      DIMENSION A(3,3),B(3,3),C(3,3)
      DO 700 I=1,3
          DO 690 J=1,3
               C(I,J)=0.
                    DO 680 K2=1,3

                    C(I,J)=C(I,J)+A(I,K2)*B(K2,J)
680                 CONTINUE
690       CONTINUE
700   CONTINUE
      RETURN
      END
C
       SUBROUTINE VETOR(GAMA,A,X,Y,I,U,V,W,AMIN,M,DMIN,F)
       IMPLICIT REAL*8(A-H,O-Z)
       REAL*8 M,A(3),X(3),Y(3),GAMA(2)
      H1=SQRT(U**2+V**2+W**2-AMIN**2)
      H2=H1
      IF(ABS(M-90.).LE.10.OR.ABS(M-270.).LE.10) THEN
      go to 57
     else
     go to 56
     end if
57       QI=W/(1.-F)**2
     QIC=A(3)*V/A(2)
     FI=QI-QIC
     FIF=((1.-F)*FI)**2
     ALF=A(1)*V/A(2)-U
     A11=FI
     A12=(A(1)*QI-A(3)*U)/A(2)
     A21=FIF
     A22=FIF+ALF**2
     AA=A21*A12**2/A11**2+A22
            DO 303 LML=1,100
C
     C1=H1*COSD(GAMA(I))+A(1)*U+A(2)*V+A(3)*W
     C2=H2*COSD(GAMA(I))+A(1)*U+A(2)*V+A(3)*W
      BET1=-C1*V/A(2)+AMIN**2
      BET2=-C2*V/A(2)+AMIN**2
      B11=(QI*C1-A(3)*AMIN**2)/A(2)
      B12=(QI*C2-A(3)*AMIN**2)/A(2)
      A231=2*ALF*BET1
      A232=2*ALF*BET2
      B21=AMIN**2*FIF-BET1**2
      B22=AMIN**2*FIF-BET2**2
      BB1=A231-2*A21*B11*A12/A11**2
      BB2=A232-2*A21*B12*A12/A11**2
      CC1=A21*B11**2/A11**2-B21
      CC2=A21*B12**2/A11**2-B22
```

```
      DELTA1=BB1**2-4.*AA*CC1
      DELTA2=BB2**2-4.*AA*CC2
C
      X1=(-BB1+SQRT(DELTA1))/(2.*AA)
      X2=(-BB2-SQRT(DELTA2))/(2.*AA)
      Y1=(B11-A12*X1)/FI
      Y2=(B12-A12*X2)/FI
      Z1=(BET1+ALF*X1)/FI
      Z2=(BET2+ALF*X2)/FI
      H1P=SQRT(X1**2+Y1**2+Z1**2-2.*(U*X1+V*Y1+W*Z1)+DMIN**2)
      H2P=SQRT(X2**2+Y2**2+Z2**2-2.*(U*X2+V*Y2+W*Z2)+DMIN**2)
C
      ERRO1=1.E-12
      DIF1=ABS(H1P-H1)
      DIF2=ABS(H2P-H2)
      DDIF=DIF1+DIF2
      IF(DDIF.LE.ERRO1) GOTO 302




      H1=H1P
      H2=H2P
 303          CONTINUE
C
      goto 302
 56       PK=W/(A(3)*(1.-F)**2)
      FI=U-A(1)*PK
      ALF=(A(1)*V-A(2)*U)/A(3)
      FIF=((1.-F)*FI)**2
      QIA2=A(2)*PK
      QI=A(3)*PK
      A11=FI
      A12=V-QIA2
      A21=FIF
      A22=FIF+ALF**2
      AA=A21*A12**2/A11**2+A22
            DO 301 L=1,200
C
      C1=H1*COSD(GAMA(I))+A(1)*U+A(2)*V+A(3)*W
      C2=H2*COSD(GAMA(I))+A(1)*U+A(2)*V+A(3)*W
       BET1=C1*U/A(3)-A(1)*AMIN**2/A(3)
       BET2=C2*U/A(3)-A(1)*AMIN**2/A(3)
       QIC1=C1*PK
       QIC2=C2*PK
       B11=AMIN**2-QIC1
       B12=AMIN**2-QIC2
       A231=2*ALF*BET1
       A232=2*ALF*BET2
       B21=AMIN**2*FIF-BET1**2
       B22=AMIN**2*FIF-BET2**2
       BB1=A231-2*A21*B11*A12/A11**2
       BB2=A232-2*A21*B12*A12/A11**2
       CC1=A21*B11**2/A11**2-B21
       CC2=A21*B12**2/A11**2-B22
       DELTA1=BB1**2-4.*AA*CC1
       DELTA2=BB2**2-4.*AA*CC2
C
      Y1=(-BB1+SQRT(DELTA1))/(2.*AA) !TINHA COLOCADO 26 AQUI
       Y2=(-BB2-SQRT(DELTA2))/(2.*AA)
       X1=(B11-A12*Y1)/FI
       X2=(B12-A12*Y2)/FI
       Z1=(BET1+ALF*Y1)/FI
       Z2=(BET2+ALF*Y2)/FI
```

```
      H1P=SQRT(X1**2+Y1**2+Z1**2-2.*(U*X1+V*Y1+W*Z1)+DMIN**2)
      H2P=SQRT(X2**2+Y2**2+Z2**2-2.*(U*X2+V*Y2+W*Z2)+DMIN**2)
C
      DIF1=ABS(H1P-H1)
      DIF2=ABS(H2P-H2)
      DDIF=DIF1/DIF2
      IF(DDIF.LE.ERR01) GOTO 302
      H1=H1P
      H2=H2P
  301          CONTINUE
  302     Y(1)=X1-U
          Y(2)=Y1-V
          Y(3)=Z1-W
          X(1)=X2-U
          X(2)=Y2-V
          X(3)=Z2-W


          RETURN
          END
```

```
C     ------------------------------------------------------------------
C     PROGRAMA SEASON: SIMULA O FUNCIONAMENTO DE UM SENSOR DE HORIZONTE
C     I.V. DA FAIXA DE 14 A 16 MICRONS E AVALIA OS ERROS EM ROLAMENTO E
C     ARFAGEM COMETIDOS DEVIDO AO FATO DE A RADIANCIA NESSA FAIXA VARIAR
C     COM A ESTACAO E A LATITUDE.
C     ------------------------------------------------------------------
C
      PROGRAM SEASON
      IMPLICIT REAL*8(A-H,O-Z)
      REAL*8 M,MINA,NINA,NI,INC,LAMB,N,NVET(300),KD,NETA,NNETA(2),
     . M1(3,3),M2(3,3),MM(3,3),NETAE,lambI,nfov
      DIMENSION U(3),V(3),VCT(3),XSAT(3),R1(3,3),XB(3),X2(3),PINT(3),
     - RY(13),FR(13),A20(60),A30(60),A45(60),A60(60),A75(60),rc(3,3),
     - AM75(60),AM60(60),AM45(60),AM30(60),AM20(60),RM(3,3),XORB(3),
     - SLOPE(300),TVET(300),TT(100),FIIN(2),FIOUT(2),ALFA(2),BETA(2),
     - GAMA(2),CORDM(2),PAR8(2),PAR9(2),PAR10(2),EROLL(2),ERPIT(2),
     - ERYAW(2),AM90(11),A90(11),X1(3),pirpy(3),pixyz(3),RSENT1(2),
     - RSENT2(2),PSENT1(2),PSENT2(2),S(13),XX(13,4),ALT(60)
C     ------------------------------------------------------------------
C  O NAMELIST LISTA4 CONTEM:
C          NP: No. DE PONTOS CONSIDERADOS NA INTERPOLACAO DOS VALORES DE
C               RADIANCIA EM LATITUDE (-90,-75,-60,-45,-30,-20,0,20,30,
C               45,60,75,90).
C               NP = 13. A RAD. EM 0 GRAUS E' TOMADA COMO A MEDIA ENTRE OS
C                         VALORES PARA -20 E 20 GRAUS
C            AM90: VALOR RELATIVO A AM75 TOMADO DAS REF. WEISS E GONTIN/WARD
C            AM75: VALORES QUE GERAM A CURVA DE RADIANCIA VS. ALTURA TANGENTE
C                  PARA A LATITUDE DE 75 GRAUS (JULHO) SEGUNDO A REF. CR 725
C                  (NASA). AS LAT. NEGATIVAS (HEM.SUL) FORAM MODELADAS COMO
C                  SENDO AS DO HEMISFERIO NORTE COM 6 MESES DE ATRASO.
C            AM60: O MESMO PARA LAT. -60.
C            AM45:          "        -45.
C            AM30:          "        -30.
C            AM20:          "        -20.
C            A00:           "          20.
C            A30:           "          30.
C            A45:           "          45.
C            A60:           "          60.
C            A75:           "          75.
C            A90:
```

```
C            RX: VETOR CONTENDO AS LATIDUDES ACIMA PARA INTERPOLACAO
C.........0 NAMELIST LISTA 1 CONTEM:
C            AMED: RAIO MEDIO DA TERRA EM KM (REF. WERTZ PAG. 819)
C            OMG: ASCENSAO RETA DO NODO ASCENDENTE EM GRAUS
C            APG: ARGUMENTO DO PERIGEU EM GRAUS
C            SEM: SEMI EIXO MAIOR DA ORBITA EM KM
C            EMIN: EXCENTRICIDADE DA ORBITA
C            INC: INCLINACAO DA ORBITA EM GRAUS
C            KORB: N. DE PONTOS EM QUE A ORBITA E' DIVIDIDA
C.........0 NAMELIST LISTA 2 CONTEM:
C            ALFA: ANGULO DE MONTAGEM DO SENSOR
C            BETA: ANGULO QUE A PROJECAO DO EIXO OTICO NO PLANO
C                  ARFAGEM/ROLAMENTO FAZ COM O EIXO DE PITCH
C            GAMA: ANGULO DO SEMI-CONE DO MECANISMO DE VARREDURA
C            KD: CONSTANTE DE SENSIBILIDADE DO DETECTOR DO SH (REF. SHRI.)
C            TD: CONSTANTE DE TEMPO DO DETECTOR
C            TC: CONSTANTE DE TEMPO DO CIRCUITO DE ACOPLAMENTO
```

```
C            TD: CONSTANTE DE TEMPO DO FILTRO PASSA ALTA
C            TL: CONSTANTE DE TEMPO DO FILTRO PASSA BAIXA
C            RTUB: RAIO DA LENTE DO TELESCOPIO (TUBO)
C            TAU: EFICIENCIA DA PARTE OTICA DO SH
C            AINC: ANGULO DE INCLINACAO DO PRISMA DO TELESCOPIO
C            FIEIL: (FIIN-FIOUT)/2 - NA ELETRONICA (ELETRO.FOR)
C            NETAE: ANG. DE NADIR PARA A SEMI CORDA DA ELETRONICA
          NAMELIST/LIST1/AMED,OMG,ARG,SEN,EMIN,INC,KORB
          NAMELIST/LIST2/ALFA,BETA,GAMA,KD,TD,TC,TH,TL,
         -  RTUB,TAU,AINC,FIEIL,NETAE,NP,RX
          INTEGER FIG,DAT1,DAT2,DAT3,DAT4
          PARAMETER(FIG=9,DAT1=2,DAT2=5,DAT3=4,DAT4=3)
          OPEN(DAT1,FILE='ORBITA2.DAT',STATUS='OLD')
          OPEN(DAT2,FILE='SENSOR2.DAT',STATUS='OLD')
          OPEN(DAT3,FILE='JULY.DAT',STATUS='OLD')
          OPEN(DAT4,FILE='JANUARY.DAT',STATUS='OLD')
          OPEN(FIG,FILE='SEASON.FIG',STATUS='NEW')
          READ(DAT1,LIST1)
          READ(DAT2,LIST2)
          READ(DAT3,*)
          READ(DAT4,*)
             DO MKL=1,60
        READ(DAT3,*)AM20(MKL),AM30(MKL),AM45(MKL),AM60(MKL),AM75(MKL)
        READ(DAT4,*)ALT(MKL),A20(MKL),A30(MKL),A45(MKL),A60(MKL),A75(MKL)
             END DO
C
          PIDEG=180.
C    ================================================================
C         POSICAO DO SATELITE A PARTIR DO NODO ASCENDENTE
C               EM FUNCAO DA ANOMALIA MEDIA M
C
C     NINA=ANOMALIA VERDADEIRA DO NODO ASCENDENTE (GRAUS)
C     ENA=ANOMALIA EXCENTRICA DO NODO ASCENDENTE (GRAUS)
C     MINA=ANOMALIA MEDIA DO NODO ASCENDENTE (GRAUS)
C    ================================================================
          NINA=2.*PIDEG-ARG
          PARAM= TAND(NINA/2.)*SQRT((1.-EMIN)/(1.+EMIN)) !PARAMETRO
          ENA=2.*ATAND(PARAM)
          MINA=ENA-EMIN*SIND(ENA)

          DM = 2.*PIDEG/KORB ! INCREMENTO EM M NA ORBITA. K E'
C                         O N. DE PONTOS EM QUE A ORBITA FOI DIVIDIDA
C                       A PRINCIPIO TOMO K PARA DIVIDIR O SCAN TAMBEM



          M=MINA
C
                DO 300 J=1,KORB+1
C
          CALL SOLVE(M,EMIN,0,0,9,1,X0,E)
C
         IF(E/2.EQ.90)then
         ni=180.!VALOR QUE NI ASSUME QDO E=180 (INDETERMINACAO)
         go to 321
         end if
C
         PARAM1=SQRT((1.+EMIN)/(1.-EMIN))*TAND(E/2.)
         NI=2.*ATAND(PARAM1)
C              XORB(1,2,3) COORDENADAS DO SAT NO PLANO ORBITAL
  321       XORB(1)=SEM*(COSD(E)-EMIN)
            XORB(2)=SEM*SIND(E)*SQRT(1.-EMIN**2)
            XORB(3)=0.
```

```
C     ================================================================
C       RM(3X3) = MATRIZ DE TRANSFORMACAO PARA O S.G.I. A PARTIR
C       DE UM VETOR NO PLANO DA ORBITA (XORB)
C     ================================================================
        RM(1,1)=COSD(ARG)*COSD(OMG)-SIND(ARG)*SIND(OMG)*COSD(INC)
        RM(1,2)=-SIND(ARG)*COSD(OMG)-COSD(ARG)*SIND(OMG)*COSD(INC)
        RM(1,3)=SIND(OMG)*SIND(INC)
        RM(2,1)=COSD(ARG)*SIND(OMG)+SIND(ARG)*COSD(OMG)*COSD(INC)
        RM(2,2)=-SIND(ARG)*SIND(OMG)+COSD(ARG)*COSD(OMG)*COSD(INC)
        RM(2,3)=-SIND(INC)*COSD(OMG)
        RM(3,1)=SIND(ARG)*SIND(INC)
        RM(3,2)=COSD(ARG)*SIND(INC)
        RM(3,3)=COSD(INC)
C     ================================================================
C       A SEGUIR A POSICAO DO SATELITE EM COORD. GEOC. INERCIAIS
C                       COM XSAT(1,2,3)
C     ================================================================
            CALL PROD(RM,XORB,XSAT,3,3,3)
C
        EPS=ARG+NI
        R1(1,1)=-SIND(OMG)*SIND(INC)
        R1(1,2)=SIND(OMG)*COSD(INC)*SIND(EPS)-COSD(EPS)*COSD(OMG)
        R1(1,3)=-SIND(OMG)*COSD(INC)*COSD(EPS)-COSD(OMG)*SIND(EPS)
        R1(2,3)=COSD(OMG)*COSD(INC)*COSD(EPS)-SIND(OMG)*SIND(EPS)
        R1(2,1)=COSD(OMG)*SIND(INC)
        R1(2,2)=-COSD(OMG)*COSD(INC)*SIND(EPS)-SIND(OMG)*COSD(EPS)
        R1(3,3)=SIND(INC)*COSD(EPS)
        R1(3,1)=-COSD(INC)
        R1(3,2)=-SIND(INC)*SIND(EPS)
C
         VCT(1)=0
         VCT(2)=SQRT(XSAT(1)**2+XSAT(2)**2+XSAT(3)**2)
         VCT(3)=0
C     ================================================================
C       CONGELADA A POSICAO DO SATELITE FAZ=SE UM 'SCAN' COMPLETO
C        FI = ANGULO DE ROTACAO DO SCAN. REPRESENTA O MOVIMENTO
C                 DO IFOV EM TORNO DO EIXO OPTICO
C     ================================================================
C
            K=260
            ABVCT=SQRT(VCT(1)**2+VCT(2)**2+VCT(3)**2)
            DFI=.5 !K*DFI=FIRANGE (-80 A 80)
           FOVDEG=2 !TAMANHO ANGULAR DO FOV (QUADRADO)


            NFOV=4 !SUBDIVISOES DENTRO DO FOV
            DELG=FOVDEG/(2.*NFOV)
            DELFI=DELG
            W=12.7*360 !VELOCIDADE ANG. DO MEC. DE VARREDURA EM RPS
            PO=ASIND(AMCD/ABVCT)
C
C     ----------------------------------------------------------------
C     As variaveis a seguir: FIchosen e DFIchosen, sao escolhidas
C     de maneira a otimizar o processamento do SRW, eliminando ao
C     maximo os erros tipo "orelhas" e minimizando os gradientes
C     induzidos que o SRW apresenta (Ref. Weiss).
C     ----------------------------------------------------------------
C
            FICH=46.5
            DFICH=.5
C
C     ----------------------------------------------------------------
```

```
C      O "do" NCAB refere-se ao numero de cab. opt. dos sensores = 2
C     C0SD(BETA(NCAB)) e' um fator de ajuste que vale para Beta=0,180
C     ---------------------------------------------------------------
            DO 210 LSENT=1,2!1=RATREO SENT. ANTI-HORARIO;2=HORARIO
                        DO 200 NCAB=1,2!!e'  E' O N. DE CAB. OTICAS
                        dt=dfi/w
                             DO NZ=1,LCONT
                        NVET(NZ)=0
                        TVET(NZ)=0
                        SLOPE(NZ)=0
                             END DO
                           FI=-65 !valor inicial para varredura
                           RADP=0
                           LCONT=2
       NETA=PIDEG/2-ALFA(NCAB)
       PPAR2=COSD(R0)-COSD(GAMA(NCAB))*COSD(NETA)
       PPAR3=SIND(GAMA(NCAB))*SIND(NETA)
       CORDA=2.*ACOSD(PPAR2/PPAR3)
                  DO 100 JI=1,K
          N=0
          GMREC=GAMA(NCAB)    !GUARDA O VALOR ORIGINAL DE GAMA
          FIREC=FI  !GUARDA O VALOR ORIGINAL DE FI
          if(fi.gt.-fich.and.fi.lt.fich)go to 95
               DO 50 K1=1-NFOV,NFOV-1,2
               GAMA(NCAB)=GMREC+K1*DELG
            DO 40 K2=1-NFOV,NFOV-1,2
               FI=FIREC+K2*DELFI
       v(1)=cosd(alfa(ncab)+gama(ncab))*cosd(beta(ncab))
       v(2)=sind(alfa(ncab)+gama(ncab))
       v(3)=cosd(alfa(ncab)+gama(ncab))*sind(beta(ncab))
       g1=cosd(alfa(ncab))*cosd(beta(ncab))
       g2=sind(alfa(ncab))
       g3=cosd(alfa(ncab))*sind(beta(ncab))
C     ================================================================
C       A MATRIZ RC FAZ O GIRO DO FOV EM TORNO DO EIXO OPTICO
C            O "IF" DEFINE O SENTIDO DO GIRO
C     ================================================================
       if(LSENT.EQ.2)fi=-fi!impoe rot. do ifov no sentido horario
       rc(1,1)=cosd(fi)+g1**2*(1-cosd(fi))
       rc(1,2)=g1*g2*(1-cosd(fi))-g3*sind(fi)
       rc(1,3)=g1*g3*(1-cosd(fi))+g2*sind(fi)
       rc(2,1)=g1*g2*(1-cosd(fi))+g3*sind(fi)
       rc(2,2)=cosd(fi)+g2**2*(1-cosd(fi))
       rc(2,3)=g2*g3*(1-cosd(fi))-g1*sind(fi)
       rc(3,1)=g1*g3*(1-cosd(fi))-g2*sind(fi)
       rc(3,2)=g2*g3*(1-cosd(fi))+g1*sind(fi)
       rc(3,3)=cosd(fi)+g3**2*(1-cosd(fi))
       if(LSENT.EQ.2)fi=-fi!de-solve valor original de FI
            call prod(rc,v,u,3,3,3)
C
         ABU=SQRT(U(1)**2+U(2)**2+U(3)**2) !aqui era linha 12
          ALFA1=(U(1)*VCT(1)+U(2)*VCT(2)+U(3)*VCT(3))/(ABU*ABVCT)
          ALFA1=ACOSD(ALFA1)
          D=ABVCT*SIND(ALFA1)
          HT=D-AMED
             AT=HT
              IF(HT)70,70,80  !aqui era 69
70        R=AMED
          GO TO 90
80        R=AMED+HT
```

```
 90       DEL=U(2)**2*ABVCT**2-ABU**2*(ABVCT**2-R**2)
          IF(ABS(DEL).LE.1.E-8) DEL=0.0
             X1(1)=(U(1)*U(2)*ABVCT+
     - U(1)*SQRT(DEL))/ABU**2
             X1(2)=U(2)*X1(1)/U(1)
             X1(3)=U(3)*X1(1)/U(1)
           ABX1=SQRT(X1(1)**2+X1(2)**2+X1(3)**2)
             X2(1)=(U(1)*U(2)*ABVCT-
     - U(1)*SQRT(DEL))/ABU**2
             X2(2)=U(2)*X2(1)/U(1)
             X2(3)=U(3)*X2(1)/U(1)
           ABX2=SQRT(X2(1)**2+X2(2)**2+X2(3)**2)
          CALL PROD(R1,X2,XB,3,3,3)
               PINT(1)=XSAT(1)+XB(1)
               PINT(2)=XSAT(2)+XB(2)
               PINT(3)=XSAT(3)+XB(3)
        LAMB=ATAN2(PINT(3)/SQRT(PINT(2)**2+PINT(1)**2))
C     ================================================================
C      O "IF" A SEGUIR ATRIBUI O VALOR APROPRIADO DE RADIANCIA
C      PARA O FOV QUE INTERCEPTA A TERRA (PONTO DE INTERSECCAO)
C     ----------------------------------------------------------------
          IF(HT.LT.0) HT=0 !PARA HT NEG. RADIANCIA = RAD. EM HT=0
          CALL IFINDER(HT,ALT,IN)
C     ================================================================
C        CALCULO DA RADIANCIA, H,PARA O HT DO IFOF PARA POSTERIOR
C          INTERPOLACAO EM LATITUDE, LAMB.
C     ----------------------------------------------------------------
        CALL INTLINE(HT,ALT(IN+1),ALT(IN),AM20(IN+1),AM20(IN),RM20)
         rm20=rm20/am20(1)!NORMALIZACAO
        CALL INTLINE(HT,ALT(IN+1),ALT(IN),AM30(IN+1),AM30(IN),RM30)
         rm30=rm30/am30(1)!NORMALIZACAO
        CALL INTLINE(HT,ALT(IN+1),ALT(IN),AM45(IN+1),AM45(IN),RM45)
         rm45=rm45/am45(1)!NORMALIZACAO
        CALL INTLINE(HT,ALT(IN+1),ALT(IN),AM60(IN+1),AM60(IN),RM60)
         rm60=rm60/am60(1)!NORMALIZACAO
        CALL INTLINE(HT,ALT(IN+1),ALT(IN),AM75(IN+1),AM75(IN),RM75)
         rm75=rm75/am75(1)!NORMALIZACAO
        CALL INTLINE(HT,ALT(IN+1),ALT(IN),A20(IN+1),A20(IN),R20)
        r20=r20/a20(1)!NORMALIZACAO
        CALL INTLINE(HT,ALT(IN+1),ALT(IN),A30(IN+1),A30(IN),R30)
        r30=r30/a30(1)!NORMALIZACAO
        CALL INTLINE(HT,ALT(IN+1),ALT(IN),A45(IN+1),A45(IN),R45)
        R45=R45/A45(1)!NORMALIZACAO

        CALL INTLINE(HT,ALT(IN+1),ALT(IN),A60(IN+1),A60(IN),R60)
        R60=R60/A60(1)!NORMALIZACAO
        CALL INTLINE(HT,ALT(IN+1),ALT(IN),A75(IN+1),A75(IN),R75)
        R75=R75/A75(1)!NORMALIZACAO
        RM90=1.03*RM75!MAIS DENTRO (SEG. REF. Gontin/Ward) COM ESPERADO
        R0=(R20+RM20)/2
        R90=.96*r75! (VER REF. GONTIN/WARD E WEISS)
             FR(1)=RM90
             FR(2)=RM75
             FR(3)=RM60
             FR(4)=RM45
             FR(5)=RM30
             FR(6)=RM20
             FR(7)=R0
             FR(8)=R20
             FR(9)=R30
             FR(10)=R45
```

```
            FR(11)=R60
            FR(12)=R75
            FR(13)=R90
C   ------------------------------------------------------------------------------
C   NESSE PONTO TENHO R90,R75,...,R45,R60,R75,R90 VALORES QUE A RADIANCIA
C   ASSUME PARA O IIT INSTANTANEO PARA CADA UMA DAS LAT. ACIMA.
C   A TERRA INTEIRA FOI MODELADA, EMBORA FALTEM DADOS PRECISOS DE RADIANCIA
C   RELATIVOS A -90 E 90 GRAUS (POSSO TENTAR OBTE-LOS COM MR. GONTIN)
C
C   PROCEDEREI A INTERPOLACAO DESSES DADOS PARA OBTER OS VALORES
C   DA RADIANCIA PARA LATITUDES INTERMEDIARIAS. UTILIZO A SUBROTINA
C   CUBSPLINE QUE UTILIZA UMA SPLINE CUBICA NA INTERPOLACAO.
C   ------------------------------------------------------------------------------
            call cubspl(rx,fr,s,np,2,xx)
            call cubrad(lamb,np,xx,s,fr,rx,radp)
C   ------------------------------------------------------------------------------
C     A SEGUIR SAO ATRIBUIDOS PESOS DISTINTOS AS RADIANCIAS VISTAS
C    POR PONTOS DISTINTOS DENTRO DO IFOV, POIS A RESPOSTA DOS PONTOS
C    DENTRO DO IFOV NAO E' UNIFORME. LEVANDO ISTO EM CONSIDERACAO A
C    RADIANCIA ASSOCIADA COM UM DETERMINADO PONTO E' MULTIPLICADA POR
C    UM FATOR QUE E' UNITARIO PARA PONTOS DISTANTES 'D1' DO CENTRO DO
C    IFOV E QUE DIMINUI CONFORME O PONTO SE AFASTE DO CENTRO (REF.GONTIN)
C   ------------------------------------------------------------------------------
          D1=FOVDEG*.1464
          D2=SQRT(.1074*FOVDEG**2+D1**2)
        IF(ABS(K2*DELFI).LT.D1.AND.ABS(K1*DELG).LT.D1) GO TO 77
        IF(ABS(K2*DELFI).GE.D1.AND.ABS(K2*DELFI).LT.D2) GO TO 75
        GO TO 76
 75     IF(ABS(K1*DELG).GE.0.32.AND.ABS(K1*DELG).LT.0.81) THEN
        RADP=RADP*.68
        GO TO 77
        ELSE
        GO TO 76
        END IF
 76     RADP=RADP*.32
C   ------------------------------------------------------------------------------
 77             N=RADP+N
 40                CONTINUE
 50                CONTINUE
C   ------------------------------------------------------------------------------
C     NA EXPRESSAO A SEGUIR CONSIDERA-SE QUE A RADIANCIA LIDA PELO
C        BOLOMETRO E' FUNCAO DA PARTE UTIL DO SINAL
C   ------------------------------------------------------------------------------

          PI=2.*ASIN(1.)
          AE=PI*RTHR**2*COSD(GMrec-AINC)
          W=NX(FOVDEG/nfov)**2*AE/(180/PI)**2!tirei tau e inclui no Kd
C   ------------------------------------------------------------------------------
C
C WARNING! OS IF'S COM GO TO 94 DEVEM PASSAR PARA GO TO 95
C CASO SE QUEIRA VISUALIZAR A APROXIMACAO EM SEG. DE RETA
C FEITA PARA O SINAL DE ENTRADA PARA O PROCESSAMENTO ELETRONICO
C (E VICE-VERSA). NESSE CASO NAO ESQUECER DE ANULAR COM C A LINHA 94
C   ------------------------------------------------------------------------------
                  if(n.gt.0)then
                  dfi=dfich
                IVET(LCONT)=(FIREC*180)/W
                NVET(LCONT)=N
                LCONT=LCONT+1
                  else
                 go to 95
```

```
                END IF
C                 WRITE(FIG,*)FIREC,N,AT,LAMB,ncab    !aqui o 94
 95              FI=FIREC+DFI !aqui o 95
                  dfi=dt*w
               GAMA(NCAB)=GMREC
 100             CONTINUE
                  NVET(1)=0
                  NVET(LCONT)=0
                  TVET(1)=TVET(2)-DFI/W
                  TVET(LCONT)=TVET(LCONT-1)+DFI/W
                       DO LOOP=1,LCONT-1
        SLOPE(LOOP)=(NVET(LOOP+1)-NVET(LOOP))/(TVET(LOOP+1)-TVET(LOOP))
c                    FIOU=TVET(LOOP)*W-180
c                   WRITE(FIG,*)TVET(LOOP),FIOU,NVET(LOOP),SLOPE(LOOP)
                         END DO
C   ================================================================================
C    AS LINHAS A SEGUIR DEVEM SER ACIONADAS NO CASO QUE SE QUEIRA
C     VISUALIZAR A SAIDA PROCESSADA PELA ELETRONICA, VOUT.
C   ================================================================================
c              KPLOT=450
c             FIPLOT=-65
c             DFIPLT=.5
C
c                      DO JAI=1,KPLOT
c                     T=(FIPLOT+180)/W
c               CALL VOUT(T,TVET,SLOPE,KD,TD,TC,TH,TL,LCONT,VO,0)
c                      WRITE(FIG,*)T,FIPLOT,VO
c                        FIPLOT=FIPLOT+DFIPLT
c                         END DO
C   ================================================================================
C   CALCULO DE VP,VN,TP,TN,TP LINHA E TN LINHA: SABENDO QUE OS VALORES
C   DE PICO DE Vout(t) OCORREM QUANDO A DERIVADA 1a.DE Vout(t) SE ANULA,
C   UTILIZO O METODO DE NEWTON-RAPHSON (RAP. CONVERGENCIA) PARA
C   ENCONTRAR OS INSTANTES Tp e Tn, RAIZES DA EQUACAO dVout(t)/dt = 0.
C   Tp linha e Tn linha SAO OS INSTANTES EM QUE Vout(t) ATINGE 50% DE
C   SEUS VALORES DE PICO POS. E NEGATIVO. ESSES VALORES SAO ESCOLHIDOS
C   COMO GATILHO, SENDO QUE A Tp linha ASSOCIA-SE O ANGULO FI "IN" LINHA,
C   A Tn linha ASSOCIA-SE FI "OUT" LINHA. A CORDA TERRESTRE MEDIDA PELO
C   SENSOR COR= ABS(FI IN)+FI OUT.
C   ================================================================================
                DO 577 LPN=1,4
C    .........1 - CALCULO DE VP,TP
C    .........2 - CALCULO DE VN,TN
C    .........3 - CALCULO DE TP LINHA
C    .........4 - CALCULO DE TN LINHA
C
              IF(LPN.EQ.1)THEN
              TT(1)=(-30+180)/W !INICIO ITERACAO COM TP->FI=-40
              LFAT1=1
              LFAT2=2
                 ELSE
              GO TO 111
                 END IF
 111             IF(LPN.EQ.2) THEN
              TT(1)=(90+180)/W !INICIO ITERACAO COM TN->FI=100
              LFAT1=1
              LFAT2=2
                 ELSE
              GO TO 222
                 END IF
```

```
222            IF(LPN.EQ.3) THEN
               VCOMP=VP/2
               T=TP-40*DT
               GO TO 777
                  ELSE
               GO TO 333
                  END IF
333             IF(LPN.EQ.4) THEN
               VCOMP=ABS(VN)/2
               T=TN-40*DT
               GO TO 777
                  ELSE
               GO TO 444
                  END IF
444                     DO ITER=1,30 !MAXIMO 30 ITERACOES
         CALL VOUT(TT(ITER),TVET,SLOPE,KD,TD,TC,TH,TL,LCONT,VT,LFAT1)
         CALL VOUT(TT(ITER),TVET,SLOPE,KD,TD,TC,TH,TL,LCONT,VLT,LFAT2)
               TT(ITER+1)=TT(ITER)-VT/VLT
               DIF=ABS(TT(ITER+1)-TT(ITER))
               IF(DIF.LE.1.E-10) GO TO 555
               TT(ITER)=TT(ITER+1)
                     END DO
555                   IF(LPN.EQ.1) THEN
               TP=TT(ITER+1)
               CALL VOUT(TP,TVET,SLOPE,KD,TD,TC,TH,TL,LCONT,VP,0)
                     ELSE
               GO TO 666
                     END IF
666                  IF(LPN.EQ.2) THEN
               TN=TT(ITER+1)
               CALL VOUT(TN,TVET,SLOPE,KD,TD,TC,TH,TL,LCONT,VN,0)
                     ELSE
               GO TO 777
                     END IF
777                  IF(LPN.EQ.3.OR.LPN.EQ.4) THEN
               NCONT=0
               FACT=.5
888            CALL VOUT(T,TVET,SLOPE,KD,TD,TC,TH,TL,LCONT,VO,0)
               VO=ABS(VO)
                     IF(VO.GT.VCOMP) THEN
                          T=T-FACT*DT
                          FACT=FACT/2
                          NCONT=NCONT+1
                          GO TO 999
                     ELSE
                               IF(NCONT.EQ.0) THEN
                                    T=T+DT
                                    GO TO 888
                               ELSE
                                    T=T+FACT*DT
                                    FACT=FACT/2
                                    NCONT=NCONT+1
                               END IF
                     END IF
999           IF(ABS(VO-VCOMP).LT.1.E-10) THEN
                  IF(LPN.EQ.3) TPL=T
                  IF(LPN.EQ.4) TNL=T
              ELSE
                  GO TO 888
              END IF
```

```
                    ELSE
                  GO TO 577
                   END IF
 577                CONTINUE
              FIIN(NCAB)=TPL*W-180
              FIOUT(NCAB)=TNL*W-180
            CORDM(NCAB)=(ABS(FIIN(NCAB))+FIOUT(NCAB))/2
C     ================================================================
C       NNETA E' O NETA NOVO. TENHO QUE TIRAR DA TRIGONOMETRIA
C       ESFERICA QUE FORNECE A EQUACAO TRANSCENDENTAL
C       COS(NNETA)=-PAR8*SIN(NNETA)+PAR9
C     ================================================================
          PAR8(NCAB)=SIND(GAMA(NCAB))*COSD(CORDM(NCAB))
          PAR9(NCAB)=COSD(RO)*COSD(GAMA(NCAB))
          PKX=SQRT(COSD(GAMA(NCAB))**2+PAR8(NCAB)**2-COSD(RO)**2)
          PAR10(NCAB)=PAR8(NCAB)*PKX
C
        PPA=PAR9(NCAB)-PAR10(NCAB)
        NNETA(NCAB)=ACOSD(PPA/(COSD(GAMA(NCAB))**2+PAR8(NCAB)**2))
        DN=NNETA(NCAB)-NETA!tava netae POSSO COLOCAR dn= 2*CORDM(ncab)-CORDA
        FIE2L=(FIOUT(NCAB)+FIIN(NCAB))/2.
        DOM=FIE2L-FIE1L
C
          TK1=COSD(ALFA(NCAB))*COSD(BETA(NCAB))
          TK2=SIND(ALFA(NCAB))
          TK3=COSD(ALFA(NCAB))*SIND(BETA(NCAB))
          M1(1,1)=TK1**2+(1.-TK1**2)*COSD(DOM)
          M1(1,2)=TK1*TK2*(1.-COSD(DOM))-TK3*SIND(DOM)
          M1(1,3)=TK1*TK3*(1.-COSD(DOM))+TK2*SIND(DOM)
          M1(2,1)=TK1*TK2*(1.-COSD(DOM))+TK3*SIND(DOM)
          M1(2,3)=TK3*TK2*(1.-COSD(DOM))-TK1*SIND(DOM)
          M1(3,1)=TK3*TK1*(1.-COSD(DOM))-TK2*SIND(DOM)
          M1(3,2)=TK3*TK2*(1.-COSD(DOM))+TK1*SIND(DOM)
          M1(2,2)=TK2**2+(1.-TK2**2)*COSD(DOM)
          M1(3,3)=TK3**2+(1.-TK3**2)*COSD(DOM)
          TP1=-SIND(BETA(NCAB))
          TP2=0.
          TP3=COSD(BETA(NCAB))
          M2(1,1)=TP1**2+(1.-TP1**2)*COSD(DN)
          M2(2,2)=TP2**2+(1.-TP2**2)*COSD(DN)
          M2(3,3)=TP3**2+(1.-TP3**2)*COSD(DN)
          M2(1,2)=TP1*TP2*(1.0-COSD(DN))-TP3*SIND(DN)
          M2(1,3)=TP1*TP3*(1.0-COSD(DN))+TP2*SIND(DN)
          M2(2,1)=TP1*TP2*(1.0-COSD(DN))+TP3*SIND(DN)
          M2(2,3)=TP3*TP2*(1.0-COSD(DN))-TP1*SIND(DN)
          M2(3,1)=TP3*TP1*(1.0-COSD(DN))-TP2*SIND(DN)
          M2(3,2)=TP3*TP2*(1.0-COSD(DN))+TP1*SIND(DN)
C
          CALL MULT(M1,M2,MM)
C
          EROLL(NCAB)=ATAND(-MM(2,1)/MM(2,2))
          ERPIT(NCAB)=ASIND(MM(2,3))
          ERYAW(NCAB)=ATAND(-MM(1,3)/MM(3,3))
 200              CONTINUE
          RSENT1(LSENT)=EROLL(1)
          RSENT2(LSENT)=EROLL(2)
          PSENT1(LSENT)=ERPIT(1)
          PSENT2(LSENT)=ERPIT(2)
 210        CONTINUE
C     ================================================================
```

```
C     W1 E W2 SAO PESOS ATRIBUIDOS A AS LEITURAS DE ROLL1 E 2
C     CONFORME PARA OBTENCAO DO ERRO MEDIO DE ROLAMENTO.
C    ================================================================
         w1=1
         w2=1
         if(m.gt.0.and.m.lt.90)then
         w1=1
         w2=1
         end if
         if(m.gt.90.and.m.le.180)then
         w1=1
         w2=1
         end if
         if(m.eq.90)then
         roll1=.997*roll1!VALORES ESCOLHIDOS PARA QUE A CURVA
         roll2=.9935*roll2!MEDIA ESTEJA ENTRE AS CURVAS 1 E 2
         go to 732
         end if
         ROLL1=(W1*RSENT1(1)+W2*RSENT1(2))/(W1+W2)
 732        ROLL2=(W1*RSENT2(1)+W2*RSENT2(2))/(W1+W2)
         psent1(2)=-psent1(2)!esta troca de sinal deve-se ao fato de
         psent2(2)=-psent2(2)!a varred. no sentido hor.=>sinal trocado
         PITCHa=(PSENT1(1)+PSENT2(2))/2 !732
         PITCHb=(PSENT1(2)+PSENT2(1))/2
C
         ROLL=ROLL1+ROLL2
         PITCH=(PITCHa+PITCHb)/2
C        YAW=ERYAW(1)+ERYAW(2)
C   ================================================================
C     OS TERMOS A SEREM GRAFICADOS DEVEM SER ESCOLHIDOS ANTES DE RODADO
C     O PROGRAMA SEASON. A SUBROTINA GRAFICA SO ACEITA ATE' 9 COLUNAS.
C   ================================================================
C         WRITE(fig,*)M,ROLL,PITCH,ROLL1,ROLL2,PITCHa,PITCHb!
C      -   psent1(1),psent1(2),psent2(1),psent2(2)
C      -   rsent1(1),rsent1(2),rsent2(1),rsent2(2)
C
 299                M=M+DM
 300              CONTINUE
                  STOP
                  END
C
C    ##############################################################
C
C                        SUBROTINAS
C    ##############################################################
C
      SUBROUTINE SOLVE(M,EMIN,A,B,C,KFAC,X0,E)
      IMPLICIT REAL*8(A-H,O-Z)
      REAL*8 M,U(100)
      ERR0=1.E-16
         IF(KFAC.EQ.1) THEN
            U(1)=M
         ELSE
            U(1)=X0
         END IF
      DO 20 J=1,200
         IF(KFAC.EQ.1) THEN
      FU=M-U(J)+EMIN*SIND(U(J))
      FLU=EMIN*COSD(U(J))-1.
         ELSE
```

```
      FU=A*U(J)**2+B*U(J)+C
      FLU=2*A*U(J)+B
         END IF
      U(J+1)=U(J)-FU/FLU
      DIF=ABS(U(J+1)-U(J))
      IF(DIF.LT.ERRO) GOTO 39
 20    CONTINUE
 39   E=U(J+1)
      RETURN
      END
C
C     ================================================================
C     SUBROTINA MULT: MULTIPLICACAO DE MATRIZ POR MATRIZ
C     ================================================================
      SUBROUTINE MULT(A,B,C)
      IMPLICIT REAL*8(A-H,O-Z)
      DIMENSION A(3,3),B(3,3),C(3,3)
      DO 700 I=1,3
          DO 690 J=1,3
               C(I,J)=0.
                      DO 680 K2=1,3
                      C(I,J)=C(I,J)+A(I,K2)*B(K2,J)
 680                  CONTINUE
 690       CONTINUE
 700  CONTINUE
      RETURN
      END
C
C
C
C      ================================================
C       SUBROTINA PROD: PRODUTO DE MATRIZ POR VETOR
C      ================================================
C
      SUBROUTINE PROD(A,B,C,N1,N,M)
      IMPLICIT REAL*8(A-H,O-Z)
      REAL*8 A(N1,N),B(3),C(3)
      DO 650 I=1,N
        C(I)=0.
               DO 640 J=1,M
               C(I)=C(I)+A(I,J)*B(J)
 640           CONTINUE
 650  CONTINUE
      RETURN
      END
C
C
C    ================================================================
C    SUBROTINA VOUT: RESPOSTA PROCESSADA PELA ELETRONICA AO SINAL
C                    DE ENTRADA DO SENSOR DE HORIZONTE.
C    ================================================================
C
      SUBROUTINE VOUT(T,TVET,SLOPE,KD,TD,TC,TH,TL,LCONT,VO,LFAT)
            IMPLICIT REAL*8(A-H,O-Z)
            REAL*8 TVET(300),SLOPE(300),KD
C
      A=TC*TH*TL*TD**3/((TD-TC)*(TD-TH)*(TD-TL))
      B=TD*TH*TL*TC**3/((TC-TD)*(TC-TH)*(TC-TL))
      C=TD*TC*TL*TH**3/((TH-TD)*(TH-TC)*(TH-TL))
      D=TD*TC*TH*TL**3/((TL-TD)*(TL-TC)*(TL-TH))
```

```
C
      IF(LFAT.EQ.0) GO TO 30 !CALCULA Vout(t)
      IF(LFAT.EQ.1) GO TO 20 !CALCULA d/dt(Vout(t))
      IF(LFAT.EQ.2) GO TO 10 !CALCULA (d/dt)**2(Vout(t))
C
 10   A=A/TD**2
      B=B/TC**2
      C=C/TH**2
      D=D/TL**2
        GO TO 30
 20   A=-A/TD
      B=-B/TC
      C=-C/TH
      D=-D/TL
        GO TO 30
C
 30     VO=0
      DO LOA =1,LCONT-1
             IF(T-TVET(LOA))40,50,60
 40     U1=0
           GO TO 70
 50     U1=1!pela def. =.5
           GO TO 70
 60     U1=1
 70           IF(T-TVET(LOA+1))80,90,100
 80         U2=0
          GO TO 110
 90         U2=1!pela def. =.5
          GO TO 110
 100        U2=1
 110     PAR=SLOPE(LOA)*KD/(TD*TL)
     PTD=U1*EXP(-(T-TVET(LOA))/TD)-U2*EXP(-(T-TVET(LOA+1))/TD)
     PTC=U1*EXP(-(T-TVET(LOA))/TC)-U2*EXP(-(T-TVET(LOA+1))/TC)
     PTH=U1*EXP(-(T-TVET(LOA))/TH)-U2*EXP(-(T-TVET(LOA+1))/TH)
     PTL=U1*EXP(-(T-TVET(LOA))/TL)-U2*EXP(-(T-TVET(LOA+1))/TL)
     VO=PAR*(A*PTD+B*PTC+C*PTH+D*PTL)+VO
C
           END DO
           RETURN
            END
C
      SUBROUTINE CUBSPL(X,Y,S,N,IEND,A)
C
C     ------------------------------------------------------------------
C
C     SUBROUTINE CUBSPL:
C                          THIS ROUTINE COMPUTES THE MATRIX FOR
C     FINDING THE COEFFICIENTS OF A CUBIC SPLINE THROUGH A SET
C     OF DATA.  THE SYSTEM THEN IS SOLVED TO OBTAIN THE SECOND
C     DERIVATIVE VALUES. OBS.:THIS ONE IS MODIFIED TO SUPPLY
C     INTERPOLATED VALUES RATHER THAN A INTERPOLATING FUNCTION.
C     DESIRED INTERPOLATED VALUE: YCHAP.
C     RELATED ABSCISSA: XCHAP
C
C     ------------------------------------------------------------------
C
C     PARAMETERS ARE:
C
C     X,Y    - ARRAYS OF X AND Y VALUES TO BE FITTED
C     S      - ARRAY OF SECOND DERIVATIVE VALUES AT THE POINTS
```

```
C      N      - NUMBER OF POINTS
C      IEND   - TYPE OF END CONDITION TO BE USED
C               IEND = 1, LINEAR ENDS, S(1)=S(N)=0
C               IEND = 2, PARABOLIC ENDS, S(1)=S(2), S(N)=S(N-1)
C               IEND = 3, CUBIC ENDS, S(1),S(N) ARE EXTRAPOLATED
C      A      - AUGMENTED MATRIX OF COEFFICIENTS AND R.H.S. FOR
C               FINDING S
C
C  ------------------------------------------------------------------
C
          IMPLICIT REAL*8(A-H,O-Z)
          REAL*8 X(N),Y(N),S(N),A(N,4)
C
C  ******************************************************************
C
C
C
C      COMPUTE FOR N-2 ROWS
C
C  ------------------------------------------------------------------
C
          NM2      = N - 2
          NM1      = N - 1
          DX1      = X(2) - X(1)
          DY1      = (Y(2) - Y(1)) / DX1*6.0
          DO 10 I = 1,NM2
          DX2      = X(I+2) - X(I+1)
          DY2      = (Y(I+2) - Y(I+1)) / DX2*6.0
          A(I,1) = DX1
          A(I,2) = 2*(DX1 + DX2)
          A(I,3) = DX2
          A(I,4) = DY2 - DY1
          DX1      = DX2
 10       DY1      = DY2
C
C  ------------------------------------------------------------------
C
C      ADJUST FIRST AND LAST ROWS APPROPRIATE TO END CONDITION
C
          GO TO (100,50,80), IEND
C
C  ------------------------------------------------------
C
C      FOR IEND = 1, LINEAR ENDS (NO CHANGE IS NEEDED)
C               = 2, PARABOLIC ENDS
C               = 3, CUBIC ENDS
C
 50       A(1,2)    = A(1,2)    + X(2) - X(1)
          A(NM2,2) = A(NM2,2) + X(N) - X(NM1)
          GO TO 100
 80       DX1       = X(2) - X(1)
          DX2       = X(3) - X(2)
          A(1,2)    = (DX1 + DX2) * (DX1 + 2*DX2) / DX2
          A(1,3)    = (DX2*DX2 - DX1*DX1) / DX2
          DXN1      = X(N)    - X(NM1)
          DXN2      = X(NM1) - X(NM2)
          A(NM2,1) = (DXN2*DXN2 - DXN1*DXN1) / DXN2
          A(NM2,2) = (DXN1 + DXN2) * (DXN1 + 2*DXN2) / DXN2
C
C  ------------------------------------------------------------------
```

```
C
C       NOW WE SOLVE THE TRIDIAGONAL SYSTEM. FIRST REDUCE
C
 100     DO 110 I = 2,NM2
            A(I,2) = A(I,2) - A(I,1) / A(I-1,2) * A(I-1,3)
 110      A(I,4)   = A(I,4) - A(I,1) / A(I-1,2) * A(I-1,4)
C
C  ---------------------------------------------------------------------
C
C       NOW WE BACK SUBSTITUTE
C
         A(NM2,4) = A(NM2,4) / A(NM2,2)
         DO 120 I = 2,NM2
               J = NM1 - I
 120     A(J,4)   = (A(J,4) - A(J,3)*A(J+1,4)) / A(J,2)
C
C  ---------------------------------------------------------------------
C
C       NOW PUT THE VALUES INTO THE S VECTOR
C
         DO 130 I = 1,NM2
 130     S(I+1)   = A(I,4)
C
C  ---------------------------------------------------------------------
C
C       GET S(1) AND S(N) ACCORDING TO END CONDITIONS
C
        GO TO (150,160,170), IEND
C
C  ---------------------------------------------------------------------
C
C       FOR LINEAR ENDS...
C
 150     S(1) = 0.0
         S(N) = 0.0
          RETURN
C  ---------------------------------------------------------------------
C
C       FOR PARABOLIC ENDS...
C
 160     S(1) = S(2)
         S(N) = S(N-1)
          RETURN
C  ---------------------------------------------------------------------
C
C       FOR CUBIC ENDS...
C
 170      S(1) = ((DX1 + DX2)*S(2)   - DX1 * S(3))   / DX2
          S(N) = ((DXN2 + DXN1)*S(NM1) - DXN1*S(NM2)) / DXN2
           return
           end
C
C
C     ---------------------------------------------------------------
C     A SUBROTINA CUBRAD CALCULA O VALOR DA RADIANCIA PARA O
C     VALOR DE ENTRADA DA LATITUDE LAMB. ELA UTILIZA AS MATRIZES
C     'S' E 'XX' CALCULADAS PELA SUB. CUBSPL
C     ---------------------------------------------------------------
          SUBROUTINE CUBRAD(XCHAP,N,A,S,Y,X,YCHAP)
          IMPLICIT REAL*8(A-H,O-Z)
```

```
      DIMENSION A(N,4),S(N),Y(N),X(N)
C
      DO K=1,N
      DIST=XCHAP-X(K)
      IF(DIST.GE.0)THEN
      GO TO 10
      ELSE
      I=K-1
      GO TO 20
      END IF
 10   END DO
 20     XJ   = A(I,1)
      IF(I.EQ.N-1)XJ = A(N-2,3)
      A1 = (S(I+1)-S(I)) / (6.0*XJ)
      B = S(I) / 2.0
      C =(Y(I+1)-Y(I))/XJ - XJ*(2*S(I)+S(I+1))/6.0
        DELX     = XCHAP-X(I)
        YCHAP    = A1*DELX**3 + B*DELX**2 + C*DELX + Y(I)
    RETURN
    END
C   ***********************************************************************
C
      SUBROUTINE IFINDER(HT,ALT,I)
      IMPLICIT REAL*8(A-H,0-Z)
      REAL*8 ALT(60)
C
      DO K=1,60
      DIST=HT-ALT(K)
      IF(DIST)10,20,30
 10   I=K-1
      GO TO 40
 20   I=K
      GO TO 40
 30   END DO
 40   RETURN
      END
C
C   ***********************************************************************
C
      SUBROUTINE INTLINE(HT,XN1,XN,YN1,YN,R)
      IMPLICIT REAL*8(A-H,0-Z)
C
      if(ht.gt.80)then
        r=0
        go to 10
        end if
        DR=(HT-XN)*(YN1-YN)/(XN1-XN)
        R=YN+DR
 10     RETURN
        END
```

APÊNDICE C

SISTEMAS DE COORDENADAS

C.1 - O SISTEMA RPY (ROLL, PITCH E YAW) DE COORDENADAS

É um sistema de mão direita e nesse sistema (veja Figura 3.15) o eixo de "yaw" (guinada) aponta na direção de nadir (centro da Terra), o eixo de "pitch" (arfagem) aponta na direção da normal negativa da órbita e o eixo de "roll" (rolamento) é perpendicular aos outros dois, tal que

$$\hat{R} = \hat{P} \times \hat{Y}$$

C.2 - SISTEMA GEOCÊNTRICO INERCIAL (OU CARTESIANO CELESTE)

Segundo a referência Ferreira et alii (1979), é um sistema de coordenadas destrógiro, tal que

$$\hat{Z} = \hat{X} \times \hat{Y},$$

com eixo X passando pelo ponto vernal (γ_V), eixo Y a 90° no sentido direto e eixo Z coincidente com o polo norte. A Figura 2.9 ilustra esse sistema de coordenadas, assim como o sistema de coordenadas no plano da órbita.

C.3 - SISTEMA TANGENTE (OU HORIZONTAL) LOCAL DE COORDENADAS

A origem do sistema é o centro da Terra. Se as componentes do sistema de coordenadas esféricas utilizadas (vide Figura C.1 abaixo) forem r, λ e ϕ (raio, elevação e azimute, respectivamente), então, em qualquer ponto no espaço, os três eixos de referência do sistema de

coordenadas tangentes locais são: Eixo norte (N) na direção em que λ aumenta; eixo leste (E) na direção em que ϕ aumenta e eixo zenital (Z) na direção em que r aumenta. É um sistema destrógiro, tal que

$$\hat{N} = \hat{Z} \times \hat{E}$$

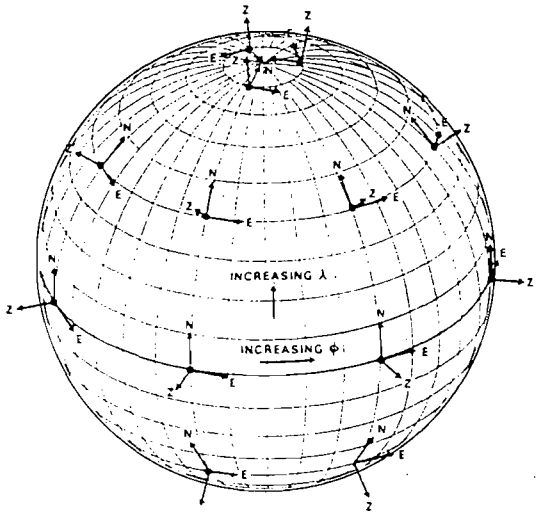


Fig. C.1 - Sistema de coordenadas tangente local.
FONTE: Wertz (1978), p. 30.

C.4 - SISTEMA DE COORDENADAS NO PLANO DA ÓRBITA

É um sistema de coordenadas parabólico, definido segundo a Figura 2.10, com foco F, no centro da Terra, eixo X coincidindo com o ponto de perigeo da órbita e segundo o qual

$$x = r\cos\nu = a(\cos E - e)$$

$$y = r\,\mathrm{sen}\nu = a(1-e^2)^{1/2}\mathrm{sen}E$$

$$z = 0$$

onde

a - semi-eixo maior da órbita

E - anomalia excêntrica

ν - anomalia verdadeira

e - excentricidade da órbita

r - distância do centro da Terra ao satélite

APÊNDICE D

MATRIZES DE ROTAÇÃO

D.1 - MATRIZ R (OU RM)

A matriz R, como é chamada no programa OBLATE, ou RM, no programa SEASON, rotaciona um vetor escrito em coordenadas do plano orbital, transformando-o para coordenadas geocêntricas inerciais.

$$R = \begin{bmatrix} c\omega c\Omega - s\omega s\Omega ci & -s\omega c\Omega - c\omega s\Omega ci & s\Omega si \\ c\omega s\Omega + s\omega c\Omega ci & -s\omega s\Omega + c\omega c\Omega ci & -sic\Omega \\ s\omega si & c\omega si & ci \end{bmatrix}$$

onde

ω - Argumento do perigeo (graus)

Ω - Ascenção reta do nodo ascendente (graus)

i - Inclinação da órbita (graus)

c - Cosseno

s - Seno

D.2 - MATRIZ R_1

A matriz R_1 rotaciona um vetor escrito no sistema RPY de coordenadas, transformando-o para o sistema de coordenadas geocêntrico inercial.

$$R_1 = \begin{bmatrix} -s\Omega si & s\Omega cis\varepsilon - c\varepsilon c\Omega & -s\Omega cic\varepsilon - c\Omega s\varepsilon \\ c\Omega si & -c\Omega cis\varepsilon - s\Omega c\varepsilon & c\Omega cic\varepsilon - s\Omega s\varepsilon \\ -ci & -sis\varepsilon & sic\varepsilon \end{bmatrix}$$

onde

Ω - Ascenção reta do nodo ascendente (graus)

i - Inclinação da órbita (graus)

$\varepsilon = \omega + \nu$ (argumento do perigeo mais anomalia verdadeira (graus)

D.3 - MATRIZ R_2

A matriz R_2 transforma um vetor escrito em coordenadas geocêntricas inerciais para coordenadas tangentes locais ($\hat{Z}\hat{E}\hat{N}$).

$$R_2 = \begin{bmatrix} c(-\lambda)c\alpha & c(-\lambda)s\alpha & -s(-\lambda) \\ -s\alpha & c\alpha & 0 \\ s(-\lambda)c\alpha & s(-\lambda)s\alpha & c(-\lambda) \end{bmatrix}$$

onde

λ - Latitude ou declinação do ponto sub-satélite (graus)

α - Ascenção reta do ponto sub-satélite (graus)

D.4 - MATRIZ RC

A matriz RC (programa SEASON) gira o vetor que contém o F.O.V. em torno do respectivo eixo óptico, simulando assim o processo de varredura do céu em busca da Terra infra-vermelha.

$$RC=\begin{bmatrix} C\phi+k_1^2(1-C\phi) & k_1k_2(1-C\phi)-k_3S\phi & k_1k_3(1-C\phi)+k_2S\phi \\ k_1k_2(1-C\phi)+k_3S\phi & C\phi+k_2^2(1-C\phi) & k_2k_3(1-C\phi)-k_1S\phi \\ k_1k_3(1-C\phi)-k_2S\phi & k_2k_3(1-C\phi)+k_1S\phi & C\phi+k_3^2(1-C\phi) \end{bmatrix}$$

onde k_1, k_2 e k_3 são as componentes do vetor eixo óptico, $\hat{\mathbf{A}}$, Equação (3.13), e ϕ é o ângulo de rotação do mecanismo de varredura.

D.5 - MATRIZES M_1, M_2 E M (ou MM)

Utilizadas nos Capítulos 2 e 3 para, partindo das rotações $d\Omega$ e $d\eta$, identificar os erros em rolamento e arfagem. De acordo com a Figura 2.11, tem-se que O sistema PYR, com eixo Y apontando para o centro da Terra esférica, CTE, representa a situação onde não há erros, é a chamada "condição nominal". Duas rotações levam CTE' a CTE. A primeira, de um ângulo $d\Omega$ em torno de $\hat{\mathbf{A}}$, leva as linhas que unem $\hat{\mathbf{A}}$ com CTE' e $\hat{\mathbf{A}}$ com CTE a coincidirem. A segunda, de um ângulo $d\eta$ em torno de um eixo perpendicular a $\hat{\mathbf{A}}$, denominado $\mathbf{x}_2$, leva CTE' a CTE. As matrizes M_1 e M_2 (Sielawa, 1990) descrevem as rotações acima e são dadas por:

$$M_1=\begin{bmatrix} k_1^2+(1-k_1^2)Cd\Omega & k_1k_2(1-Cd\Omega)-k_3Sd\Omega & k_1k_3(1-Cd\Omega)+k_2Sd\Omega \\ k_1k_2(1-Cd\Omega)+k_3Sd\Omega & k_2^2+(1-k_2^2)Cd\Omega & k_2k_3(1-Cd\Omega)-k_1Sd\Omega \\ k_1k_3(1-Cd\Omega)-k_2Sd\Omega & k_2k_3(1-Cd\Omega)+k_1Sd\Omega & k_3^2+(1-k_3^2)Cd\Omega \end{bmatrix}$$

$$M_2=\begin{bmatrix} p_1^2+(1-p_1^2)Cd\eta & p_1p_2(1-Cd\eta)-p_3Sd\eta & p_1p_3(1-Cd\eta)+p_2Sd\eta \\ p_1p_2(1-Cd\eta)+p_3Sd\eta & p_2^2+(1-p_2^2)Cd\eta & p_2p_3(1-Cd\eta)-p_1Sd\eta \\ k_1k_3(1-Cd\eta)-k_2Sd\eta & k_2k_3(1-Cd\eta)+k_1Sd\eta & k_3^2+(1-k_3^2)Cd\eta \end{bmatrix}$$

onde

$$\hat{\mathbf{A}} = k_1\hat{\mathbf{p}} + k_2\hat{\mathbf{y}} + k_3\hat{\mathbf{r}}$$

$$\hat{\mathbf{x}}_2 = p_1\hat{\mathbf{p}} + p_2\hat{\mathbf{y}} + p_3\hat{\mathbf{r}} \ ,$$

com

$$k_1 = \cos\alpha \ \cos\beta$$

$$k_2 = \text{sen}\alpha$$

$$k_3 = \cos\alpha \ \text{sen}\beta$$

$$p_1 = -\text{sen}\beta$$

$$p_2 = 0$$

$$p_3 = \cos\beta$$

A matriz M sintetiza o resultado das duas rotações descritas:

$$M = M_2 * M_1$$