

1. Classificação <i>INPE-COM. 2/NTE</i>		2. Período <i>Setembro de 1975</i>	4. Critério de Distribuição:
3. Palavras Chave (selecionadas pelo autor) <i>CURSO APT</i>			interna <input type="checkbox"/> externa <input checked="" type="checkbox"/>
5. Relatório nº <i>INPE-740-NTE/024</i>	6. Data <i>Setembro de 1975</i>	7. Revisado por Luiz Gylvan Meira Fº	
8. Título e Sub-Título <i>CURSO DE TREINAMENTO DE OPERADORES DE ESTAÇÃO APT</i>		9. Autorizado por - <i>F. de Mendonça</i> Fernando de Mendonça Diretor	
10. Setor <i>CEA</i>	Código <i>4.01</i>	11. Nº de cópias - <i>20</i>	
12. Autoria <i>Marlene Elias</i> <i>José Roberto de Oliveira</i> <i>Wolodymir Boruszewski</i>		14. Nº de páginas - <i>113</i>	
13. Assinatura Responsável <i>Marlene Elias</i>		15. Preço	
16. Sumário/Notas <i>Notas para o "Curso de Treinamento de Operadores de Estações APT", abordando teoria orbital, sistemas de transmissão, recepção e processamento de imagens e previsão de órbita e localização geográfica.</i>			
17. Observações <i>Curso de Treinamento de Operadores de Estações APT - 15 de Setembro de 1975 à 15 de Outubro de 1975.</i>			

INDICE

CAPÍTULO I - INTRODUÇÃO	01
CAPÍTULO II - FUNDAMENTOS DE TEORIA ORBITAL	03
2.1 - Introdução	03
2.2 - Cinemática do Movimento Curvilíneo Plano	04
2.3 - Geometria das Secções Cônicas	13
2.4 - A Lei de Gravitação de Newton	24
2.5 - Gravidade e Gravitação	27
2.6 - O Problema de Dois Corpos e as Três Leis de Kepler	31
2.7 - Fórmula Geral para a Velocidade Orbital	37
2.8 - Movimento Orbital dos Satélites Meteorológicos	41
2.9 - Parâmetros Orbitais	42
2.10 - Perturbações	45
2.11 - Cobertura da Superfície a Partir do Satélite	54
CAPÍTULO III - TÉCNICAS ASSOCIADAS AOS SATÉLITES METEOROLÓGICOS ...	61
3.1 - Introdução	61
3.2 - Generalidades	61
3.3 - Os Satélites da Série TIROS	63
3.4 - Os Satélites da Série NIMBUS	67
3.5 - Os Satélites da Série ESSA	69
3.6 - Os Satélites da Série ITOS	71
3.7 - Características do Sistema APT	71
3.8 - Sistema APT-SR (Scanning Radiometer)	75
3.9 - Diferenças Fundamentais entre o Sistema APT e o APT-SR ...	76

3.10 - Sistema de Reprodução Utilizado no INPE	76
3.11 - Facsímile com Papel Eletrolítico	78
3.12 - Sistema de Reprodução com Tubos de Raios Catódicos	80
3.13 - Facsímile com Filme Fotossensível	82
CAPÍTULO IV - PREVISÃO DE ÓRBITA E GRADEAMENTO	86
4.1 - Introdução	86
4.2 - Previsão de Órbita	86
4.3 - Gradeamento	100
REFERÊNCIAS	110

CAPÍTULO I

INTRODUÇÃO

Estas notas foram preparadas para o "Curso de Operadores de Estação APT" oferecido pelo Instituto de Pesquisas Espaciais (INPE) de 15 de Setembro a 15 de Outubro de 1975.

Não se pretendeu suprir todos os detalhes concernentes à matéria e o leitor interessado em ampliar seus conhecimentos deverá fazer uso das referências citadas.

O objetivo do curso é transferir, na medida do possível, as pessoas ligadas à área, o conhecimento que vem sendo acumulado no INPE no que diz respeito a utilização dos satélites meteorológicos.

Neste curso serão tratados os aspectos relacionados com a recepção e utilização das imagens da cobertura de nuvens fornecidas pelos satélites meteorológicos. Em linhas gerais, esses aspectos podem ser classificados dentro das três seguintes atividades: previsão de órbita, operação e interpretação dos dados. Entendemos por "operador de uma estação APT" o indivíduo capaz de implementar as três atividades citadas. Isto não impede que pessoas eventualmente interessadas em somente uma delas (por exemplo, interpretação de fotografias) participem do curso.

A tecnologia envolvida para se colocar um satélite em órbita é complexa e não será abordada aqui. Os vários problemas que surgem como: especificação da trajetória, propelentes, métodos de estabilização e controle dos foguetes, níveis de propulsão e carga útil, encontram solução no campo de engenharia. A carga útil do satélite consiste dos sensores, fontes de energia, sistemas de telecomunicações e da instrumentação necessária para que a missão seja efetuada com sucesso. Um dos aspectos técnicos que merece maior atenção e que será brevemente mencionado é o de controle e estabilização do satélite. Outro, é o que se refere às características e funcionamento dos sensores.

Estas notas foram convenientemente divididas em capítulos. No Capítulo II são introduzidos os conceitos básicos de teoria orbital. No Capítulo III são tratados os aspectos técnicos relacionados com transmissão, recepção e processamento das imagens. No Capítulo IV são apresentados os métodos de previsão de órbita e localização geográfica.

Na parte referente a interpretação de imagens serão utilizados o "Manual de Interpretação de Imagens de Satélites Meteorológicos" e o "Manual de Análise de Imagens Infravermelhas dos Satélites Meteorológicos", publicações externas desse Instituto.

CAPÍTULO II

FUNDAMENTOS DE TEORIA ORBITAL

2.1 INTRODUÇÃO

Após a injeção em órbita um satélite deixa de ser propelido e as leis físicas fundamentais, que constituem a base da teoria orbital, passam a governar seu movimento. No movimento orbital, combustível só é utilizado para a aplicação de pequenas correções destinadas a manter a órbita operacional do satélite.

Neste capítulo serão desenvolvidos os fundamentos da teoria orbital tendo por base a lei de gravitação de Newton. Noções de cinemática e de geometria analítica plana serão introduzidas com o objetivo de fundamentar o tratamento. Serão apresentadas as relações Terra-satélite concernentes e por fim, serão discutidos os fatores que causam perturbações nas órbitas operacionais, bem como suas consequências.

2.2 CINEMÁTICA DO MOVIMENTO CURVILÍNEO PLANO

As noções fundamentais de cinemática são largamente empregadas no tratamento de teoria orbital e para se desenvolver essas noções é necessário que se empregue um sistema de referência. No presente tratamento será adotado um sistema de referência inercial e o movimento a ser descrito é curvilíneo plano.

Embora existam outros, serão utilizados os sistemas de coordenadas cartesianas (ou retangulares) e o de coordenadas polares.

Em coordenadas cartesianas, cada ponto de uma curva é determinado pela especificação simultânea de sua distância a cada um dos dois eixos perpendiculares. As duas coordenadas x e y variam em magnitude porém suas direções devem permanecer fixas no espaço, desde que o sistema seja inercial (Figura II.1).

Em coordenadas polares cada ponto de uma curva é determinado pela especificação simultânea de sua distância radial a uma origem arbitrária e pelo ângulo que a linha radial, da origem aquele ponto, faz com uma direção de referência arbitrária. Tanto a componente r ao longo do raio vetor como a componente angular θ podem variar continuamente. Por convenção θ é positivo quando medido na direção contrária ao movimento do ponteiro do relógio a partir de uma linha de referência (Figura II.2).

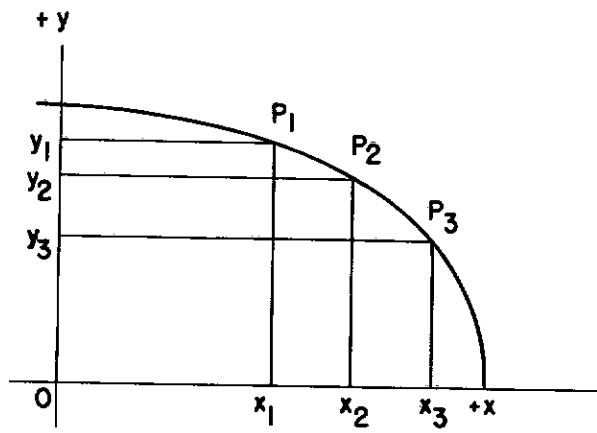


Fig. II,1 - Coordenadas cartesianas

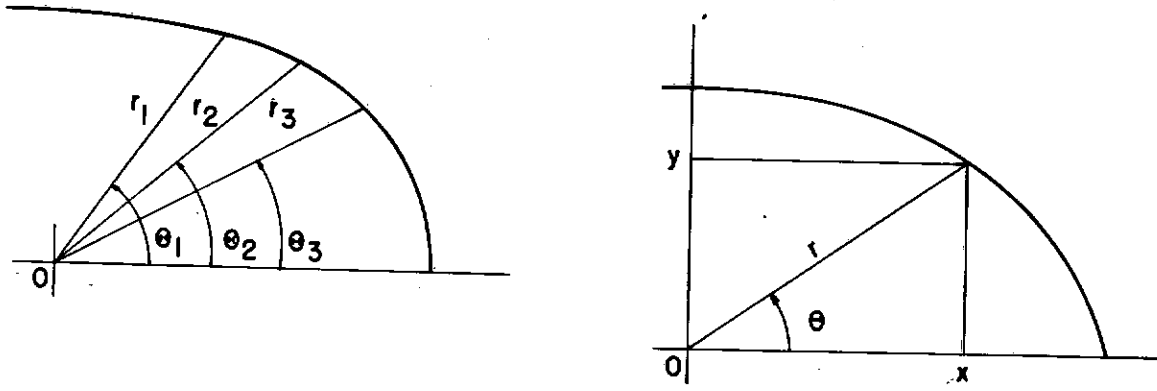


Fig. II.2 - Coordenadas polares

Se uma origem comum for selecionada para ambos os sistemas de coordenadas cartesianas e polares e se a linha de referência do último coincidir com o eixo x do primeiro, então a equação de uma curva dada num sistema pode ser transformada para uma equação no outro sistema através das seguintes relações:

$$\begin{aligned}x &= r \cos \theta \\y &= r \sin \theta \\r^2 &= x^2 + y^2\end{aligned}\tag{II.1}$$

Dado o interesse nas expressões para a velocidade e a aceleração nos dois sistemas de coordenadas em questão, utiliza-se (II.1) para a obtenção de derivadas de posição com respeito ao tempo. A primeira derivada fornece a expressão para a velocidade:

$$\frac{dx}{dt} = \frac{dr}{dt} \cos \theta - r \frac{d\theta}{dt} \sin \theta\tag{II.2}$$

$$\frac{dy}{dt} = \frac{dr}{dt} \sin \theta + r \frac{d\theta}{dt} \cos \theta$$

No sistema de coordenadas cartesianas a velocidade linear instantânea é dada por:

$$\vec{V} = v_x \hat{x} + v_y \hat{y} = \frac{dx}{dt} \hat{x} + \frac{dy}{dt} \hat{y}\tag{II.3}$$

onde \hat{x} e \hat{y} são versores unitários nas direções x e y respectivamente;

$v_x (= \frac{dx}{dt})$ e $v_y (= \frac{dy}{dt})$ são as componentes instantâneas de \vec{V} .

Em coordenadas polares:

$$\vec{V} = v_r \hat{r} + v_\theta \hat{\theta} = \frac{dr}{dt} \hat{r} + r \frac{d\theta}{dt} \hat{\theta} \quad (\text{II.4})$$

Na equação (II.4) \hat{r} e $\hat{\theta}$ são versores unitários ao longo e perpendicular ao raio vetor; $v_r (= \frac{dr}{dt})$ e $v_\theta (= r \frac{d\theta}{dt})$ são as componentes instantâneas da velocidade linear \vec{V} .

Como a aceleração instantânea é a derivada de velocidade instantânea com respeito ao tempo, as componentes (da aceleração) em coordenadas cartesianas são:

$$\frac{dv_x}{dt} = \frac{d^2x}{dt^2}$$

(II.5)

$$\frac{dv_y}{dt} = \frac{d^2y}{dt^2}$$

No caso de coordenadas polares,

$$\frac{dV_r}{dt} = \frac{d^2r}{dt^2}$$

(II.6)

$$\frac{dV_\theta}{dt} = r \frac{d^2\theta}{dt^2}$$

Para ilustração, ver Figura II.3.

Pode-se então reescrever (II.2) na seguinte forma:

$$\frac{dx}{dt} = V_x = V_r \cos \theta - V_\theta \sin \theta$$

(II.7)

$$\frac{dy}{dt} = V_y = V_r \sin \theta + V_\theta \cos \theta$$

Derivando-se as equações (II.2) com respeito ao tempo obtêm-se as seguintes expressões para as componentes cartesianas da aceleração:

$$\frac{d^2x}{dt^2} = \left[\frac{d^2r}{dt^2} - r \left(\frac{d\theta}{dt} \right)^2 \right] \cos \theta - \left[r \frac{d^2\theta}{dt^2} + 2 \frac{dr}{dt} \frac{d\theta}{dt} \right] \sin \theta \quad (II.8)$$

$$\frac{d^2y}{dt^2} = \left[\frac{d^2r}{dt^2} - r \left(\frac{d\theta}{dt} \right)^2 \right] \sin \theta + \left[r \frac{d^2\theta}{dt^2} + 2 \frac{dr}{dt} \frac{d\theta}{dt} \right] \cos \theta \quad (II.9)$$

onde as expressões entre colchetes podem ser identificadas com as componen

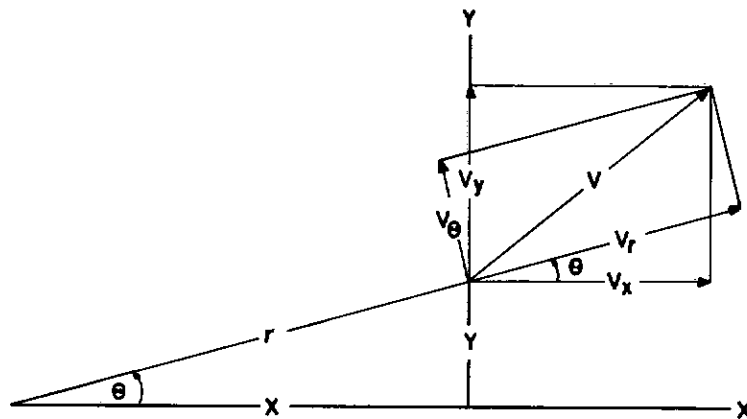


Fig. II.3 - Componentes da velocidade em coordenadas cartesianas e polares. O mesmo diagrama pode ser utilizado para as componentes da aceleração

tes da aceleração ao longo e perpendicular ao raio vetor, medidas com referência ao sistema cartesiano porém expressas em coordenadas polares,

$$f_r = \frac{d^2r}{dt^2} - r \left(\frac{d\theta}{dt}\right)^2 \quad (II.10)$$

$$f_\theta = r \frac{d^2\theta}{dt^2} + 2 \frac{dr}{dt} \frac{d\theta}{dt} \quad (II.11)$$

Em ambas expressões acima o primeiro termo se refere a aceleração inerente ao sistema de coordenadas polares que é por excelência rotatório, conquanto o segundo aparece devido ao fato da aceleração ser expressa em relação a um sistema inercial; pode ser interpretada como termo de correção.

Como a velocidade angular é dada por:

$$\omega = \frac{d\theta}{dt} \quad (II.12)$$

$$r \left(\frac{d\theta}{dt}\right)^2 = v_\theta \omega \quad (II.13)$$

corresponde a aceleração centrífuga e

$$2 \frac{dr}{dt} \frac{d\theta}{dt} = 2 v_r \omega \quad (II.14)$$

corresponde a aceleração de Coriolis.

Como:

$$\frac{1}{2} r^2 \frac{d\theta}{dt} = \frac{r^2 \omega}{2} = A \quad (\text{II.15})$$

É a expressão para a velocidade areal, a equação II.11 pode ser reescrita da seguinte forma:

$$f_{\theta} = \frac{2}{r} \frac{dA}{dt} \quad (\text{II.16})$$

No caso de movimento circular uniforme, $\frac{d^2r}{dt^2} = 0$ e a aceleração centrípeta se torna:

$$f_r = -r \left(\frac{d\theta}{dt}\right)^2 = -\frac{v_{\theta}^2}{r} = -\frac{v_c^2}{r} \quad (\text{II.17})$$

onde $v_c (= v_{\theta})$ é constante.

A aceleração de Coriolis dada por II.14 se anula se a velocidade for ou ao longo ou perpendicular ao raio vetor, isto é, se v_r ou v_{θ} for zero.

2.3 GEOMETRIA DAS SECÇÕES CÔNICAS

Para o desenvolvimento da teoria orbital é necessário se lançar mão da geometria das secções cônicas.

2.3.1 EQUAÇÃO DAS SECÇÕES CÔNICAS EM COORDENADAS POLARES

As secções cônicas serão descritas em termos das coordenadas polares r (raio vetor) e v (a anomalia verdadeira que mais tarde será identificada com o ângulo θ , introduzido anteriormente).

Para a definição de uma secção cônica, refira-se a Figura II.4. Uma secção cônica é o lugar geométrico (plano) de todos os pontos tais que, a razão entre a distância r a um ponto fixo F (foco) e a distância d a uma linha fixa (diretriz), é constante:

$$e = \frac{r}{d} \quad (\text{II.18})$$

A distância do foco a diretriz é:

$$\overline{FD} = d + r \cos v = \frac{r}{e} (1 + e \cos v) \quad (\text{II.19})$$

O ângulo v é convencionalmente contado na direção do movimento orbital a partir de \overline{FP} , que é o menor raio vetor.

O raio vetor para $v = \frac{\pi}{2}$ define o parâmetro p . O "latus rectum" é o dobro de p :

$$p = r \Big|_{v=\pi/2} = e \overline{FD} \quad (\text{II.20})$$

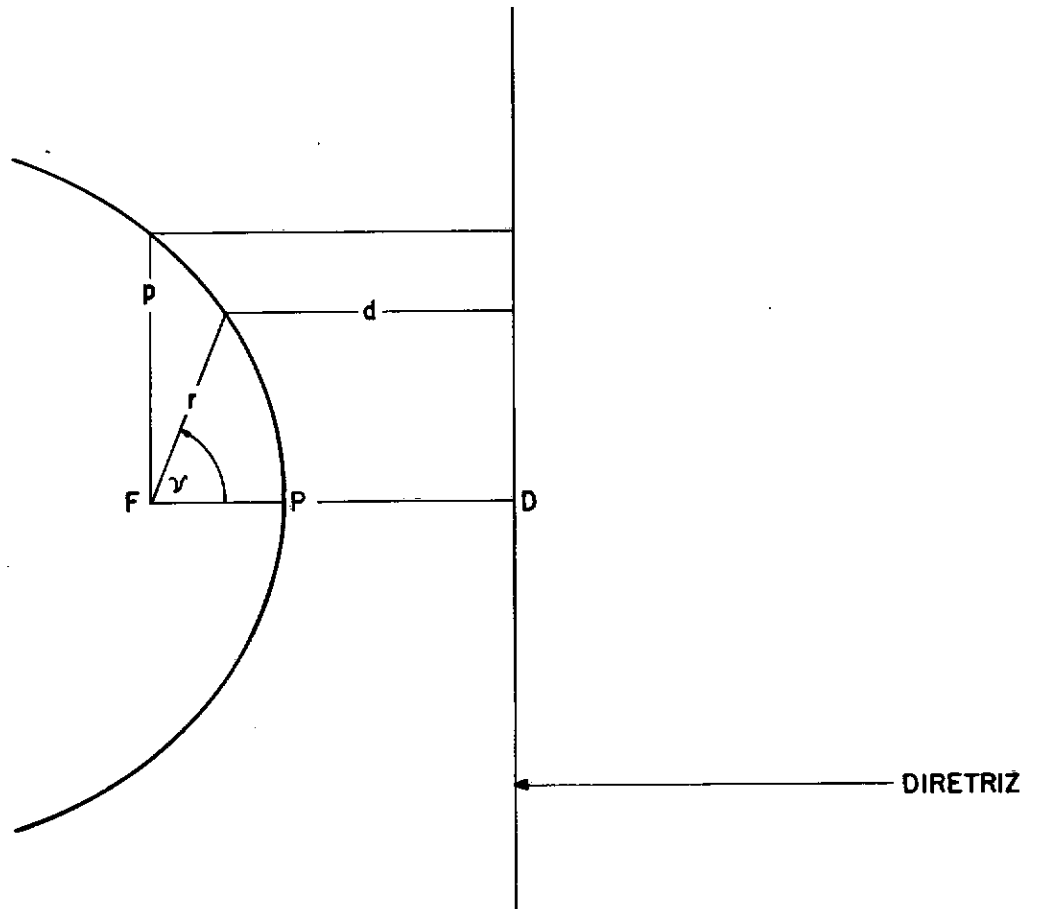


Fig. II.4 - Secção Cônica definida pela razão constante das distâncias do foco e diretriz

Em consequência:

$$FD = \frac{p}{e} \quad (II.21)$$

Utilizando-se (II.21) FD pode ser eliminado de (II.19), obtendo-se assim a equação da secção cônica em coordenadas polares:

$$r = \frac{p}{1 + e \cos v} \quad (II.22)$$

O valor de p determina a extensão da órbita e e , que é definido como sendo a excentricidade, a forma da órbita. De acordo com o valor da excentricidade e , as seguintes órbitas existem: círculo ($e=0$); elipse ($0 < e < 1$); parábola ($e=1$) e hipérbole ($e > 1$). Para ilustração ver Figura II.5.

2.3.2 ÓRBITA ELÍTICA

De particular interesse neste tratamento é a órbita elítica ($0 < e < 1$) uma vez que os satélites meteorológicos descrevem este tipo de órbita.

Com $v = 0$ determina-se o perigeu (r_p) que é a posição mais próxima do foco. Da equação (II.22)

$$r_p = \frac{p}{1 + e} \quad (II.23)$$

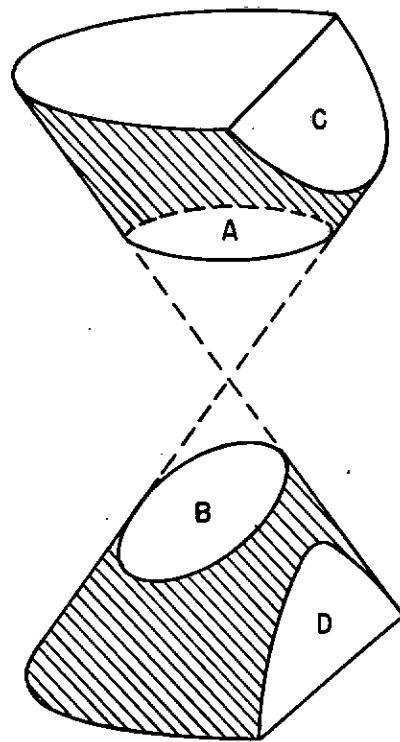


Fig. II.5 - Secções cônicas:

A - Círculo

B - Elipse

C - Parábola

D - Hipérbole

Com $v = \pi$ determina-se o apogeu (r_A) que é a posição mais distante do foco:

$$r_A = \frac{p}{1 - e} \quad (II.24)$$

O semi-eixo maior a é a distância média:

$$a = \frac{r_p + r_A}{2} = \frac{p}{1 - e^2} \quad (II.25)$$

Em consequência, como se vê na Figura II.6,

$$r_A = a(1 + e) \quad e \quad r_p = a(1 - e) \quad (II.26)$$

A equação para uma órbita pode ser reescrita em termos do semi-eixo maior a :

$$r = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos v} \quad (II.27)$$

A distância \overline{OF} do centro da elipse ao foco é chamada excentricidade linear e é dada, como mostra a Figura II.7, por:

$$c = ea \quad (II.28)$$

Na realidade, a elipse possui dois focos equidistantes do centro. O foco vazio, representado por F' na Figura II.8 não aparece expli

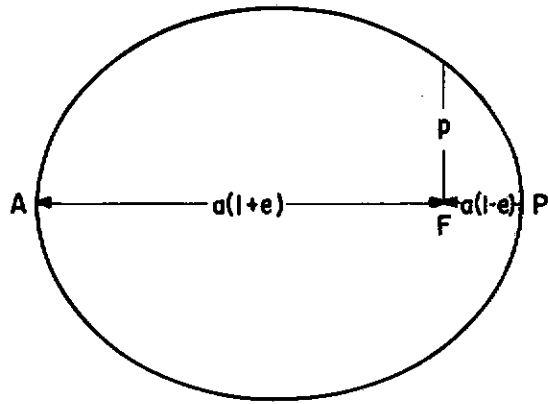


Fig. II.6 - Perigeu, apogeu e parâmetro p numa órbita elíptica. O "Latus Rectum" é igual a $2p$

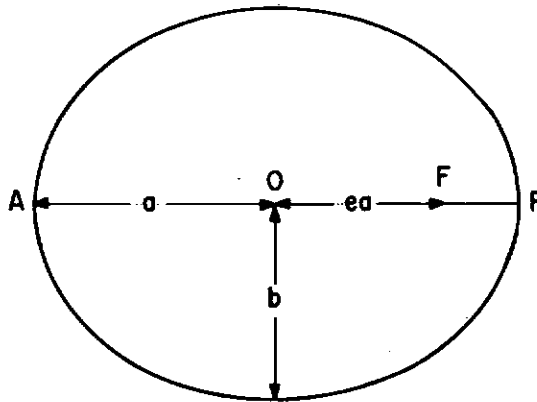


Fig. II.7 - Semi-eixo maior, semi-eixo menor e excentricidade linear numa órbita elíptica. O semi-eixo menor, b , é igual a: $a \sqrt{1 - e^2}$

citamente na equação da elipse em coordenadas polares. As relações de interesse envolvendo os dois focos são mencionadas abaixo e ilustradas na Figura II.8.

As distâncias r e r' de um ponto na elipse aos dois focos F e F' são relacionadas ao comprimento do eixo maior, $2a$, da seguinte forma:

$$r + r' = 2a \quad (II.29)$$

Outra propriedade é a igualdade dos ângulos ϕ , chamados ângulos de reflexão, num ponto S qualquer da elipse entre a normal e os raios vetores r e r' .

2.3.3 ÓRBITAS PARABÓLICAS E HIPERBÓLICAS

A parábola pode ser considerada como uma elipse com o foco livre no infinito, sendo a excentricidade igual a 1 e o semi-eixo maior infinito. A igualdade de ângulos, mencionada anteriormente entre a normal e os raios vetores se reduz a seguinte propriedade: raios paralelos ao eixo da parábola são refletidos através do foco, como mostra a Figura II.9.

A hipérbole pode ser considerada como uma elipse para a qual o foco livre passou através do infinito e reapareceu no lado oposto do perigeu. A excentricidade excede 1 e o semi-eixo maior é negativo. A igualdade de ângulos, ilustrada na Figura II.10, continua sendo válida se for levado em conta que F' é negativo.

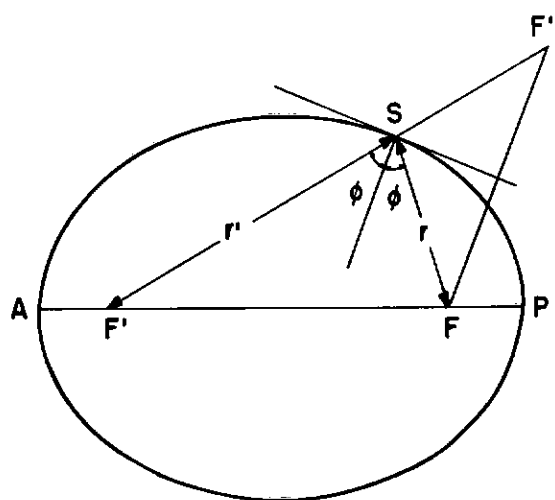


Fig. II.8 - Foco livre F' e ângulos de reflexão numa órbita elíptica

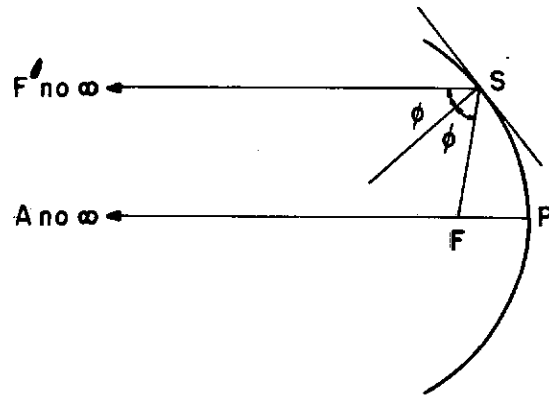


Fig. II,9 - Órbita parabólica: ângulos de reflexão

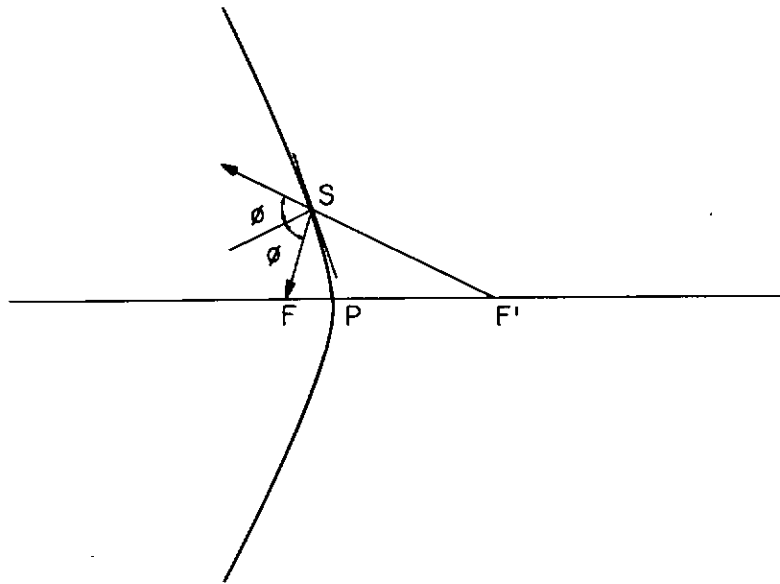


Fig. II.10 - Órbita hiperbólica: ângulos de reflexão

2.4 A LEI DE GRAVITAÇÃO NEWTON

A lei de gravitação de Newton explica o movimento observado dos planetas em torno do Sol, bem como o movimento dos corpos em queda livre. Sendo a teoria de gravitação universal uma teoria geral, delas podem ser derivadas as três Leis de Kepler que explicam com sucesso o movimento planetário. Logicamente, os resultados deste tratamento podem ser imediatamente empregados ao sistema Terra-satélite.

Sejam M e m as massas do Sol e de um planeta, respectivamente. De acordo com Newton, não só o planeta é atraído pelo Sol, sofrendo uma aceleração f_m , como também o Sol é atraído pelo planeta, sofrendo uma aceleração f_M . Na realidade, ambos "caem" de lados opostos em direção ao centro de massa do sistema. A aceleração relativa observada, como ilustrado na Figura II.11, e a soma das duas acelerações sendo f_M muito menor do que f_m .

$$f_r = f_m + f_M \quad (II.30)$$

A razão entre as acelerações é inversamente proporcional às massas:

$$\frac{f_m}{f_M} = \frac{M}{m} \quad (II.31)$$

A lei de gravitação de Newton, válida universalmente, estabelece que a aceleração relativa f_r é inversamente proporcional ao quadrado

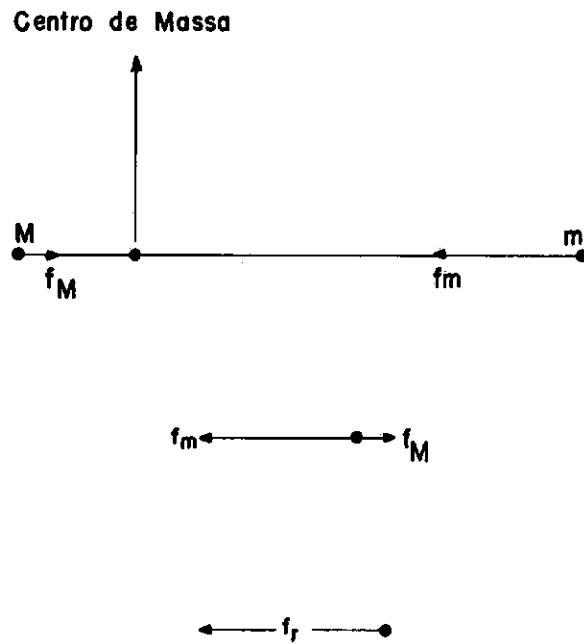


Fig. II.11 - Aceleração do planeta (f_m) e do Sol (f_M) em direção ao centro de massa. Aceleração relativa f_r

da distância r entre os dois corpos e diretamente proporcional a soma das massas. A constante de proporcionalidade G é chamada constante de gravitação e tem valor numérico igual a $6,67 \times 10^{-8}$ c.g.s.:

$$f_r = - G \frac{(M + m)}{r^2} \quad (\text{II.32})$$

Geralmente dá-se o nome de constante inercial, μ , ao produto:

$$\mu = G (M + m) \quad (\text{II.33})$$

A constante inercial μ varia de caso para caso uma vez que depende das massas.

As acelerações absolutas do Sol e do planeta, em relação ao centro de massa, são dadas por:

$$f_m = - G \frac{M}{r^2} \quad (\text{II.34})$$

$$f_M = - G \frac{m}{r^2}$$

as quais satisfazem as relações II.30 e II.31, bem como a definição de força gravitacional:

$$F = mf_m = Mf_M = G \frac{Mm}{r^2} \quad (\text{II.36})$$

Embora a lei de gravitação de Newton seja formulada para o caso ideal de massas puntuais, também é válida para objetos que possuam simetria esférica e densidade uniforme, pois neste caso as massas podem ser tratadas como se estivessem concentradas nos centros desses objetos. Esta idealização pode ser empregada, com pouca margem de erro, ao Sol, aos planetas, as estrelas e aos satélites.

2.5 GRAVIDADE E GRAVITAÇÃO

Como foi mencionado anteriormente, a queda livre perto da superfície da Terra parece ser da mesma natureza do movimento de um planeta em torno do Sol. Ou seja, gravidade parece ser da mesma natureza que gravitação.

Em qualquer local na superfície da Terra, todos os objetos caem com a mesma razão que no vácuo. A primeira vista, a razão de queda parece ser a mesma em qualquer ponto da Terra. Isto é explicado pelo fato da Terra ser aproximadamente esférica, ou seja, o raio R , da Terra, é praticamente constante. Além disto, a massa m do objeto é desprezível em comparação com a massa M da Terra. A aceleração f_r dada por:

$$f_r = -G \frac{M + m}{r^2} = -G \frac{M + m}{(R + h)^2} \quad (\text{II.37})$$

pode ser aproximada pois h é muito menor do que R e m é muito menor do que M , como está esquematicamente mostrado na Figura II.12. Segue, que,

$$f_r = - \frac{GM}{R^2} \quad (II.38)$$

Desde que se suponha que a Terra possui simetria esférica, o valor absoluto de f_r é constante e comumente chamado aceleração da gravidade, g :

$$g = \frac{GM}{R^2} \quad (II.39)$$

Devido ao excesso de massa existente na região equatorial a Terra se apresenta como um esferóide oblato. Além disto, o movimento de rotação da Terra produz um efeito centrífugo que aumenta com a latitude sendo cerca de $3,37 \text{ cm/s}^2$ no equador e zero nos polos. Como resultado, a aceleração da gravidade varia com a latitude. Contudo, para fins práticos assume-se para g um valor constante igual a 980 cm/s^2 .

Na superfície da Terra, o peso de um objeto nada mais é do que a força de gravidade local. Da relação (II.36)

$$P_R = g m \quad (II.40)$$

onde $g = \frac{GM}{R^2}$

A uma distância r do centro da Terra ($r > R$), a aceleração gravitacional é dada por:

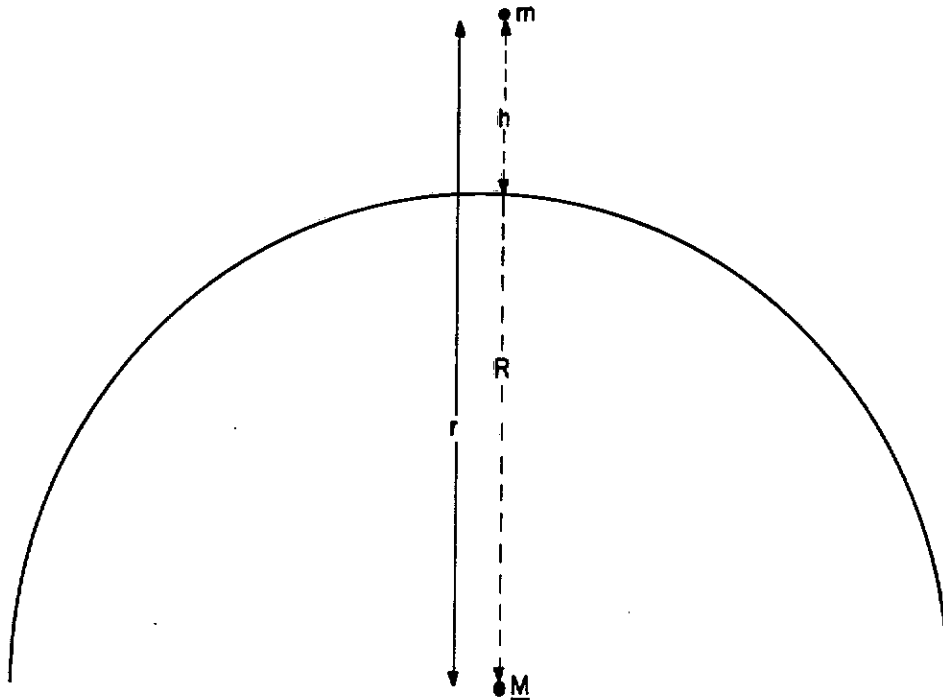


Fig. II.12 - Posição de um objeto em relação a Terra esférica

$$\frac{GM}{r^2} = g \frac{R^2}{r^2} \quad (\text{II.41})$$

e o peso correspondente:

$$P_r = g \frac{R^2}{r^2} m = \frac{R^2}{r^2} P_R \quad (\text{II.42})$$

Para que o efeito do peso seja anulado, a aceleração da gravidade deve ser equilibrada pela aceleração centrífuga. Nessa condição de equilíbrio, o corpo se movimenta como se não tivesse peso.

Na superfície da Terra a aceleração centrífuga para um corpo em movimento circular uniforme, é dada pela expressão:

$$a_c = \frac{V_c^2}{R} = \frac{4\pi^2 R}{T^2} \quad (\text{II.42})$$

onde T é definido como sendo o período de revolução, ou seja, o tempo gasto por um corpo para completar uma órbita.

Isto fornece, para a condição de equilíbrio:

$$g = \frac{V_c^2}{R} \quad (\text{II.44})$$

com $R = 6,371 \times 10^8$ cm e $g = 980$ cm/s, obtem-se: $T = 5066$ s e $V_c = 7,91$ Km/s, que são o período e a velocidade orbital de um satélite se movendo a super

fície da Terra com seu peso anulado, ou seja, como se não tivesse peso.

A uma distância h acima da superfície da Terra, ou seja, para $r > R$, o estado de equilíbrio é expresso por:

$$V_c^2 = g \frac{R^2}{(R + h)} = g \frac{R^2}{r} \quad (\text{II.45})$$

que representa um estado de peso anulado para uma órbita circular de raio r .

2.6 O PROBLEMA DE DOIS CORPOS E AS TRÊS LEIS DE KEPLER

A teoria de gravitação formulada por Newton leva a um conhecimento geral sobre os movimentos orbitais e como será mostrado abaixo, as três leis do movimento planetário enunciadas por Kepler, podem ser obtidas a partir dessa teoria.

Como foi visto anteriormente, as equações gerais do movimento curvilíneo plano expresso em coordenadas polares e com o foco como referência são:

$$f_r = \frac{d^2r}{dt^2} - r \left(\frac{d\theta}{dt}\right)^2 \quad (\text{II.10})$$

$$f_\theta = \frac{2}{r} \frac{dA}{dt} \quad (\text{II.16})$$

Estas equações fornecem a descrição do movimento relativo de

dois corpos com um deles ocupando o foco, como é o caso do Sol e dos planetas.

Pela lei de gravitação de Newton, $f_{\theta} = 0$, o que implica em A , dada pela equação (II.15), ser uma constante. O tempo pode então, ser eliminado da expressão para f_r (equação (II.10)).

Como:

$$\frac{dr}{dt} = \frac{dr}{d\theta} \frac{d\theta}{dt} \quad (II.46)$$

e da equação (II.15)

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{2A}{r^2} \quad (II.47)$$

obtem-se:

$$\frac{dr}{dt} = \frac{2A}{r^2} \frac{dr}{d\theta} - 2A \frac{d(1/r)}{d\theta} \quad (II.48)$$

Derivando-se a equação acima com respeito ao tempo:

$$\frac{d^2r}{dt^2} = - \frac{4A^2}{r^2} \frac{d^2(1/r)}{d\theta^2} \quad (II.49)$$

A equação (II.49), juntamente com (II.47) e (II.10), fornece a seguinte expressão para a aceleração f_r :

$$f_r = - \frac{4A^2}{r^2} \left(\frac{d^2(1/r)}{d\theta^2} + \frac{1}{r} \right) \quad (\text{II.50})$$

Pela lei de gravitação de Newton, II.32, aceleração relativa da massa m (planeta) devida uma outra massa M (Sol) é dada por:

$$f_r = - \frac{\mu}{r^2} = \frac{-G(M+m)}{r^2} \quad (\text{II.51})$$

Comparando-se (II.51) com (II.50),

$$\frac{d^2(1/r)}{d\theta^2} + \frac{1}{r} = \frac{\mu}{4A^2} \quad (\text{II.52})$$

Dada uma órbita, $\frac{\mu}{4A^2}$ é uma constante. A órbita obedece então a seguinte equação diferencial:

$$\frac{d^2(1/r)}{d\theta^2} + \frac{1}{r} = C \quad (\text{II.53})$$

A mudança de variável

$$y = \frac{1}{r} - C \quad (\text{II.54})$$

Leva a equação (II.53) para:

$$\frac{d^2y}{d\theta^2} + y = 0 \quad (II.55)$$

A equação diferencial (II.55) possui solução da forma:

$$y = \alpha \cos (\theta - \theta_0) \quad (II.56)$$

onde α e θ_0 são constantes de integração.

O retorno a variável original, r , fornece a solução para (II.53):

$$r = \frac{1}{C + y} = \frac{1/C}{1 + \alpha/C \cos (\theta - \theta_0)} \quad (II.57)$$

que é a equação de uma secção cônica em coordenadas polares com origem no foco. Comparando (II.57) com (II.22) identifica-se:

$$p = a (1 - e^2) = \frac{1}{C} = \frac{4A^2}{\mu} \quad (II.58)$$

$$e = \frac{\alpha}{C} \quad (II.59)$$

$$v = \theta - \theta_0 \quad (II.60)$$

Conclui-se, pela lei de gravitação de Newton, que o movimento relativo de dois corpos é descrito por uma secção cônica com origem no foco.

Para uma órbita elítica ($0 < e < 1$), isto implica na 2a. lei de Kepler, como será visto agora:

O chamado Movimento Kepleriano; (Figura II.13), válido para qualquer planeta, é descrito pelas duas primeiras leis de Kepler, publicadas em 1609:

1a. Lei de Kepler ou Lei das Elipses: cada planeta descreve uma órbita elítica em torno do Sol, que ocupa um dos focos, ou seja:

$$r = \frac{p}{1 + e \cos v} \quad (\text{II.22})$$

2a. Lei de Kepler ou Lei das Áreas Iguais: a velocidade do planeta varia de tal forma que a linha que une o planeta ao Sol varre áreas iguais em tempos iguais; isto é,

$$A = \frac{r^2}{2} \frac{dv}{dt} = \text{constante} \quad (\text{II.61})$$

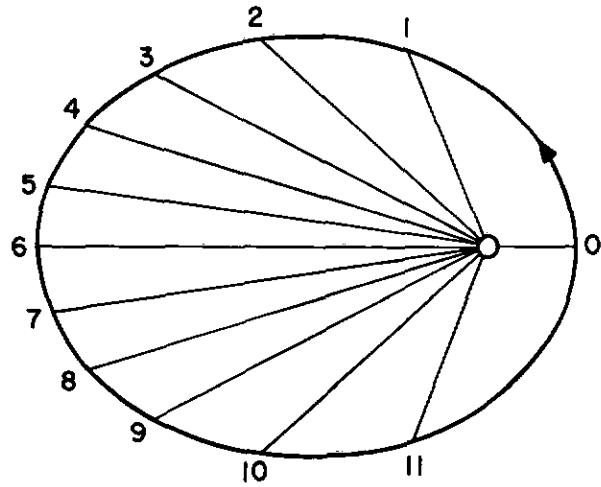


Fig. II.13 - Movimento Kepleriano: movimento elítico e lei das áreas iguais com respeito ao foco. Números indicam posições orbitais para cada 1/12 de uma revolução a começar no perigeu

A terceira Lei de Kepler ou Lei Harmônica, enunciada em 1619, estabelece que os cubos dos semi-eixos maiores das órbitas elípticas são proporcionais aos quadrados dos tempos que os planetas levam para fazer uma revolução completa em torno do Sol, ou seja, para qualquer planeta

$$\frac{a^3}{T^2} = \text{constante} = C_1 \quad (\text{II.62})$$

Pode ser mostrado que a constante inercial μ está relacionada com C_1 (ou, alternativamente, com a^3/T^2) através da seguinte relação:

$$\mu = 4\pi^2 C_1 = 4\pi^2 \frac{a^3}{T^2} \quad (\text{II.63})$$

Conclui-se, segundo Kepler, que a constante inercial μ é única para todas as órbitas planetárias:

Contudo, pela lei de gravitação de Newton, $\mu = G(M + m)$. Observa-se então que a terceira lei de Kepler é uma aproximação ($m = 0$) até certo ponto aceitável pois a massa de maioria dos planetas é desprezível em comparação com a massa do Sol. A inclusão da massa dos planetas produz, nas órbitas idealizadas, o que se chama de perturbações.

2.7 FÓRMULA GERAL PARA A VELOCIDADE ORBITAL

Além do tamanho e da forma da órbita, caracterizadas respectivamente pelo semi-eixo maior a e pela excentricidade e , a velocidade orbi

tal é de importância fundamental. Abaixo será deduzida uma fórmula que relaciona a velocidade com a constante inercial, semi-eixo maior e raio vetor.

Como já foi visto, no problema de dois corpos a órbita é uma secção cônica:

$$r = \frac{p}{1 + e \cos v} \quad (\text{II.22})$$

As componentes da velocidade, V_r e V_θ , ao longo e perpendicular ao raio vetor são dadas por $\frac{dr}{dt}$ e $r\frac{d\theta}{dt}$, respectivamente. Derivando-se (II.22) com respeito ao tempo, obtém-se:

$$V_r = \frac{r^2}{p} e \sin v \frac{dv}{dt} \quad (\text{II.64})$$

Levando-se em consideração que $\frac{dv}{dt} = \frac{d\theta}{dt}$,

$$A = \frac{r^2}{2} \frac{dv}{dt} \quad (\text{II.65})$$

A expressão (II.64) pode ser reescrita em termos da constante A.

$$V_r = \frac{2Ae}{p} \sin v \quad (\text{II.66})$$

Por sua vez,

$$V_{\theta} = \frac{2A}{r} = \frac{2A}{p} (1 + e \cos \nu) \quad (\text{II.67})$$

Observando-se que,

$$V_{\theta} = V \cos \phi \quad (\text{II.68})$$

onde ϕ é o ângulo formado pela velocidade orbital V e sua componente perpendicular ao raio vetor, V_{θ} , obtêm-se:

$$V = \frac{2A}{r \cos \phi} \quad (\text{II.69})$$

e

$$\tan \phi = \frac{V}{V_{\theta}} = \frac{e \sin \nu}{1 + e \cos \nu} \quad (\text{II.70})$$

O ângulo ϕ é igual ao ângulo de reflexão do raio vetor relativo a normal.

Lembrando-se que a constante A é relacionada ao parâmetro p de acordo com:

$$\frac{4A^2}{p} = \mu \quad (\text{II.58})$$

após elevar a equação (II.66) ao quadrado e empregar a relação (II.58),

$$V_r^2 = \mu \frac{e \sin^2 v}{p}$$

Similarmente, para a equação (II.67),

$$V_\theta^2 = \mu \frac{(1 + e \cos v)^2}{p} \quad (\text{II.71})$$

Como $V^2 = V_r^2 + V_\theta^2$, segue que o módulo da velocidade orbital é dado por:

$$V^2 = \mu \frac{2(1 + e \cos v) - (1 - e^2)}{p} \quad (\text{II.72})$$

ou, com o uso de (II.22) e (II.58)

$$V^2 = \mu \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right) \quad (\text{II.73})$$

Com $\mu = G (M + m)$,

$$V^2 = G (M + m) \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right) \quad (\text{II.74})$$

As equações (II.72) e (II.74) são básicas na teoria e cálculo das órbitas e mostram que para qualquer órbita com valores específicos

de μ e a , o valor absoluto da velocidade orbital \bar{v} depende do comprimento do raio vetor.

No caso de movimento circular uniforme, $a = r = \text{constante}$ e

$$v^2 = \frac{G (M + m)}{r} = \frac{\mu}{r} \quad (\text{II.75})$$

A expressão (II.74) para o movimento parabólico ($a = \infty$) se reduz a:

$$v_p^2 = \frac{2\mu}{r} \quad (\text{II.76})$$

Comparando-se (II.75) com (II.76),

$$v_p^2 = 2v_c^2 \quad (\text{II.74})$$

Uma vez determinada a constante inercial μ , em qualquer ponto do campo gravitacional a velocidade orbital parabólica, ou seja, a velocidade de escape, \bar{v} é igual a velocidade circular vezes a raiz quadrada de dois.

2.8 MOVIMENTO ORBITAL DOS SATÉLITES METEOROLÓGICOS

Os satélites meteorológicos que se movimentam sob a ação do

campo gravitacional terrestre descrevam órbitas cujas excentricidades são pequenas. Em primeira aproximação, uma descrição aceitável do movimento pode ser obtida considerando-se órbitas circulares.

Seja h a altura do satélite em relação a superfície da Terra. Como a massa do satélite é desprezível em comparação com a massa da Terra, V_c , a velocidade circular se reduz a:

$$V_c = R \sqrt{\frac{g}{R+h}} = \sqrt{\frac{GM}{R+h}} \quad (\text{II.78})$$

O período sendo:

$$T_c = \frac{2\pi (R+h)}{V_c} = 2\pi \left[\frac{(R+h)^3}{GM} \right] \quad (\text{II.79})$$

A Figura II.14 mostra as curvas de velocidade e período para órbitas circulares ao redor da Terra, para altitudes de até 36.000 Km contados a partir do centro da Terra.

2.9 PARÂMETROS ORBITAIS

O conhecimento da posição do satélite em relação a Terra em função do tempo é imprescindível para o rastreamento, previsão, funções de comando, cobertura, objetivos da missão, etc. Os elementos que definem a órbita de um satélite bem como a sua posição nela formam um conjunto de seis constantes independentes que são ilustradas na Figura II.15. As características dimensionais: semi-eixo maior a , excentricidade e e ângulo de direção ϕ

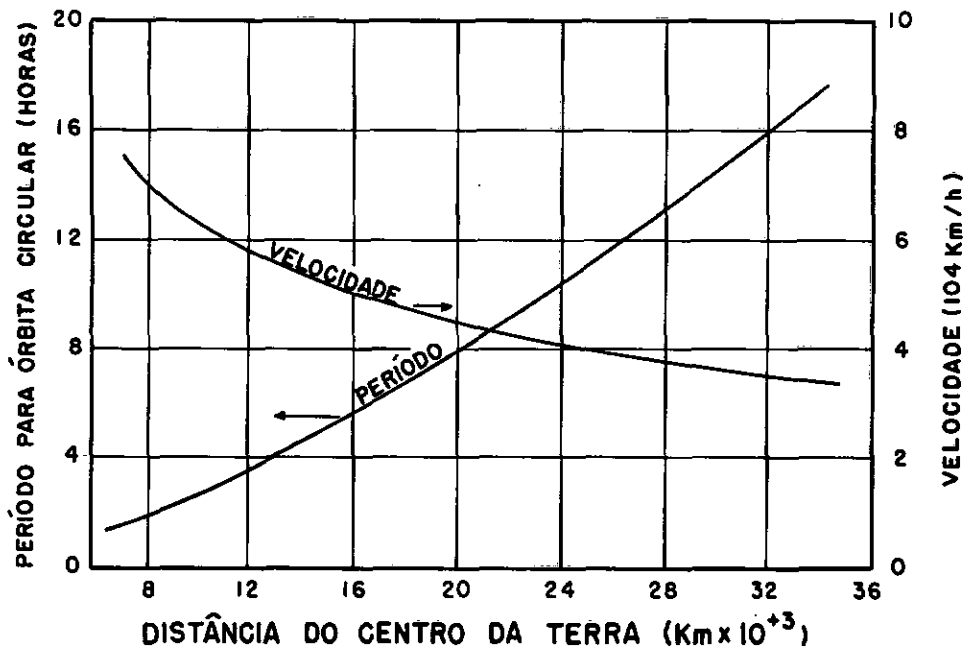


Fig. II.14 - Período e velocidade para uma órbita circular em torno da Terra

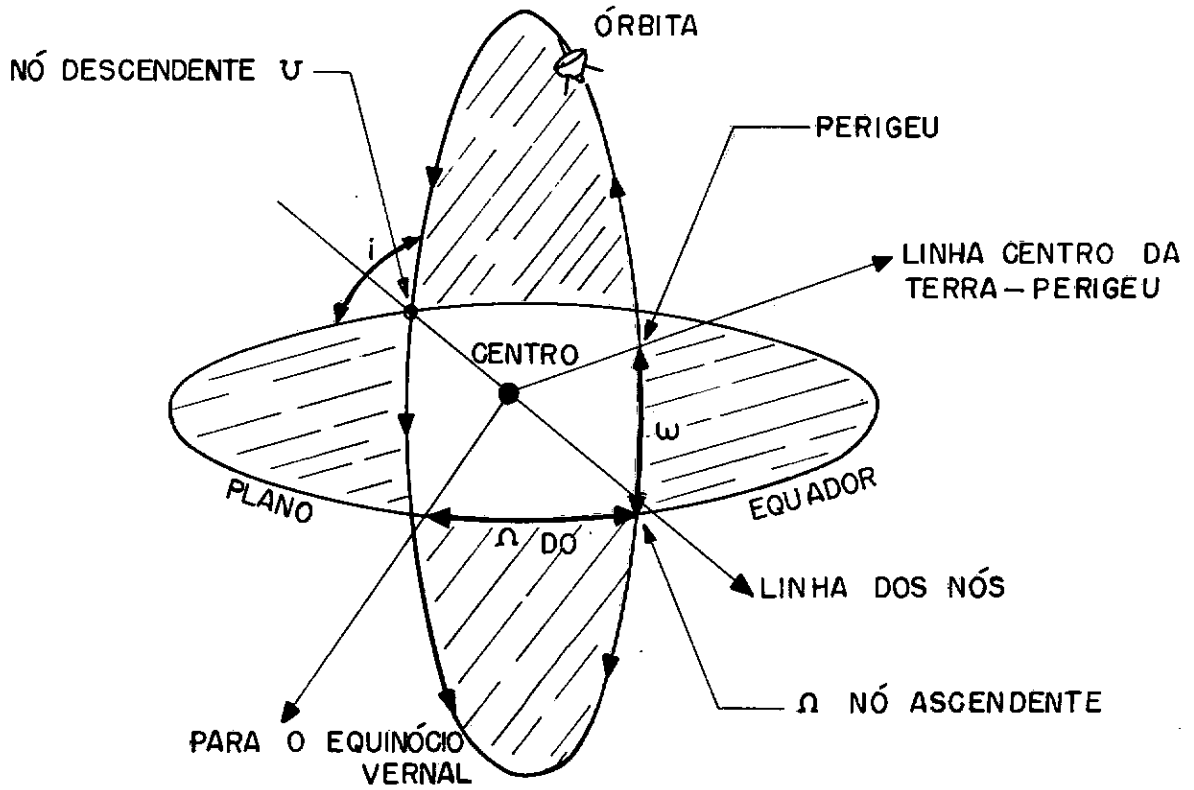


Fig. II.15 - Elementos de orientação orbital

já foram introduzidos. Agora é necessário relacioná-los com a órbita Terra-satélite. Para órbitas geocêntricas, os três elementos adicionais são:

- Ω, ω - nó ascendente e descendente, respectivamente. A linha dos nós é formada pela intersecção do plano da órbita do satélite com o plano equatorial da Terra. A longitude é convencionalmente medida no plano do equador a partir de uma direção referencial fixa (equinócio vernal) no sentido do nó ascendente.
- i - inclinação do plano orbital com respeito a um plano de referência (convencionalmente o plano equatorial).
- W - argumento do perigeu; ângulo de posição do perigeu medido desde o raio vetor até o nó ascendente.

A inclinação orbital é determinada a partir das condições de lançamento, sendo função da latitude e do ângulo azimutal de injeção na órbita. Como mostra a Figura II.16, as máximas latitudes alcançadas por um satélite correspondem ao valor da inclinação orbital. A diferença de longitude entre cruzamentos sucessivos num dado paralelo de latitude é facilmente determinada a partir do período do satélite e pelo fato de que a Terra dá uma volta completa em 24 horas.

2.10 PERTURBAÇÕES

Um satélite sob a ação do campo gravitacional da Terra des

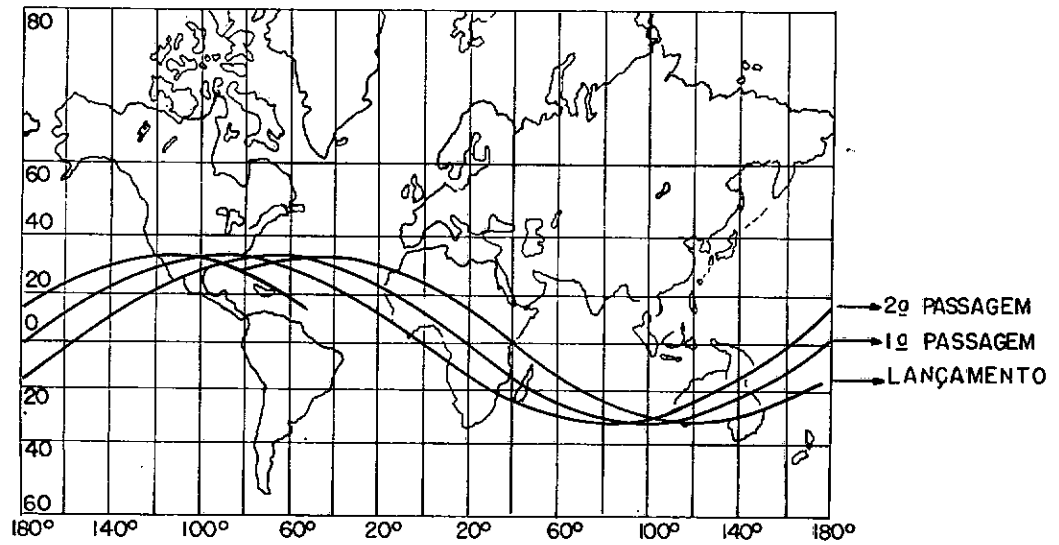


Fig. II.16 - Traço do satélite na Terra numa projeção Mercatos, com uma inclinação de 34° . A diferença de longitude atribuída ao movimento da Terra é mostrada em passagens sucessivas

creve, idealmente, uma órbita cônica simples definida pelo problema dos dois corpos. Na prática contudo, vários fatores podem alterar essa órbita provocando o que se chama de perturbações orbitais. As perturbações são principalmente causadas pelas forças aerodinâmicas, de propulsão e de pressão de radiação. Consideráveis também são os efeitos do excesso de massa na região equatorial da Terra e a ação gravitacional de corpos mais distantes como a Lua.

Abaixo são apresentadas e discutidas algumas dessas perturbações e suas consequências:

Arrasto Aerodinâmico: embora a densidade atmosférica decresça com a altura, o efeito do arrasto aerodinâmico se faz sentir nas altitudes em que se encontram os satélites, sendo mais pronunciado abaixo de cerca de 800 Km. Em consequência do arrasto o veículo é desacelerado, o que faz com que ele perca altura.

Para estender o tempo de vida de um satélite, sem que sua altura operacional seja alterada, incrementos de velocidade devem ser fornecidos para compensar a desaceleração causada pelo arrasto.

Regressão dos Nós: um dos efeitos produzidos pelo excesso de massa na região equatorial da Terra é a regressão dos nós. Se um satélite se move predominantemente para leste, como ilustrado na Figura II.17, a cada passagem ele cruzará o equador um pouco mais a oeste que a vez anterior.

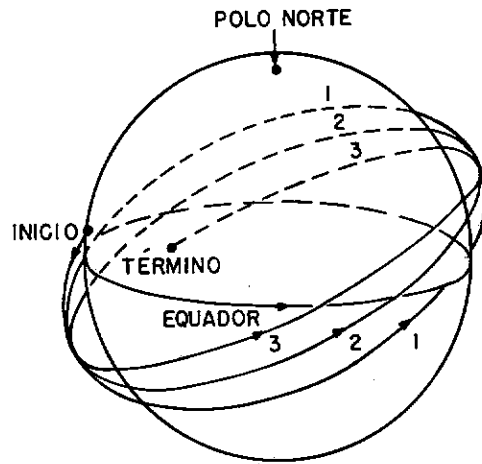


Fig. II.17 - Regressão dos nós

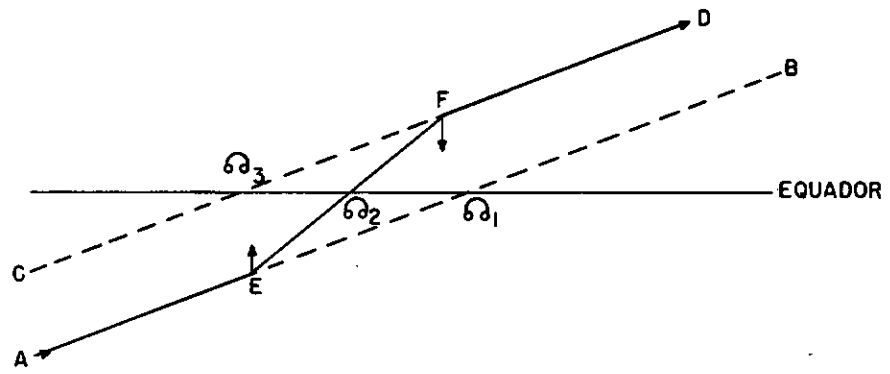


Fig. II.18 - Efeito simulado da regressão dos nós

Esta regressão dos nós $\bar{\omega}$ é em adição a qualquer movimento aparente devido a rotação da Terra (para leste) embaixo da órbita. A Figura II.18 oferece uma explicação para o fenômeno. Considere um satélite caminhando de A para B, de tal forma que cruze o equador em Ω_1 na ausência de perturbações. Suponha agora que o efeito de atração devido ao excesso de massa equatorial seja, simplifadamente, representado por uma aceleração instantânea que aja no satélite quando ele atingir o ponto E. Como resultado o satélite cruza o equador em r_2 e se dirige para F, onde uma aceleração compensadora (simplificada) desloca o satélite para o caminho CD, que cruza o equador em Ω_3 . As perturbações devido ao excesso de massa faz com que o nó regreda de Ω_3 para $\Omega_3..$

Uma medida quantitativa dessa perturbação é dada pela fórmula abaixo que é válida para uma órbita circular e foi estabelecida levando-se em conta que a Terra é um esferoide oblato:

$$\Delta\Omega = - 10 \left(\frac{R}{R + h} \right)^{7/2} \cos i \quad (\text{II.80})$$

$\Delta\Omega$ é a razão de regressão em radianos por segundo.

Para uma órbita polar, a razão de regressão é nula.

Avanço do Perigeu: o avanço do perigeu ou rotação da linha dos ápices é outro efeito devido ao excesso de massa equatorial e se encontra ilustrado na Figura II.19. O caminho real do satélite é indicado pelas

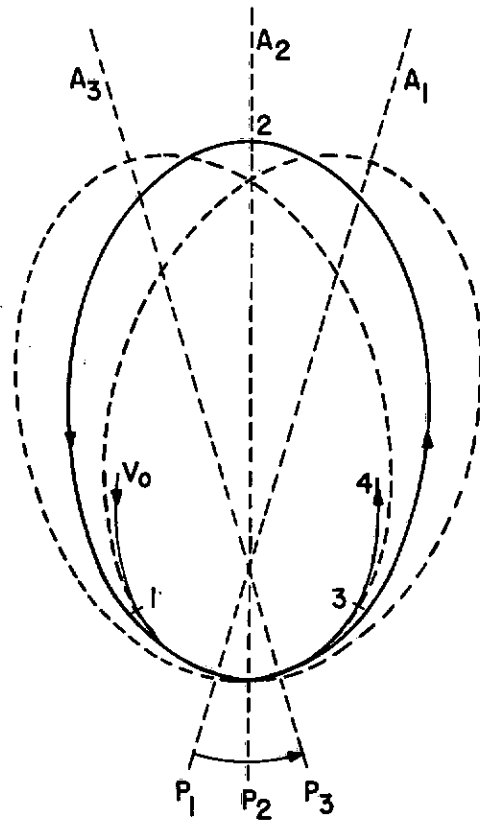


Fig. II.19 - Avanço do perigeu (rotação da linha dos ápices)

posições 0, 1, 2, 3, 4. Na posição 1 o apogeu e o perigeu se encontram na linha $A_1 P_1$. Quando o objeto atinge a posição 2 em seu apogeu, a órbita de referência terá o perigeu e o apogeu na linha $A_2 P_2$. Finalmente, na posição 3 o satélite terá seu perigeu e apogeu ao longo da linha $A_3 P_3$. O perigeu avançou através do arco $P_1 P_3$. Este efeito é mais pronunciado em órbitas pouco inclinadas.

Satélites Geoestacionários: embora o efeito do arrasto atmosférico seja relativamente pequeno no caso de satélites geoestacionários, outros efeitos perturbadores são de interesse particular. Os satélites geoestacionários são colocados numa posição fixa com relação a Terra sobre um ponto do equador com período de revolução de 24 horas.

Devido a sua órbita equatorial e grande altitude, é principalmente suscetível ao efeito do campo de gravitação lunar. Os efeitos combinados dos campos de gravitação do Sol e da Lua pode resultar numa máxima mudança na inclinação do plano orbital de até 1° por ano, sendo esta variação periódica ao fim de alguns anos.

Por um outro lado, a secção transversal da Terra no equador é elipsoidal e não, circular. A diferença entre o eixo maior e o eixo menor é de aproximadamente 200 m. Existem duas posições estáveis para uma órbita de 24 horas: no eixo menor, em aproximadamente $110^\circ W$ e $70^\circ E$. Todas as outras posições produzem pequenas acelerações tangenciais que fazem com que o satélite possua uma oscilação com grande amplitude e período muito longo.

Para um satélite estacionado sobre o Atlântico, em 34°W , correções de cerca de 70 cm/s devem ser efetuadas cerca de uma vez por mês. Isto desde que se ja permitido ao veículo flutuar de $\pm 1^{\circ}$.

2.11 COBERTURA DA SUPERFÍCIE A PARTIR DO SATÉLITE

A quantidade de superfície a ser coberta é uma característica importante no projeto de satélites que se destinam a observação da Terra. A superfície vista do satélite depende, num dado instante, da altitude orbital, do ângulo de inclinação e do ângulo de observação do equipamento de bordo. A Figura II.20 fornece o esquema utilizado para o estudo da cobertura de superfície.

A distância d , desde a vertical do satélite na Terra até o ponto extremo da superfície coberta pelo equipamento de bordo (e, portanto, subentendida pelo ângulo W_C) poderá ser medida, no caso de observação por equipamento cujo eixo se encontre na vertical do satélite em relação a Terra e com visão de simetria axial, tanto ao longo do traço da órbita na Terra como na perpendicular a ele; ou em outra direção qualquer. De fato, nesse caso, a superfície coberta é uma calota esférica cujo eixo coincide com a vertical do satélite à Terra e, portanto, com o eixo do equipamento de observação. Está implícito que a observação se faz de modo "instantâneo", ou seja, o satélite permanece praticamente parado durante a mesma. Poderá, alternativamente, ocorrer um modo de operação como o da Figura II.21, que mostra a observação dentro de um cone e que pode ser reduzido ao caso em discussão.

Qualquer outro formato que tenha a superfície observada, estará compreendido dentro da calota referida e suas dimensões poderão ser facilmente relacionadas com d (desde que seja uma figura geométrica simples,

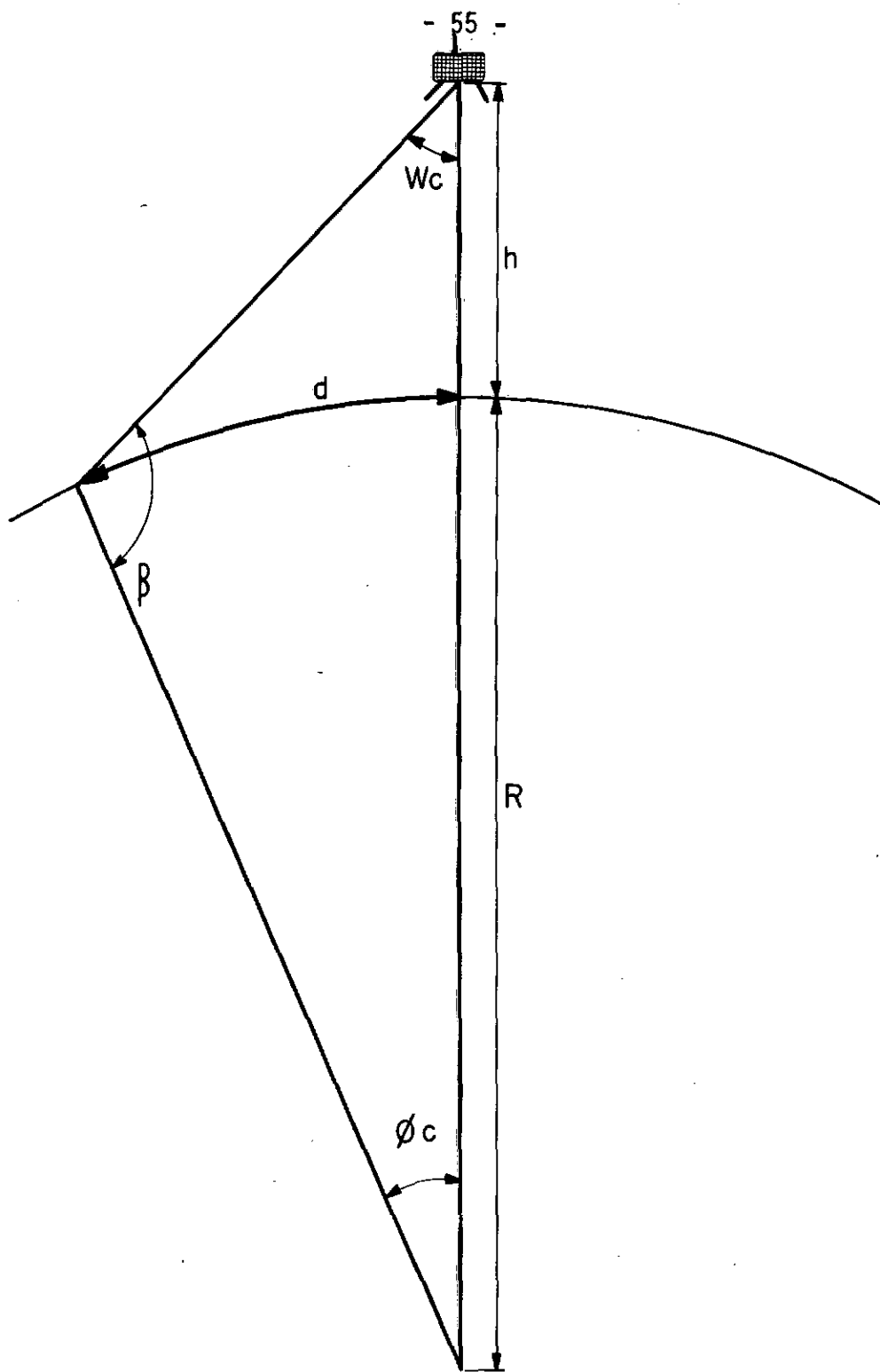


Fig. II.20 - Geometria para a determinação de cobertura da superfície

como ocorre em geral).

A utilização da lei dos senos na Figura II.20 resulta:

$$\text{sen } \beta = \left(\frac{R + h}{R} \right) \text{sen } W_C \quad (\text{II.81})$$

Donde:

$$\beta = \text{arc sen} \left[\left(\frac{R + h}{R} \right) \text{sen } W_C \right] \quad (\text{II.82})$$

Como os três ângulos de um triângulo somam 180°

$$\phi_C = 180^\circ - (W_C + \beta) \quad (\text{II.83})$$

Substituindo (II.82) em (II.83),

$$\phi_C = 180^\circ - \left\{ W_C + \text{arc sen} \left[\left(\frac{R + h}{R} \right) \text{sen } W_C \right] \right\} \quad (\text{II.84})$$

Por um outro lado,

$$d = \frac{2\pi R \cdot \phi_C}{360} \quad (\text{II.85})$$

Como o raio médio da Terra é igual a 6371Km,

$$d = 111 \phi_C \quad (II.86)$$

Substituindo (II.84) em (II.86) obtêm-se a expressão para d , em Km, como função da altura h do satélite e do ângulo W_C .

$$d = 111 \left\{ 180 - W_C - \text{arc sen} \left(1 + \frac{h}{6371} \right) \text{sen } W_C \right\} \quad (II.87)$$

Nota-se que há um limite dado pelo horizonte visto do satélite. De fato, acima de um certo ângulo em que o cone de ^{VISÃO}visão tangencia a Terra, o observado é espaço. Usando a distância $2d$ (ou seu equivalente no caso de outra superfície de observação contida na calota) é possível determinar a cobertura no Equador, ou em qualquer outra latitude, no período de um dia. No caso de uma órbita polar, a porcentagem de cobertura no Equador durante um dia de operação é dada aproximadamente pela relação entre $2d$ e a distância total entre passagens sucessivas. Para pontos fora do Equador, a porcentagem da cobertura é dada pela cobertura equatorial dividida pelo cosseno da latitude. A distância total entre passagens sucessivas é uma função do período do satélite ou pode ser relacionada com o número de revoluções por dia.

Para o caso geral, a equação é:

$$C = \frac{2dn}{216 \cos \lambda} \quad (II.88)$$

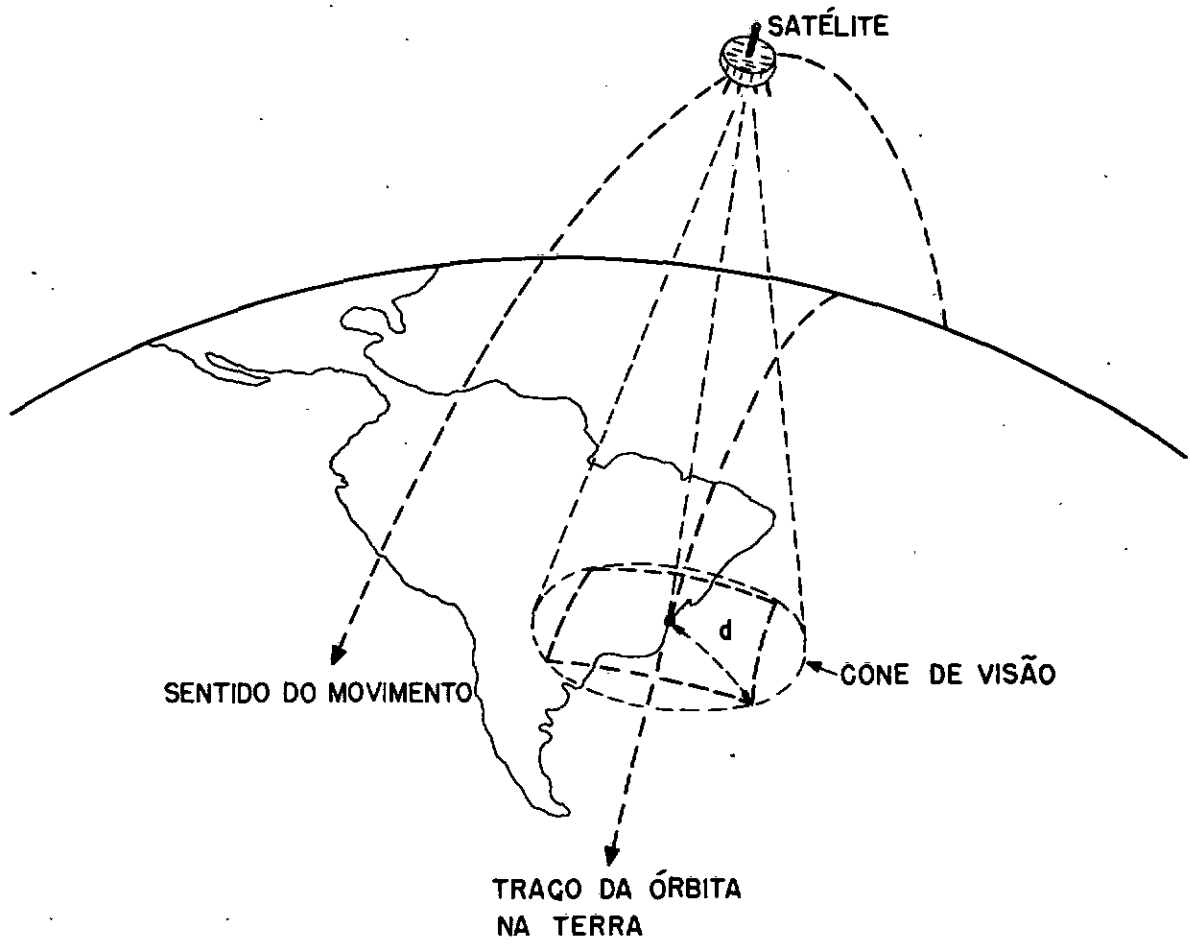


Fig. II.21 - Área instantânea observada pelo satélite

onde C é a porcentagem diária de cobertura, n é o número diário de revoluções e λ a latitude.

A determinação da cobertura para mais de um dia torna-se mais trabalhosa pois há um recobrimento em dias sucessivos de operação, dependendo do período e efeitos perturbadores.

REFERÊNCIAS

- 1 SPACE TECHNOLOGY. New York, John Wiley and Sons, Inc., editado por Howard S. Seifert, 1959.
- 2 RILEY, Francis E. e SAILOR, J. Douglas - *Space Systems Engineering*. McGraw-Hill Book Company, Inc., 1962. 323.
- 3 BLASINGAME, Benjamin P. - *Astronautics*. McGraw-Hill Book Company, Inc., 1964. 217.
- 4 VAN DE KAMP, Peter - *Elements of Astromechanics*. W.H. Freeman and Company, 1964. 140.

CAPÍTULO III

TÉCNICAS ASSOCIADAS AOS SATÉLITES METEOROLÓGICOS

3.1 INTRODUÇÃO

A experiência adquirida desde o lançamento dos primeiros satélites meteorológicos possibilitou o aperfeiçoamento nos diversos estágios necessários à obtenção de fotografias de nuvens.

Neste capítulo procurar-se-á dar uma descrição sucinta da evolução dos satélites meteorológicos e dos seus sensores. Também serão descritos os sistemas de recepção e reprodução dos sinais emitidos pelos referidos satélites.

3.2 GENERALIDADES

Os primeiros satélites meteorológicos armazenavam as fotografias da nebulosidade em fita magnética, apenas transmitindo quando interrogados pelas estações de comando. Os resultados eram analisados pelos serviços de meteorologia dos Estados Unidos (USA) e difundidos em códigos ou em facsímile. Este método foi considerado relativamente moroso e pouco acessível aos países mais distantes.

Com vistas a tornar as fotografias de nebulosidade imediatamente acessíveis a todos os povos, foi criado um sistema automático de

transmissão quase imediata de todas as fotografias que o satélite fosse obtendo. Este método foi denominado APT (Automatic Picture Transmission).

O método APT devido a sua simplicidade permite que os usuários, em qualquer localidade do globo construam suas próprias estações receptoras para captarem os sinais dos satélites quando estes estiverem dentro do horizonte visual.

A era dos satélites meteorológicos foi iniciada com os satēlites da série TIROS (Television and Infra-Red Observation Satellite). O primeiro deles, o TIRO I, foi lançado em 1º de Abril de 1960.

O sistema APT foi introduzido com o satélite TIROS VIII. Entretanto, o sistema sō foi considerado operacional com o aparecimento dos satélites da série TOS (TIROS Operational System). Estes satélites, quando colocados em órbita, passaram a ter denominação ESSA (Environmental Survey Satellite).

Os satélites TOS são do tipo carretilha, ou seja, o satélite rola ao longo da órbita. A foto é batida quando a câmera aponta para o centro da Terra.

A série ESSA foi composta de oito satélites. Os de número par (ESSA 2, 4, 6, 8) eram equipados com o sistema APT. Os de número ímpar (ESSA 1, 3, 5, 7) foram equipados com a modalidade de transmissão por interrogação pela CDA (Command and Data Acquisition).

Mais ou menos na mesma época em que foram introduzidos os satélites ESSA, surgiram os satélites da série NIMBUS para fins de pesquisa de interesse da NASA (National Aeronautics and Space Administration). Esta série também possuía o sistema APT.

O terceiro grupo de satélites usados para fins meteorológicos foram os da série ATS (Applications Technology Satellite). Estes satélites ocupavam órbitas geoestacionárias, ou seja, o satélite fica fixo em relação a Terra. Além da tiragem de fotografias em intervalos de 23 minutos da mesma área geográfica, os ATS eram usados para retransmitirem mosaicos de fotografias de nuvens referentes a grandes áreas geográficas. Estas retransmissões podiam ser recebidas pelas estações APT.

A versão atual e operacional dos satélites geosíncronos são os da série SMS/GOES (Synchronous Meteorological Satellite/Geostationary Operational Environmental Satellite).

Atualmente estão operacionais a uma nova série de satélites denominada ITOS/NOAA (Improved TIROS Operational Satellite/National Oceanic and Atmospheric Administration). Com esta nova série surgiu também um novo sistema de obtenção da fotografia, o APT-SR (SR ou Scanning Radiometer), que será descrito posteriormente.

3.3 OS SATÉLITES DA SÉRIE TIROS

Foi com esta série que se iniciou a era dos satélites meteo

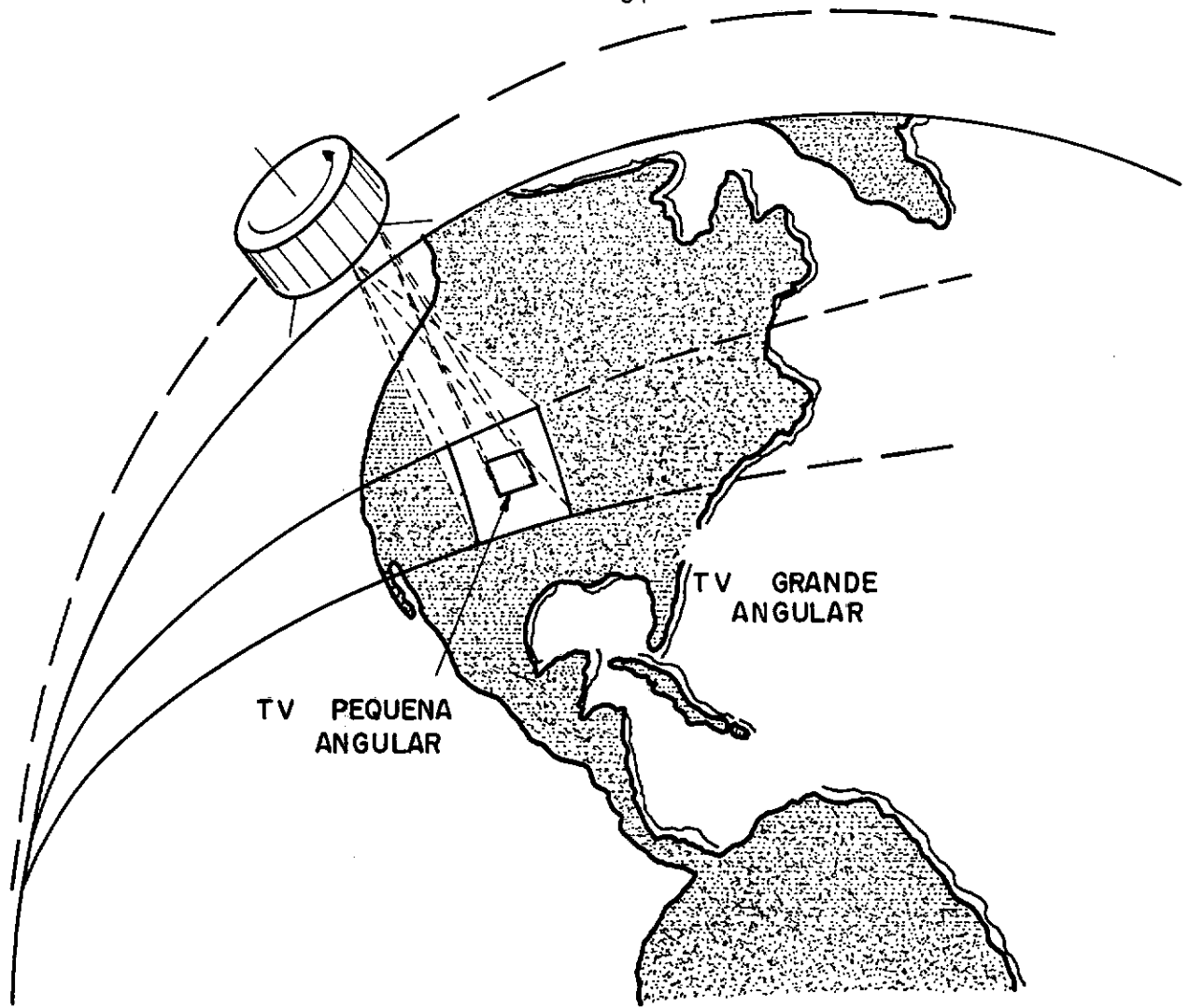


Fig. III.1 - Cobertura relativa das duas câmeras de TV usadas
no TIROS I

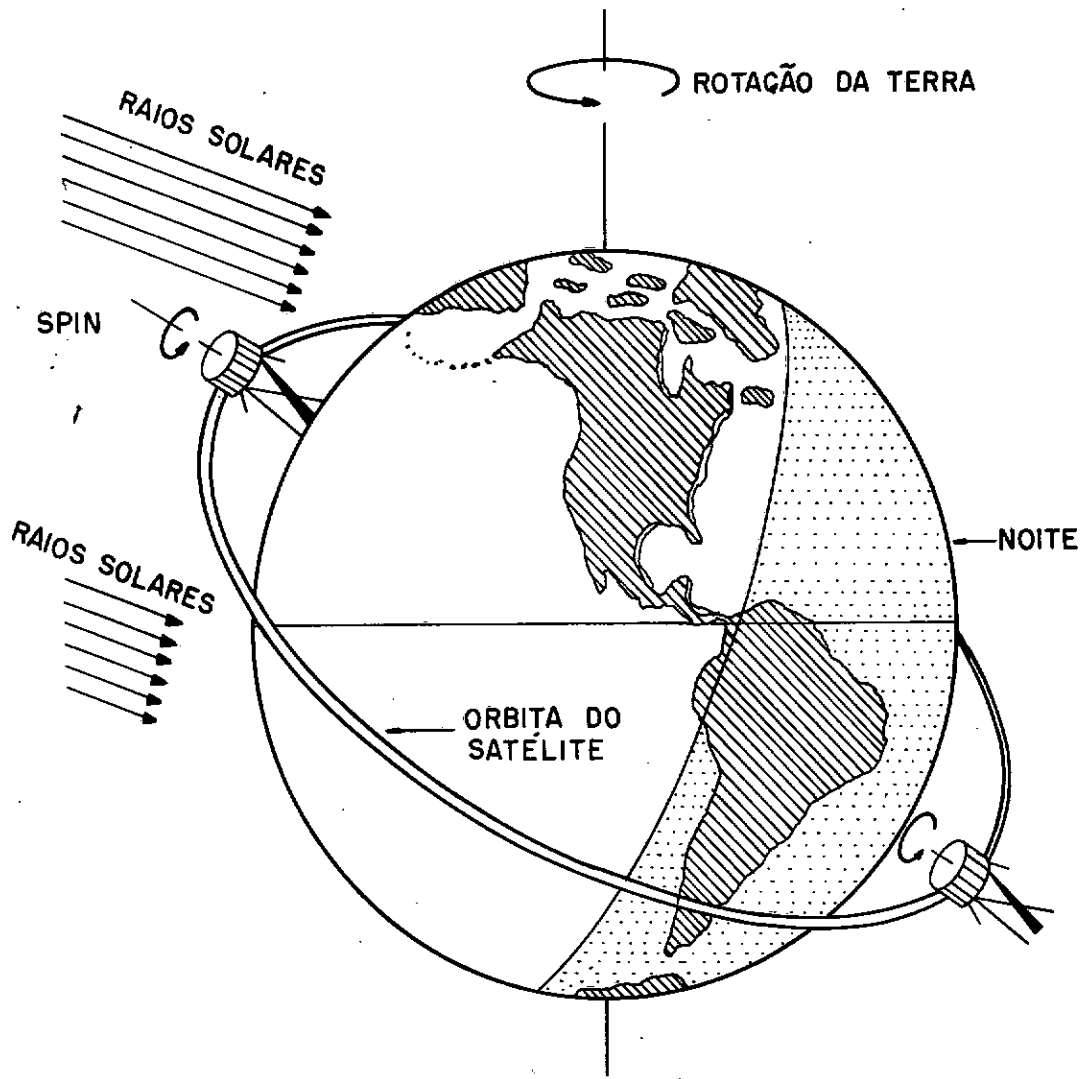


Fig. III.2 - Posições extremas do TIROS I com relação à TERRA durante uma órbita

rológicos. O primeiro deles, o TIROS I foi posto em órbita em 19 de Abril de 1960; o TIROS II em 23 de Novembro de 1960 e o TIROS III em 12 de Julho de 1961. De um satélite para o outro, pequenos aperfeiçoamentos eram introduzidos. Portanto, será utilizado o caso do TIROS III para dar uma descrição de seus principais instrumentos.

Todos os satélites TIROS tinham a mesma aparência, o da forma de uma "caixa de chapéu" com 107cm de diâmetro e 48cm de altura formando um polígono de 18 lados. Estes lados eram cobertos por células solares. O peso total oscilava em torno de 130Kg.

O TIROS III foi colocado em órbita aproximadamente circular a uma altura média de 760Km. O período de revolução em torno da Terra era de 100 minutos de modo que o satélite dava aproximadamente 14,5 voltas a cada 24 horas. O plano da órbita estava inclinado de 48° sobre o equador.

O TIROS III possuía duas câmeras de televisão (redundantes) tipo grande angular projetadas para fotografar a cobertura de nuvens sob condições de iluminação solar. Estas câmeras (da altura de 760Km) quando apontadas para o centro da terra viam áreas de aproximadamente 1200Km por 1200Km.

Nos satélites TIROS I e II ao invés de se usar duas câmeras do tipo grande angular eram usadas, uma grande angular e uma pequena angular. A câmera pequena angular via área de 120Km x 120Km com uma resolução da ordem de 0,3 a 0,8Km.

A decisão de usar duas câmeras de um mesmo tipo no TIROS III veio da necessidade de haver redundância, ou, câmera de reserva, no caso de falha de uma delas. Além do mais os sistemas de nuvens meteorologicamente significantes são melhor vistos sob grandes áreas.

PARÂMETROS DAS CÂMERAS

ESPECIFICAÇÃO	GRANDE ANGULAR	PEQUENA ANGULAR
Campo de visada	104°	13°
Área coberta	1200Km x 1200Km	120Km x 120Km
Abertura	+ 1.5	+ 1.8
Velocidade do obturador	1,5 ms	1,5 ms
Linhas/imagem	500	500
Resolução	2,3 - 3Km	0,3 - 0,8Km

3.4 OS SATÉLITES DA SÉRIE NIMBUS

NIMBUS é o nome da segunda série de satélites meteorológicos. Nesta série foram feitos diversos aperfeiçoamentos que a experiência com a sua predecessora indicou conveniente.

Os satélites TIROS, além da dificuldade de interpretação de seus dados, possuíam severas limitações. Por causa das características do sistema de estabilização, suas câmeras podiam fotografar a Terra não mais que 20 por cento do tempo de cada órbita. Por causa da inclinação do plano

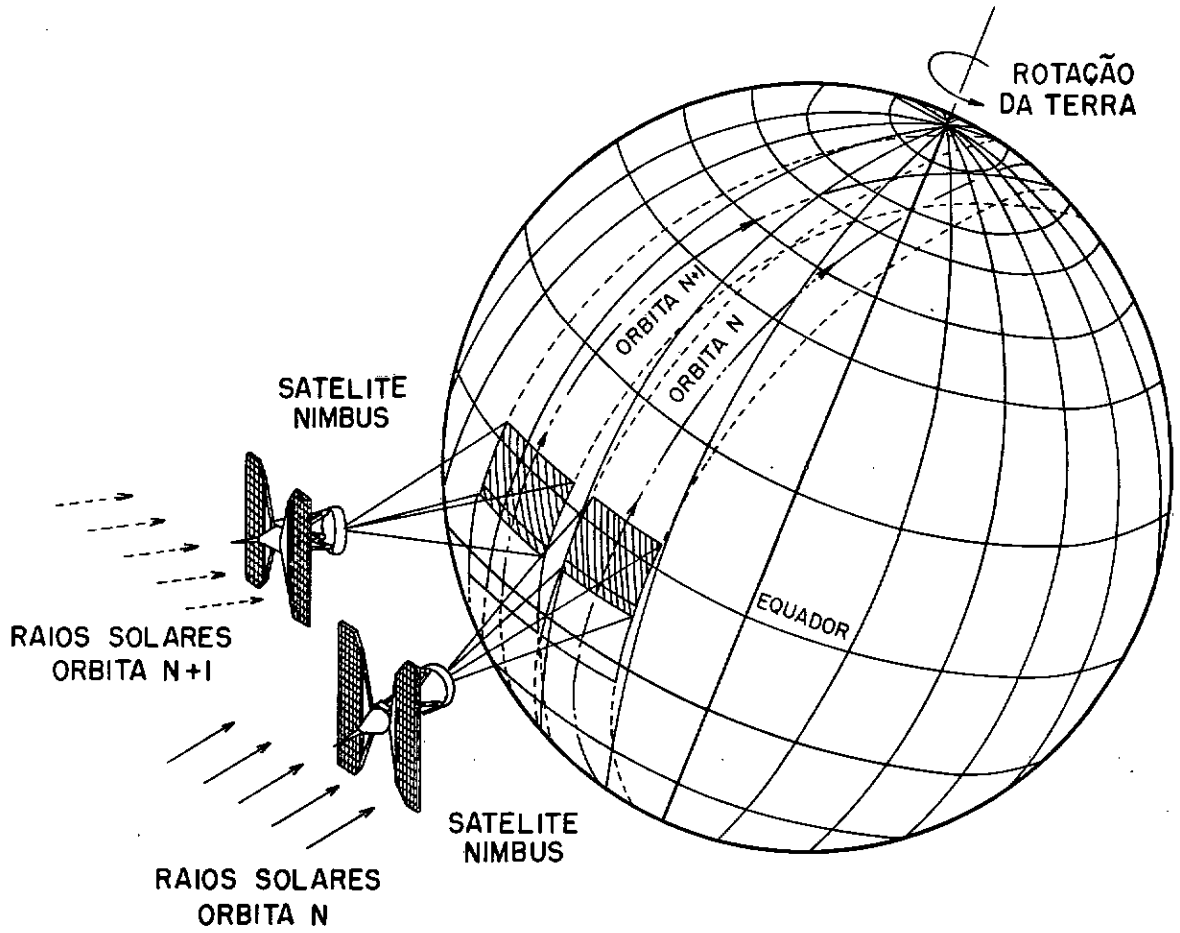


Fig. III.3 - Cobertura relativa das fotos APT
dos satélites da série NIMBUS

orbital ele podia tomar fotos somente de áreas situadas entre os extremos norte-sul da órbita, deixando o resto do globo não observado.

A família NIMBUS não tinha estas limitações. A sua principal característica era o fato de ser um satélite estabilizado nos três eixos. Suas câmeras e outros sensores atmosféricos eram mantidos sempre voltados para a superfície terrestre. Outra evolução importante foi a órbita polar. Isto permite ao satélite ver inclusive as áreas polares que são em grande parte onde nascem os grandes sistemas de tempo.

3.5 OS SATÉLITES DA SÉRIE ESSA

Os satélites desta série surgiram mais ou menos na mesma época que os da série NIMBUS.

Estes satélites eram colocados em órbitas polares inclinadas de 100° com relação ao plano equatorial, e a uma altura de 1400Km aproximadamente. Estes parâmetros fazem com que a órbita do satélite seja síncrona com o sol, ou seja, o satélite passa sobre uma dada área sempre na mesma hora local.

A aparência dos satélites ESSA ou TOS é a mesma dos da série TIROS. A diferença reside principalmente no sistema de estabilização. Os ESSA's são do tipo carretilha, ou seja, o satélite rola ao longo da órbita. A foto é tomada no instante em que a câmera aponta para o centro da Terra.

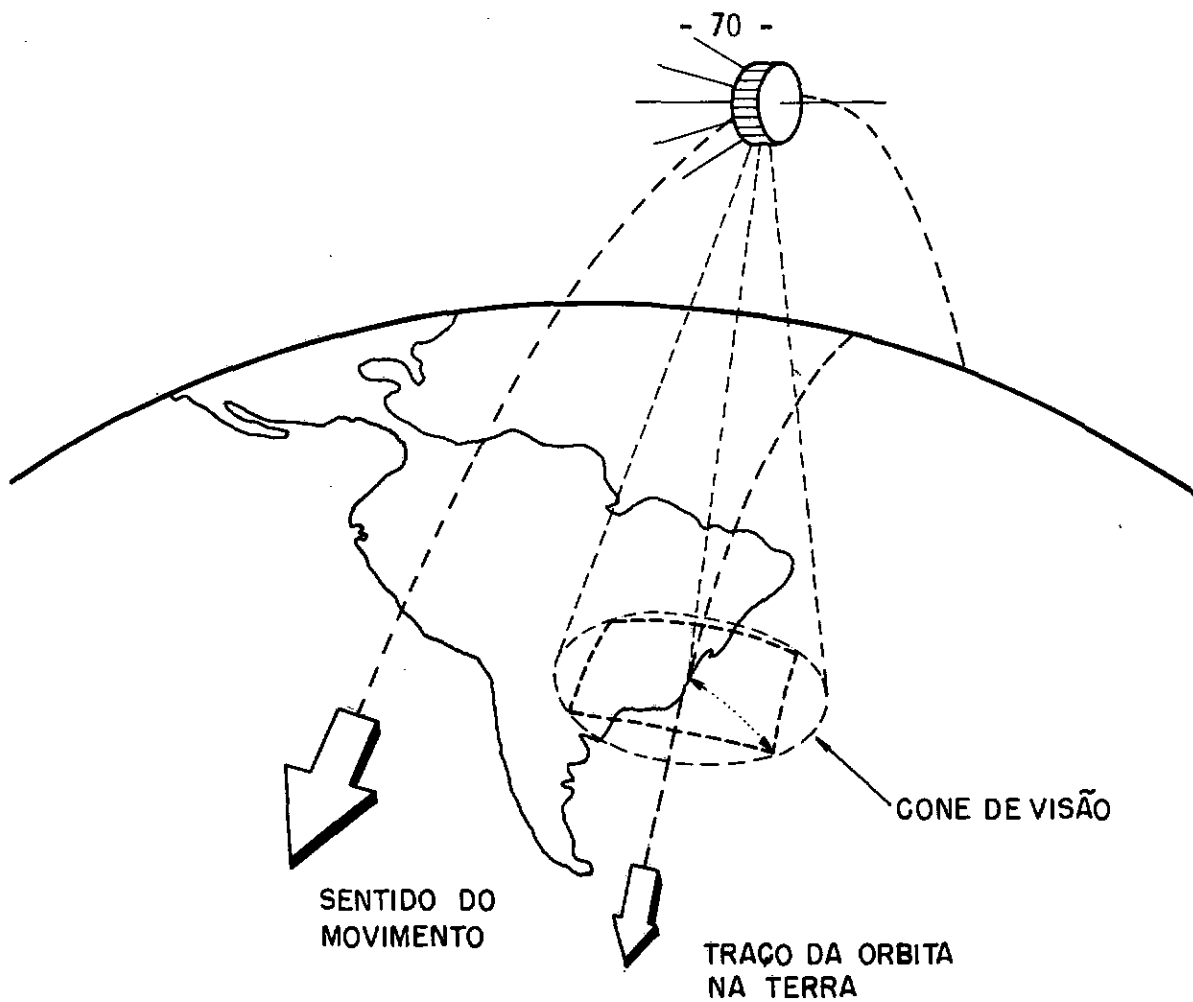


Fig. III.4 - Esquema de funcionamento da câmera TV dos satélites da série ESSA

Cada fotografia tem a forma de um quadrado que na Terra possui 3200Km de lado. As fotos sucessivas obtidas durante uma passagem se sobrepõem em um terço da área total.

3.6 OS SATÉLITES DA SÉRIE ITOS

Esta série teve duas fases. Os primeiros ITOS A, B, C, tinham como sensores primários uma câmera de TV e um radiômetro de varredura com dois canais. Estes satélites eram estabilizados nos três eixos.

A segunda fase é constituída pelos ITOS - VERSÃO MODIFICADA. A principal modificação foi a eliminação das câmeras de TV e adição de novos sensores como o VHRR (Very High Resolution Radiometer) e o VTPR (Vertical Temperature Profile Radiometer).

Atualmente existem dois satélites deste tipo em órbita, os ITOS E e F (que passaram a ser denominados de NOAA-3 e NOAA-4).

3.7 CARACTERÍSTICAS DO SISTEMA APT

A câmera que está a bordo do satélite é constituída por um vidicon que armazena eletrostaticamente a imagem exposta. O tempo de exposição é de 40 milésimos de segundo e a leitura é feita nos 200 segundos seguintes.

A imagem obtida pelo vidicon é convertida em um sinal elétrico pela varredura da tela por meio de um feixe eletrônico. O sinal assim ob

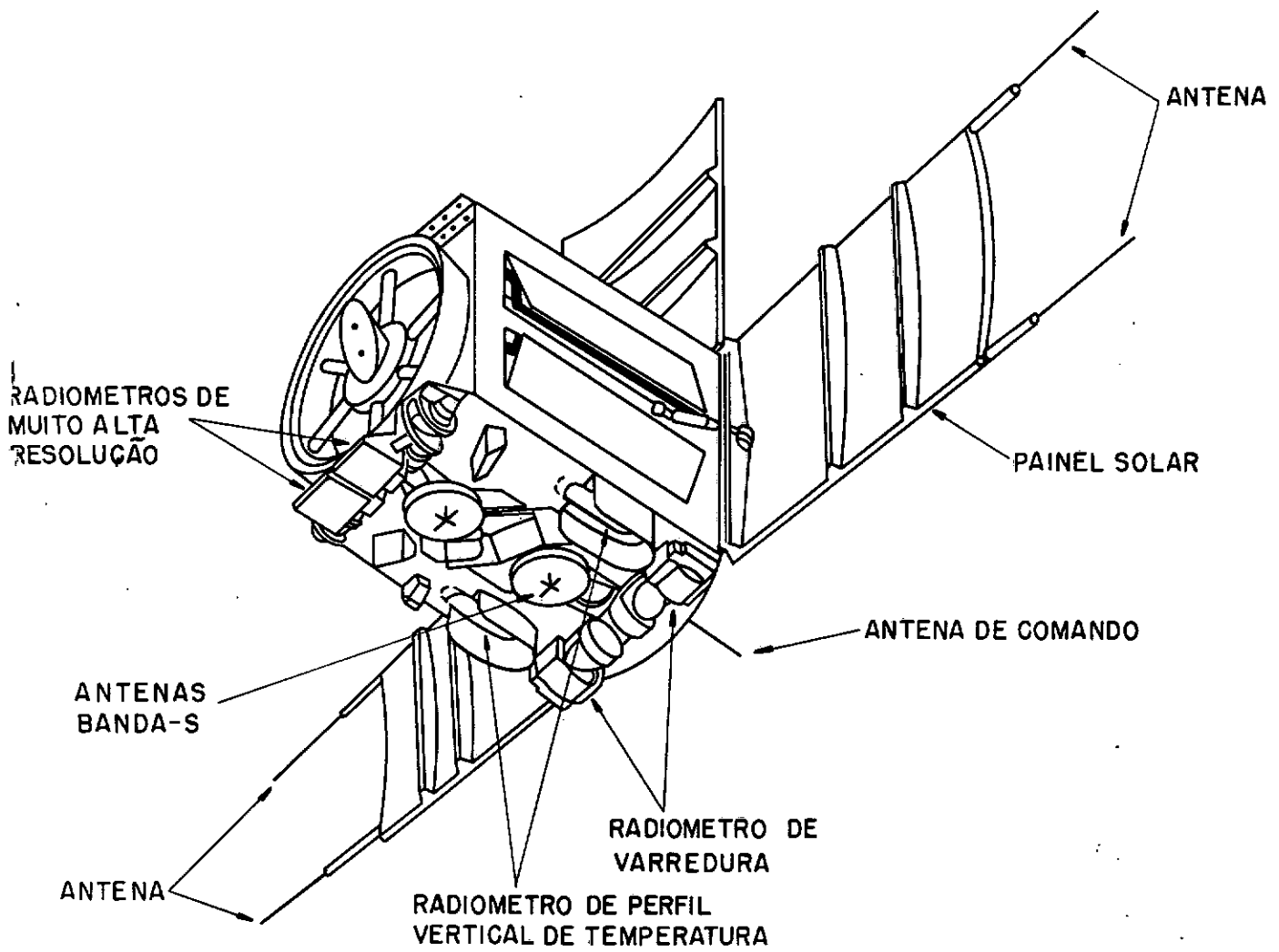


Fig. III.5 - Vista externa dos satélites ITOS modificados (NOAA)..

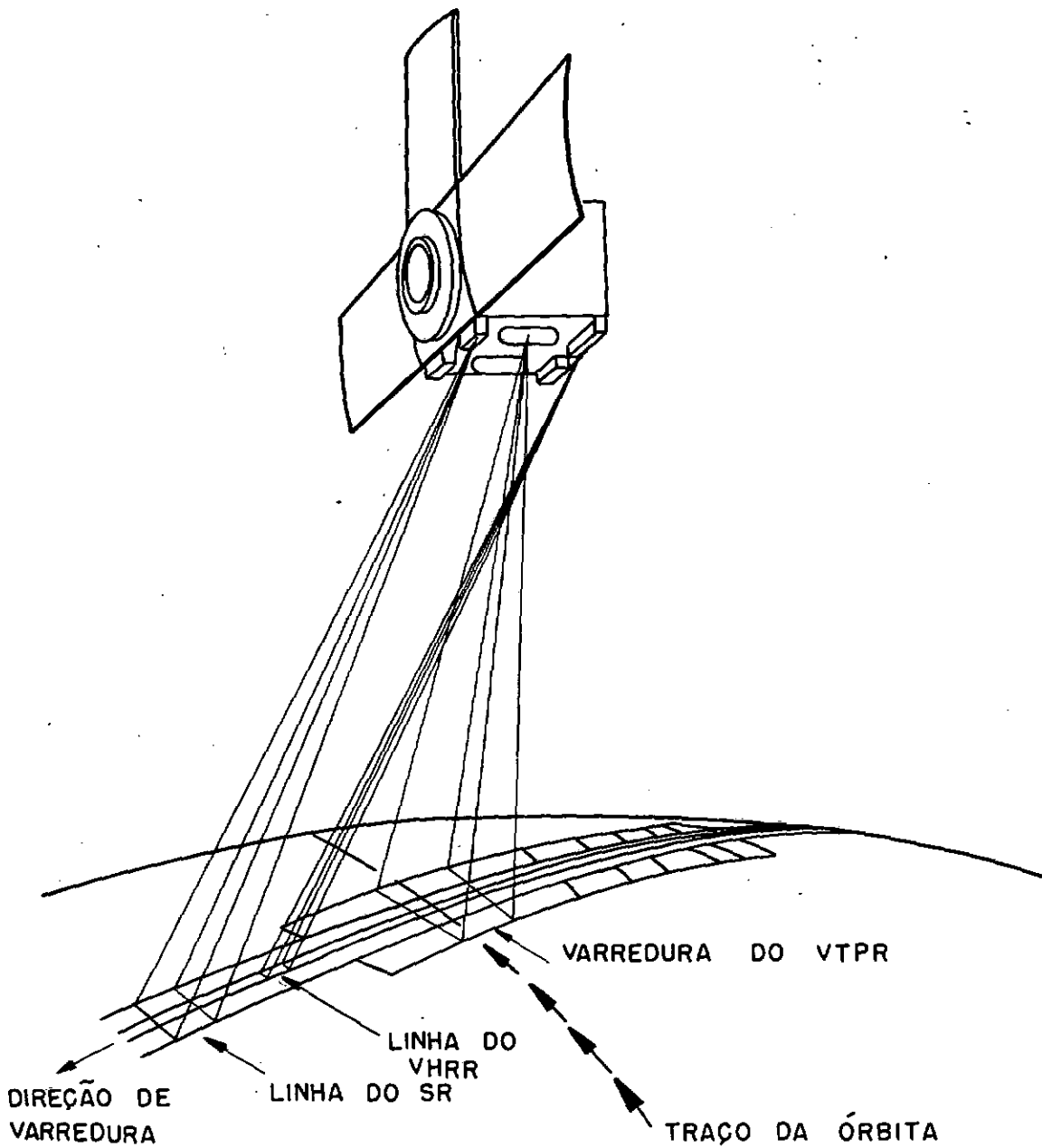


Fig. III.6 - Versão modificada do satélite ITOS (NOAA) mostrando o campo visto pelos sensores

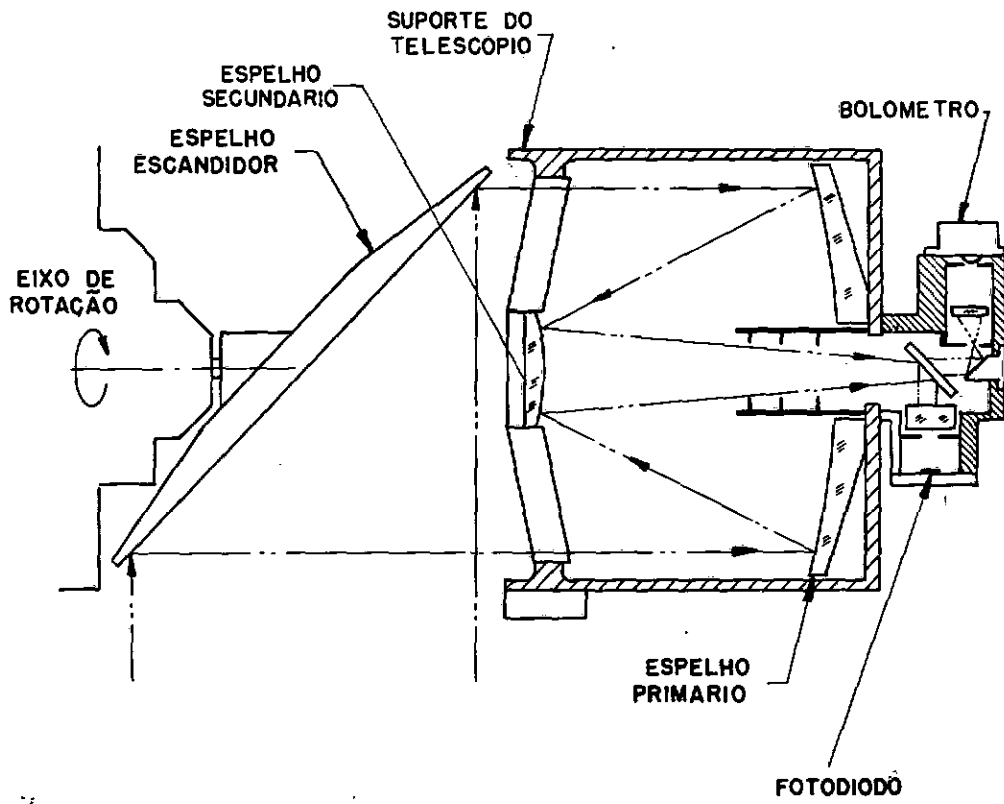


Fig. III.7 - Esquema ótico do radiômetro de varredura

tido modula em AM uma subportadora de 2400 Hz o qual por seu lado modula em FM a portadora da banda de VHF (136 MHz). A transmissão para a Terra é feita por um transmissor cuja potência é de 5 Watt. O sinal recebido pela antena da estação passa pelo receptor e a imagem é reconstituída diretamente em um facsimile ou em outro aparelho equivalente.

3.8 SISTEMA APT-SR (SCANNING RADIOMETER)

A partir de 1972 os usuários APT passaram a contar com informações de cobertura de nuvens duas vezes por dia. O sistema que permitiu isto, foi o denominado APT-SR. APT, porque utiliza o mesmo transmissor APT e a transmissão continua sendo em tempo real; SR porque o sistema de geração da imagem é feita por Radiômetro de Varredura.

O sistema SR possui dois sensores: um sensível ao espectro visível e outro sensível a radiação térmica da Terra (infra-vermelho).

Conforme já foi visto anteriormente, no sistema APT a imagem completa é transformada por um tubo vidicon em uma imagem de potencial eletrostático e em seguida explorada linha por linha. Entretanto, no sistema APT-SR, o radiômetro explora direta e ortogonalmente a órbita, a região em questão que é uma linha da imagem. O radiômetro é dotado de um sistema com espelho rotatório onde o eixo ótico descreve um plano normal ao plano orbital.

As informações obtidas desta maneira são transmitidas diretamente por intermédio do transmissor APT do satélite na banda de 136 - 137 MHz.

Considerando o princípio da tomada de fotos como o da Figura III.8 vê-se que, a altura do satélite, (que por seu lado implica em uma velocidade bem determinada) o ângulo de observação (largura da linha) e a frequência de ocorrência das linhas são parâmetros que não podem ser escolhidos arbitrariamente caso se deseje obter imagens de boa qualidade.

3.9 DIFERENÇAS FUNDAMENTAIS ENTRE O SISTEMA APT E O APT-SR

Antes da transmissão efetiva da imagem no sistema APT, é enviado um sinal de 300 Hz durante 3 segundos. Este tom serve para alertar o operador, avisando que vai ser iniciada a transmissão de uma foto e, em alguns sistemas, para disparar o aparelho que confecciona a imagem. No sistema APT-SR este tom de disparo não existe pois a imagem inicia tão logo o satélite entra no horizonte visual da estação receptora. A imagem final toma a forma de uma faixa composta de linhas consecutivas.

3.10 SISTEMA DE REPRODUÇÃO UTILIZADO NO INPE

A seguir será descrito o método de transformação do sinal elétrico em fotografia utilizado no INPE. Este método difere de todos os outros comumente empregados.

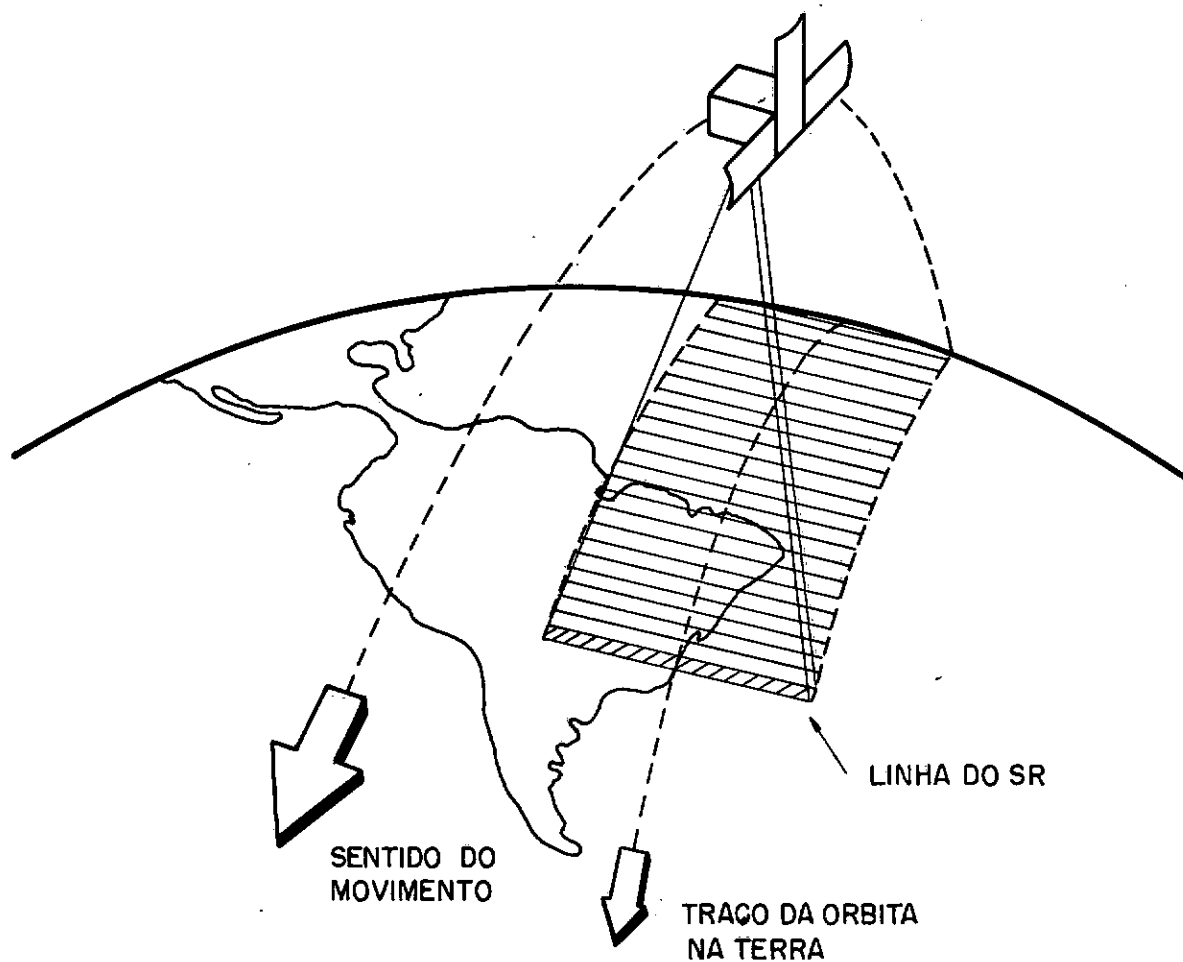


Fig. III.8 - Esquema de funcionamento dos satélites da série ITOS modificados (NOAA)

A subportadora (2400 Hz) modulada pelo sinal de vídeo varre a tela de um osciloscópio que se acha totalmente coberta por uma máscara que possui uma fresta horizontal em seu centro. Uma objetiva focaliza a luz que atravessa a fresta sobre um filme comum de 35mm. Este filme é puxado por um motor síncrono de maneira que a luminosidade presente na fresta impressiona o filme continuamente formando sobre ele linhas contíguas. O conjunto de linhas contíguas constitui a fotografia.

O sistema detecta a amplitude do sinal de vídeo em termos de uma luminosidade correspondente, sem haver necessidade de uma detecção convencional de amplitude anterior nos circuitos de recepção. O processo é representado esquematicamente na Figura III. 9.

A detecção de amplitude mencionada baseia-se no fato de que o brilho da tela é função da velocidade com que o feixe passa por este ponto, mantidos os outros parâmetros constantes. Obtém-se diretamente um diapositivo no filme comum de 35mm. A combinação da detecção de amplitude do sinal de vídeo, com o processo de registro da luminosidade correspondente no filme, dois efeitos não lineares produz um efeito final linear, observadas certas condições.

3.11 FACSIMILE COM PAPEL ELETROLÍTICO

É um dos equipamentos mais usados devido, principalmente, a simplicidade de operação. Possui a desvantagem de fornecer uma foto de qualidade inferior.

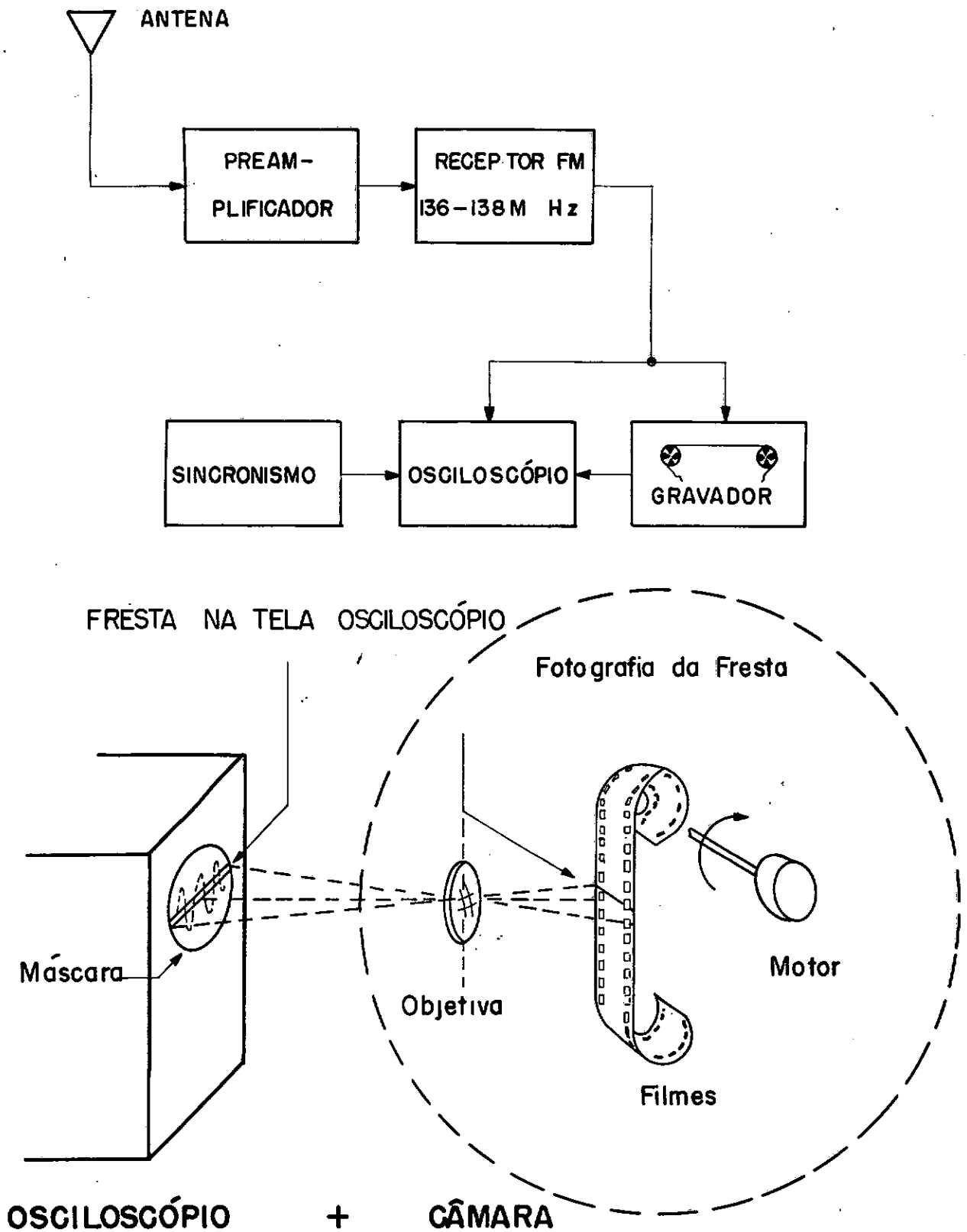


Fig. III.9 - Sistema de recepção e reprodução de sinais APT utilizado no INPE

O aparelho funciona da maneira como segue:

O papel é colocado sobre um cilindro rotatório. O cilindro contém uma hélice metálica (com espira única) que fornece um ponto de contato entre o papel e o cilindro. Girando-se o cilindro e avançando-se o papel consegue-se imprimir linhas sucessivas. O eletrólito escure proporcionalmente a corrente que o atravessa. Estas máquinas podem fornecer até 10 níveis na escala de cinzas. A Figura III.10 mostra esquematicamente o funcionamento deste aparelho.

3.12 SISTEMA DE REPRODUÇÃO COM TUBO DE RAIOS CATÓDICOS

A foto é criada linha por linha na tela do tubo de raios catódicos (de modo similar à televisão convencional). A foto resultante é fotografada sobre um filme Polaroid, o qual fornece a foto processada 15 segundos após o fim da transmissão.

Os geradores de varredura horizontal e vertical provocam o movimento conveniente do feixe de elétrons a 200 segundos para a varredura vertical e a horizontal a uma taxa repetitiva em cada 250 milésimos de segundo. A varredura horizontal é obtida por meio de divisores binários a partir de um oscilador a cristal interno.

Existem circuitos eletrônicos que executam a sincronização inicial.

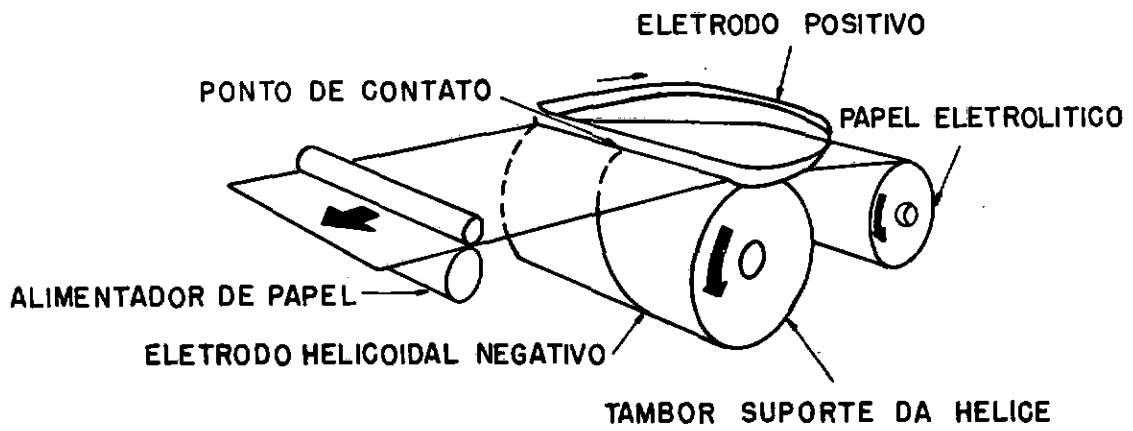


Fig. III.10 - Facsimile com papel eletrolítico

3.13 FACSIMILE COM FILME FOTOSSENSÍVEL

O sinal de vídeo é usado para variar uma fonte de luz, que é usualmente uma válvula a gás energizada no potencial de ionização.

O sinal de vídeo varia o potencial de ionização causando uma variação proporcional na intensidade da luz emitida pela válvula. Esta luz é ópticamente focalizada sobre o filme fotossensível e movimentada lateralmente de forma a dar varredura vertical de 200 segundos. O filme, enrolado sobre um tambor gira a uma velocidade de 240 rpm ou 4 rotações por segundo. Isto implica numa varredura horizontal de quatro linhas por segundo. Após a exposição o filme é removido do tambor e submetido a processos de revelação química.

EVOLUÇÃO DOS SATELITES METEOROLÓGICOS

1960-63 TIROS R&D MISSION	1965-66 TIROS WHEEL	1966-69 APT AVCS	1970-73
<p>TIROS I Television feasibility Infrared experiments Narrow and wide-angle TV</p> <p>TIROS II Magnetic torquing Narrow and wide-angle TV</p> <p>TIROS III Limited operational use U. of Wisconsin radiometer NASA radiometer Wide-angle TV</p> <p>TIROS IV through VI Limited operational use Wide-angle TV</p> <p>TIROS VII Limited operational use Ion temperature probe NASA radiometer Wide-angle TV</p> <p>TIROS VIII First use of APT for real-time TV Wide-angle TV</p>	<p>TIROS IX First wheel-mode spacecraft Near-polar sun-synchronous orbit for daily global observation Forerunner of TIROS Operational System Wide-angle television</p> <p>TIROS X Interim operational satellite Wide-angle television</p> <p>ESSA-1 Operational satellite Wide-angle television</p>	<p>TIROS operational system</p> <p>ESSA 2, 4, 6 and 8 APT spacecraft for real-time global readout</p> <p>ESSA 3, 5, 7 and 9 AVCS spacecraft for daytime global TV observation; remote sensing and storage for U.S. readout</p> <p>S-band transmission from ESSA 7 and 9</p>	<p>Improved TIROS operational system</p> <p>TIROS M and ITOS A, B and C Daytime global APT readout Daytime global AVCS readout Day and night real-time and remote IR and visible scanning radiometer Solar-proton monitor Flat-plate radiometer Earth-stabilized platform with growth capability for future sensors ITOS D, E, F and G Scanning radiometers and very-high resolution radiometers for day and night real-time and remote IR and visible data-global coverage Vertical temperature profile of atmosphere Solar-proton monitor</p>

REFERÊNCIAS

- ALBERT, E.G. - *The Improved TIROS Operational Satellite*. Washington, April 1968, U.S. Department of Commerce.
- VERMILLION, C.H. - *Weather Satellite Picture Receiving Stations*. Washington, 1969 - NASA SP-5080.
- STAMFL, R.A. and STROUD, W.G. - *The Automatic Picture Transmission (APT) TV Camera System for Meteorological Satellites*. Greenbelt, Maryland, April 1963, NASA.
- NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION - *Final Report on the TIROS I Meteorological Satellite System*. NASA TR R-131, 1962.
- CALHEIROS, R.V. - *Um Método de Reprodução de Fotografias de Satélites Meteorológicos*. São José dos Campos, INPE, Fev. 1971 (LAFE-160).
- U.S. DEPARTMENT OF COMMERCE - *APT, Users Guide*. Washington, 1965.

ABREVIACÖES

CDA	-	Control and Data Acquisition
ESSA	-	Environmental Science and Services Administration
	-	Environmental Survey Satellite
NOAA	-	National Oceanic and Atmospheric Administration
TIROS	-	Television and Infrared Observation Satellite
ATS	-	Applications Technology Satellite
TOS	-	TIROS Operational System
APT	-	Automatic Picture Transmission
AVCS	-	Advanced Vidicon Camera Subsystem
SR	-	Scanning Radiometer
VHRR	-	Very High Resolution Radiometer
VTPR	-	Vertical Temperature Profile Radiometer
SMS	-	Synchronous Meteorological Satellite
GOES	-	Geostationary Operational Environmental Satellite

CAPÍTULO IV

PREVISÃO DE ÓRBITA E GRADEAMENTO

4.1 INTRODUÇÃO

A presente publicação foi elaborada, com o objetivo de ser vir como subsídio a operadores de estação APT (Automatic Picture Trans- mission), bem como a todos os interessados em programas de rastreamento de satê- lites meteorológicos e nas informações que podem ser coletadas a partir des- tes instrumentos.

No texto, não foram enfatizados os fundamentos teóricos dos cálculos desenvolvidos, dado o objetivo essencialmente informativo desta.

Esta simplificação, contudo, não priva o leitor de tal emba- samento, uma vez que as referências recomendadas, abordam com minúcias a ma- temática e a física aqui tangenciadas.

4.2 PREVISÃO DE ÓRBITA

Caso uma estação receptora APT deseje obter informações trans- mitidas por certo satélite meteorológico torna-se-lhe necessário o conheci- mento prévio da trajetória de tal satélite, bem como as coordenadas angula- res (azimute: ângulo com o Norte verdadeiro local; elevação: ângulo com o plano horizontal local) necessárias ao direcionamento da antena.

Os requisitos para iniciar este cálculo são as características orbitais do satélite e a sua posição num dado instante.

Estes dados são fornecidos, regularmente, pelos centros de controle do satélite a todos os seus usuários, sob forma de tabelas: os elementos orbitais e os cruzamentos com o plano equatorial.

- "Orbital Elements": contem os principais elementos orbitais, incluindo a variação temporal dos não constantes (Tabela IV.1).
- "Equator Crossings": trazem o instante e a longitude dos diversos cruzamentos com o plano equatorial, de um certo satélite durante um dado intervalo de tempo (Tabela IV.2).

Obs.: estes cruzamentos são designados "Cruzamentos com o Equador".

Tem-se, então, uma posição do satélite meteorológico (um cruzamento escolhido entre os fornecidos nas "Equator Crossings") e a provisão de dados (extraídos das "Orbital Elements") suficiente para se conhecer a localização de todos os pontos visíveis da órbita a rastrear. Denomina-se visível qualquer ponto acima do plano horizontal local, posto que os demais, se rastreados, forneceriam mais ruído que informação, devido a interferência dos sinais do satélite com acidentes geográficos (Figura IV.1).

Restringe-se pois a previsão com dois importantes limites ambos consequência da localização geográfica do observador:

- a faixa de cruzamentos com o equador, cujas órbitas sejam aproveita

ORBITAL ELEMENTS

NASA 51007

NASA GODDARD SPACE FLIGHT CENTER, CODE 512, GREENBELT, MD. 20771

ISSUE DATE: JULY 23, 1975

THE FOLLOWING ARE THE BROUWER MEAN ORBITAL ELEMENTS
 FOR SATELLITE 1974 89A NOAA-4
 COMPUTED AND ISSUED BY THE GODDARD SPACE FLIGHT CENTER.
 EPOCH 75 Y 07 M 17 D AT 00 HOURS 00.00 MIN. UT.

SEMI-MAJOR AXIS	7828.979	KILOMETERS
ECCENTRICITY	.000912	
INCLINATION	101.706	DEGREES
MEAN ANOMALY	141.367	DEGREES
ARGUMENT OF PERIGEE	119.299	DEGREES
MOTION MINUS	1.9307	DEG. PER DAY
R.A. OF ASCEND. NODE	244.343	DEGREES
MOTION PLUS	0.9865	DEG. PER DAY
ANOMALISTIC PERIOD	114.89872	MINUTES
PERIOD DOT PLUS	0.0	MIN. PER DAY
HEIGHT OF PERIGEE	1443.67	KILOMETERS
HEIGHT OF APOGEE	1457.96	KILOMETERS
VELOCITY AT PERIGEE	25711.	KM. PER HR.
VELOCITY AT APOGEE	25664.	KM. PER HR.
GEOC. LAT. OF PERIGEE PLUS	58.640	DEGREES

TABELA - IV.1

EQUATOR CROSSINGS

NASA 51000

NASA GODDARD SPACE FLIGHT CENTER, CODE 512, GREENBELT, MD. 20771

IS CE-DATE: JUNE 29, 1975

EQUATOR CROSSINGS FOR 7408901 750713

DA HRMNSC LONG HEIGHT PASSNR

13 234142-045.30 014594 03009
 14 013642-074.06 014594 03010
 14 033142-102.61 014594 03011
 14 052642-131.56 014594 03012
 14 072142-160.31 014594 03013
 14 091643 170.93 014594 03014
 14 111143 142.18 014594 03015
 14 130643 113.43 014593 03016
 14 150143 084.68 014593 03017
 14 165643 055.93 014593 03018
 14 185143 027.16 014593 03019
 14 204643-001.56 014593 03020
 14 224144-030.31 014592 03021
 15 003644-059.06 014592 03022
 15 023144-087.81 014592 03023
 15 042644-116.56 014592 03024
 15 062144-145.32 014592 03025
 15 081644-174.07 014592 03026
 15 101144 197.13 014591 03027
 15 120644 128.42 014591 03028
 15 140145 099.67 014591 03029
 15 155645 070.92 014591 03030
 15 175145 042.17 014591 03031
 15 194645 013.42 014591 03032
 15 214145-015.32 014591 03033
 15 233645-044.07 014590 03034
 16 013145-072.82 014590 03035
 16 032645-101.57 014590 03036
 16 052146-130.32 014590 03037
 16 071646-159.07 014590 03038
 16 091146 170.17 014590 03039
 16 110646 143.42 014589 03040
 16 130146 114.67 014589 03041
 16 145646 085.92 014589 03042
 16 165146 057.16 014589 03043
 16 184646 028.41 014589 03044
 16 204147-000.33 014589 03045
 16 223647-029.08 014588 03046
 17 003147-057.83 014588 03047
 17 022647-086.58 014588 03048
 17 042147-115.33 014588 03049
 17 061647-144.08 014588 03050
 17 081147-172.83 014588 03051
 17 100647 198.41 014587 03052
 17 120148 129.66 014587 03053

17 135648 100.91 014587 03054
 17 155148 072.16 014587 03055
 17 174648 043.41 014587 03056
 17 194148 014.66 014587 03057
 17 213648-014.09 014586 03058
 17 233148-042.84 014586 03059
 18 012649-071.59 014586 03060
 18 032149-100.34 014586 03061
 18 051649-129.09 014586 03062
 18 071149-157.84 014586 03063
 18 090649 173.40 014585 03064
 18 110149 144.65 014585 03065
 18 125649 115.90 014585 03066
 18 145149 087.15 014585 03067
 18 164650 058.40 014585 03068
 18 184150 029.65 014584 03069
 18 203650 000.90 014584 03070
 18 223150-027.34 014584 03071
 19 002650-056.00 014584 03072
 19 022150-085.35 014584 03073
 19 041650-114.10 014584 03074
 19 061150-142.85 014583 03075
 19 080651-171.60 014583 03076
 19 100151 159.64 014583 03077
 19 115651 130.89 014583 03078
 19 135151 102.14 014583 03079
 19 154651 073.39 014583 03080
 19 174151 044.64 014582 03081
 19 193651 015.89 014582 03082
 19 213151-012.85 014582 03083
 19 232652-041.60 014582 03084
 20 012152-070.35 014582 03085
 20 031652-099.11 014582 03086
 20 051152-127.86 014581 03087
 20 070652-156.61 014581 03088
 20 090152 174.64 014581 03089
 20 105652 145.89 014581 03090
 20 125152 117.13 014581 03091
 20 144653 088.38 014580 03092
 20 164153 059.63 014580 03093
 20 183653 030.88 014580 03094
 20 203153 002.13 014580 03095
 20 222653-026.61 014580 03096
 21 002153-055.36 014580 03097
 21 021653-084.11 014579 03098
 21 041153-112.85 014579 03099
 21 060654-141.62 014579 03100

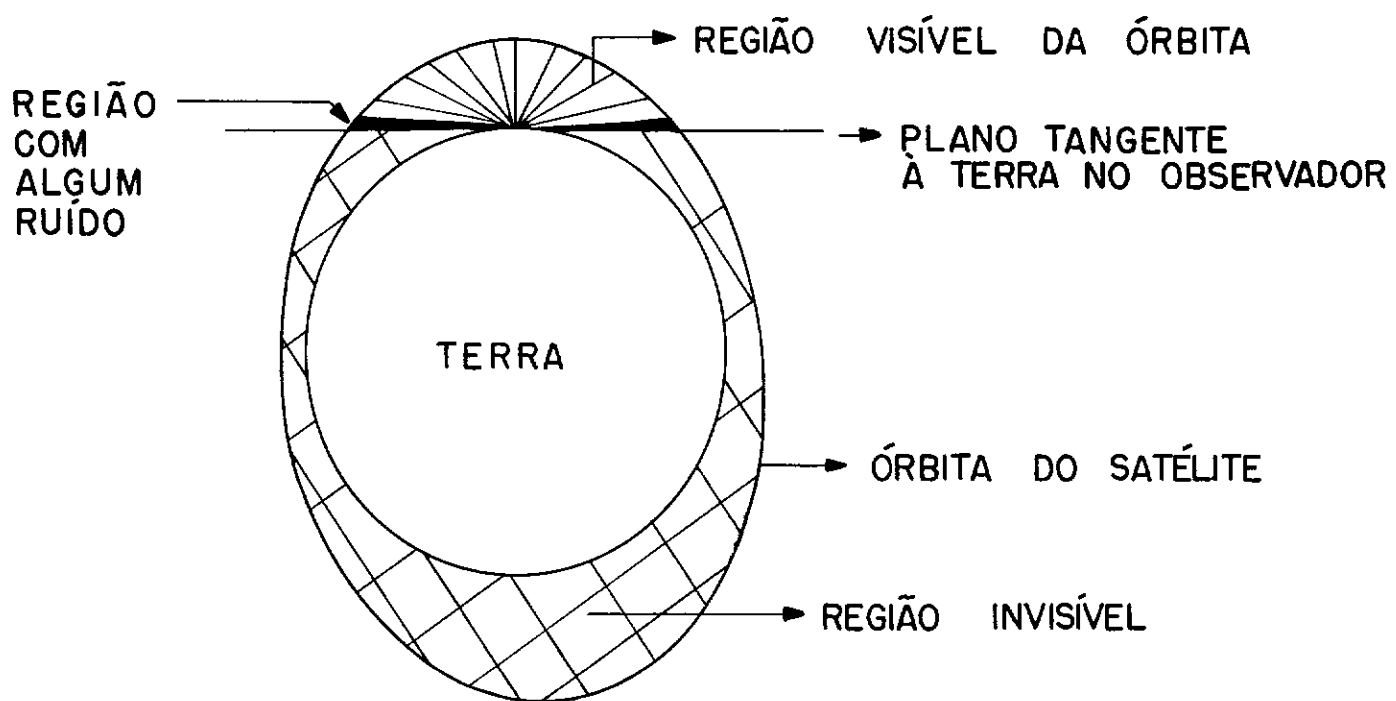


Fig. IV.1-VISIBILIDADE DE UM SATÉLITE

- velmente rastreáveis, ou seja, cujo rastreo da passagem visível forneça fotografias significativas (atualmente usa-se rastrear passagens visíveis por oito minutos ou mais);
- o trecho da órbita cujo rastreo seja com menor ruído, isto é, o trecho da passagem visível que não deva ser sintonizado com baixa elevação da antena (utiliza-se um limitante por volta de 2 graus para início e fim de rastreo).

Sem se ater a qualquer detalhe de cálculo (refs. 1 e 2) segue o procedimento usado para a previsão necessária.

Admitindo a Terra aproximadamente esférica e usando o cruzamento com o equador escolhido mais os dados orbitais conhecidos, posiciona-se o satélite no ponto da órbita quando, pela primeira vez teve elevação nula para a estação dada, recuando-o ou avançando-o em relação ao equador.

Um exemplo ilustrativo deste cálculo seria o caso de uma passagem norte-sul sobre o observador. (Figura IV.2).

No caso, o ângulo PSI - ângulo entre o ponto O (observador) e o ponto EO (ponto da órbita onde o satélite é mirado com elevação nula), pode ser calculado a partir do triângulo C, O, EO que é retângulo de hipotenusa $R + H$ (R: raio da Terra; H: altura do satélite) e cateto adjacente a PSI com valor igual a R.

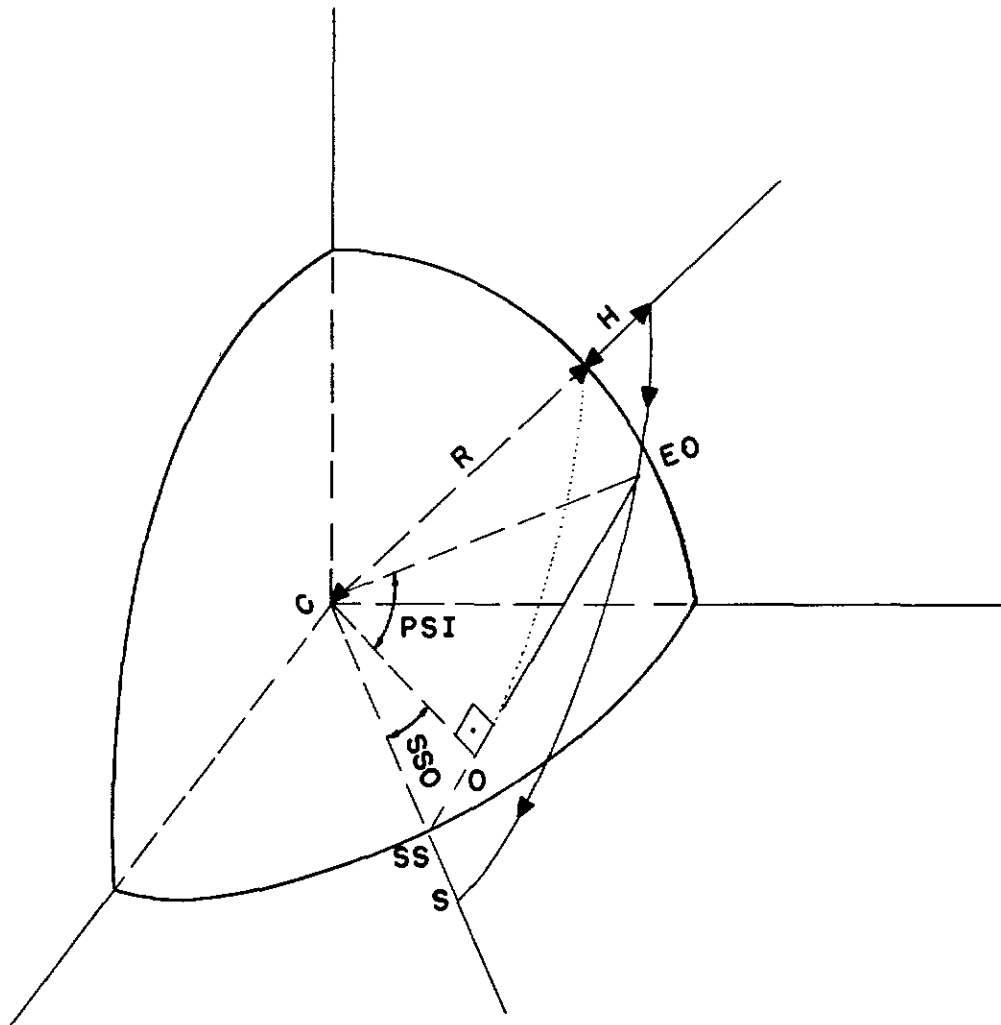


Fig. IV. 2 - PASSAGEM SOBRE O OBSERVADOR

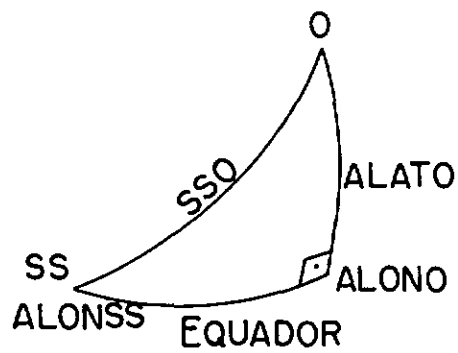


Fig. IV. 3

Logo:

$$\text{PSI} = \text{ARCCOS} (R/(R + H))$$

O arco SSO pode ser calculado por geometria esférica conhecendo-se ALATO (latitude do observador), ALONO (longitude do observador) e ALONSS (longitude do ponto sub-satélite de cruzamento com o equador). O triângulo esférico que possibilita este cálculo é o da Figura IV.3.

A distância angular que se deve recuar o satélite no caso é PSI + SSO e o tempo que o satélite levou para percorrer esta distância é facilmente obtido definindo:

PER: período do satélite

DANG: tempo a retroceder

Órbita aproximadamente circular

$$\frac{\text{PER}}{2\pi} = \frac{\text{TR}}{\text{DANG}}$$

donde: $\text{TR} = \text{DANG} \cdot \text{PER} / 2\pi$

Tem-se calculado então o novo instante inicial, e, por processo idêntico, obtem-se, minuto a minuto, a posição do satélite no espaço (seja num sistema de coordenadas fixas, seja no próprio plano da órbita), bem como a projeção de sua posição na superfície da Terra.

Estes são os elementos necessários ao cálculo de elevação e azimute.

À guiza de ilustração veja-se a Fig. IV.4 com a mesma simbologia da figura anterior e onde AZIM representa o azimute para a antena da estação captar os sinais do satélite, e PN o polo Norte.

No triângulo PN, SS, O tem-se segundo a ref. 4:

$$\begin{aligned} \text{COS}(\text{SSO}) &= \text{COS}(\pi/2 - \text{ALATO}) * \text{COS}(\pi/2 - \text{ALATSS}) + \\ &+ \text{SEN}(\pi/2 - \text{ALATO}) * \text{SEN}(\pi/2 - \text{ALATSS}) * \text{COS}(\text{ALONSS} - \text{ALONO}) \end{aligned}$$

ou

$$\text{COS}(\text{SSO}) = \text{SEN}(\text{ALATO}) * \text{SEN}(\text{ALATSS}) + \text{COS}(\text{ALATO}) * \text{COS}(\text{ALATSS}) * \text{COS}(\text{ALONSS} - \text{ALONO})$$

e

$$\text{SEN}(\text{AZIM}) / \text{SEN}(\pi/2 - \text{ALATSS}) = \text{SEN}(\text{ALONSS} - \text{ALONO}) / \text{SEN}(\text{SSO})$$

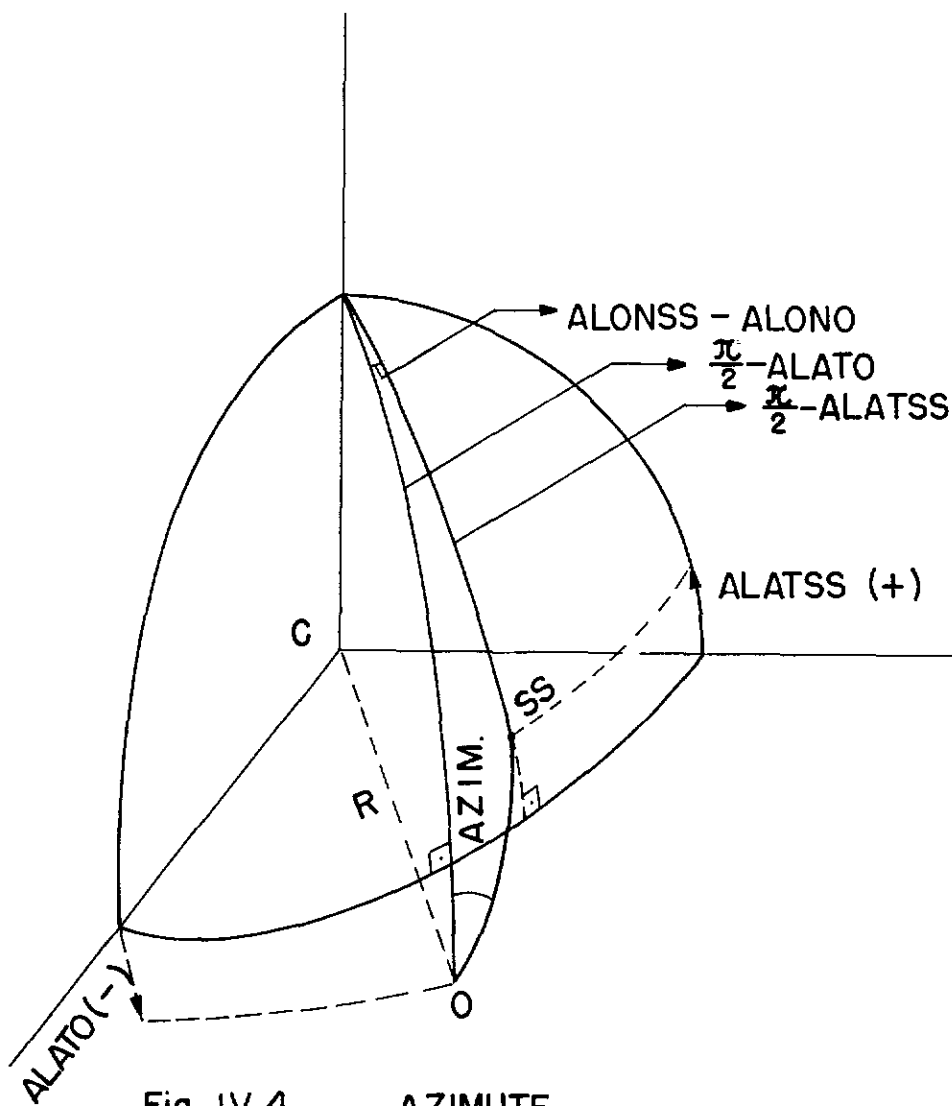


Fig. IV.4 - AZIMUTE

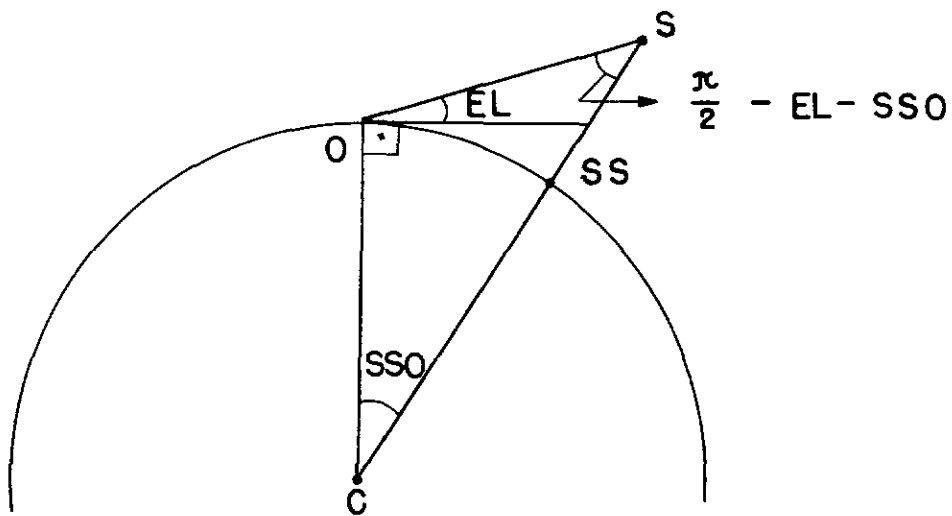


Fig. IV.5-ELEVAÇÃO

donde:

$$AZIM = \text{ARCSEN}((\text{SEN}(\text{ALONSS} - \text{ALONO}) * \text{COS}(\text{ALATSS})) / \text{SEN}(\text{SSO}))$$

que \bar{e} o azimute procurado.

A elevação (EL) \bar{e} calculada a partir do triângulo C, O, S da Figura IV.5.

Pela lei dos senos dos triângulos planos:

$$(R + H) / \text{SEN}(\pi/2 + EL) = R / \text{SEN}(\pi/2 - EL - \text{SSO})$$

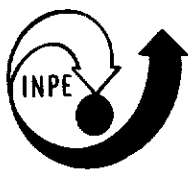
donde:

$$EL = \text{ARCTAN}((\text{COS}(\text{SSO}) - (R / (R + H))) / \text{SEN}(\text{SSO}))$$

que \bar{e} a elevação necessária.

Tendo previsto todo o trecho visível da órbita escolhida, calcula-se novo cruzamento com o equador adicionando-se um período ao instante do cruzamento anterior e recomeça-se o processo.

O cálculo acima, efetuado pelo computador, porquanto envolve certa quantidade de iterações ao se levar em conta a rotação da Terra, a variação dos parâmetros orbitais e a necessidade de cálculo exato dos cruza



INSTITUTO DE PESQUISAS ESPACIAIS

PREVISÃO DE PASSAGEM DE SATÉLITE

SATÉLITE NOAA 4
MÊS JULHO
DATA 4 / 8 / 75

ESTAÇÃO RECEPTORA			CRUZAMENTO COM O EQUADOR		
NOME	LATITUDE (GRAUS)	LONGITUDE (GRAUS)	HORÁRIO (TMG)	LONGITUDE (GRAUS)	ALTURA (KM)
S. J. CAMPOS	-23.2	314.1	12:14:44	306.5	1452.0

HORÁRIO (TMG)			AZIMUTE (GRAUS)	ELEVAÇÃO (GRAUS)	PONTO SUBSATÉLITE		MINUTOS APOS CRUZAMENTO	ANOTAÇÕES
H	MIN	SEG.			LATITUDE (GRAUS)	LONGITUDE (GRAUS)		
12	11		351	3	9.2	309.2	-3	
12	12		348	6	6.1	308.3	-2	
12	13		345	9	3.1	307.4	-1	
12	14	44	341	13	-0.0	306.5	0	
12	15		337	17	-3.1	305.6	1	
12	16		331	21	-6.1	304.7	2	
12	17		323	26	-9.2	303.9	3	
12	18		314	30	-12.3	302.9	4	
12	19	44	302	33	-15.3	302.0	5	
12	20		289	35	-18.4	301.1	6	
12	21		275	35	-21.5	300.1	7	
12	22		261	33	-24.6	299.1	8	
12	23		249	30	-27.7	298.1	9	
12	24	44	240	26	-30.8	297.0	10	
12	25		232	22	-33.9	295.8	11	
12	26		226	17	-37.0	294.6	12	
12	27		221	13	-40.1	293.4	13	
12	28		217	9	-43.2	292.0	14	
12	29	44	214	6	-46.4	290.5	15	
12	30		211	3	-49.5	288.9	16	

TABELA- IV. 3

OBSERVAÇÃO: A DATA SE REFERE AO CRUZAMENTO COM O EQUADOR



INSTITUTO DE PESQUISAS ESPACIAIS

PREVISÃO DE PASSAGEM DE SATÉLITE

SATÉLITE NOAA 4
MÊS JULHO
DATA 2/ 8/75

ESTAÇÃO RECEPTORA			CRUZAMENTO COM O EQUADOR		
NOME	LATITUDE (GRAUS)	LONGITUDE (GRAUS)	HORÁRIO (TMG)	LONGITUDE (GRAUS)	ALTURA (KM)
S. J. CAMPOS	-23.2	314.1	22:52:16	327.1	1450.0

HORÁRIO (TMG)			AZIMUTE (GRAUS)	ELEVAÇÃO (GRAUS)	PONTO SUBSATÉLITE		MINUTOS APOS CRUZAMENTO	ANOTAÇÕES
H	MIN	SEG.			LATITUDE (GRAUS)	LONGITUDE (GRAUS)		
22	37	16	142	3	-46.4	343.2	-15	
22	38		138	6	-43.2	341.7	-14	
22	39		134	9	-40.1	340.3	-13	
22	40		129	12	-37.0	339.0	-12	
22	41		123	15	-33.9	337.8	-11	
22	42	16	116	18	-30.8	336.7	-10	
22	43		108	20	-27.7	335.6	-9	
22	44		98	22	-24.6	334.6	-8	
22	45		88	24	-21.5	333.6	-7	
22	46		78	24	-18.4	332.6	-6	
22	47	16	68	23	-15.4	331.7	-5	
22	48		58	22	-12.3	330.7	-4	
22	49		50	19	-9.2	329.8	-3	
22	50		42	16	-6.1	328.9	-2	
22	51		36	13	-3.1	328.0	-1	
22	52	16	30	10	-0.0	327.1	0	
22	53		26	7	3.1	326.3	1	
22	54		22	4	6.1	325.4	2	
22	55		19	1	9.2	324.5	3	

TABELA - IV. 4

OPD - 108

OBSERVAÇÃO: A DATA SE REFERE AO CRUZAMENTO COM O EQUADOR

mentos seguintes ao dado, tem como saída folhas semelhantes as das Tabelas IV.3 e IV.4.

No primeiro exemplo (Tab.IV.3) observa-se a trajetória e as coordenadas para o seu rastreo, de uma passagem diurna do satélite NOAA-4, visível em São José dos Campos desde as 09:11:44h do dia 4/8/75 até cerca de 09:30:44h do mesmo dia (Horário TMG: 12:11:44h até 12:30:44h). Como se vê nas colunas de AZIMUTE e ELEVAÇÃO a passagem se dá a Oeste da estação; na última coluna observa-se que a passagem é visível de 3 minutos antes até 16 minutos após o cruzamento.

Outro aspecto a destacar nas folhas de rastreo são as linhas com tempo múltiplo de 5 minutos após ou -5 minutos antes do cruzamento.

Estas linhas são muito importantes para o gradeamento.

Por ora, convem frizar que elas correspondem a importantes marcas de tempo sobre a fotografia, executadas mediante o fechamento do diafragma, durante um segundo, resultando numa linha não impressionada sobre o papel fotográfico.

O fato do fechamento do diafragma produzir linha (ou faixa) não impressionada deve-se ao processo de obtenção da imagem.

Para os satélites da série NOAA, tal processo, difere do tradicional instantâneo fotográfico (usado na série ESSA); o sensor de um sa

télite NOAA (denominado radiômetro de varredura) transmite seus sinais varrendo a Terra de horizonte a horizonte, produzindo assim, a foto linha por linha. A transmissão é feita, alternadamente, por dois canais: um para linhas do visível, outro para linhas do infravermelho.

Ora, o processo acima descrito, produz uma imagem da região sub-satélite, distorcida, tanto pela curvatura da superfície da Terra, quanto pelo movimento relativo Terra-satélite.

A necessidade da localização correta dos pontos registrados conduz a uma superposição à foto, de um mapeamento sintético da região, processo esse denominado gradeamento.

4.3 GRADEAMENTO

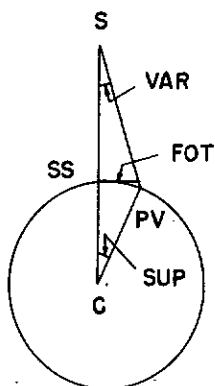
O gradeamento de uma fotografia produz um bom conhecimento das coordenadas de cada ponto registrado.

Para tanto, basta sobrepor à foto, um sistema conveniente de coordenadas terrestres, deformado de acordo com o movimento relativo sensor/superfície.

Este sistema denominado grade, é obtido basicamente pelo processo complementar da previsão de órbita, isto é, enquanto que na previsão o problema se enfoca do ponto de vista da estação de rastreamento, para a grade, o centro de observação passa a ser o próprio satélite. Os itens fundamen

tais no desenvolvimento do processo de cálculo da grade são as relações entre: coordenadas terrestres/segmento de arco varrido sobre a superfície da Terra/ângulo de varredura do radiômetro/escala empregada para a foto.

O esboço abaixo dá uma idéia destes elementos:



S: satélite
SS: ponto sub-satélite
PV: ponto visado
C: centro da Terra
SUP: ângulo sobre a superfície terrestre
VAR: ângulo de varredura do radiômetro
FOT: segmento proporcional ao trecho da foto correspondente a VAR.

O item adicional que conduz o cálculo a um método iterativo é o fato de que nem o ponto S nem o ponto PV são estacionários. O método e as relações anteriores são claramente expostos na ref. 3.

A grade mais conveniente, é naturalmente formada por linhas de latitude e longitude constante (Fig. IV.6) e, opcionalmente, com um mapa da região superposto (Fig. IV.7).

Em ambas as grades o significado das linhas é idêntico.

Linhas Curvas "Horizontais": são linhas de latitude constante, espaçadas de 5° . O valor de sua latitude (escrito sobre a linha) é acrescido da letra S ou N conforme seu hemisfério, ou do sinal negativo para o hemisfério sul.

Э-ААОН
ОИЯУТОИ
°0

NOAA-3
DIURNO
°0

ДИУРНО



162

НОЧНО



161

Projeto MES 2
Gradação APT - S 1
Satélite NOAA-3 B
Altura de 10 min: 126m
Largura da imagem: 93
Longitude cruzamento equador: 162

Projeto MES 2
Gradação APT - S 1
Satélite NOAA-3 B
Altura de 10 min: 126m
Largura da imagem: 93
Longitude cruzamento equador: 161

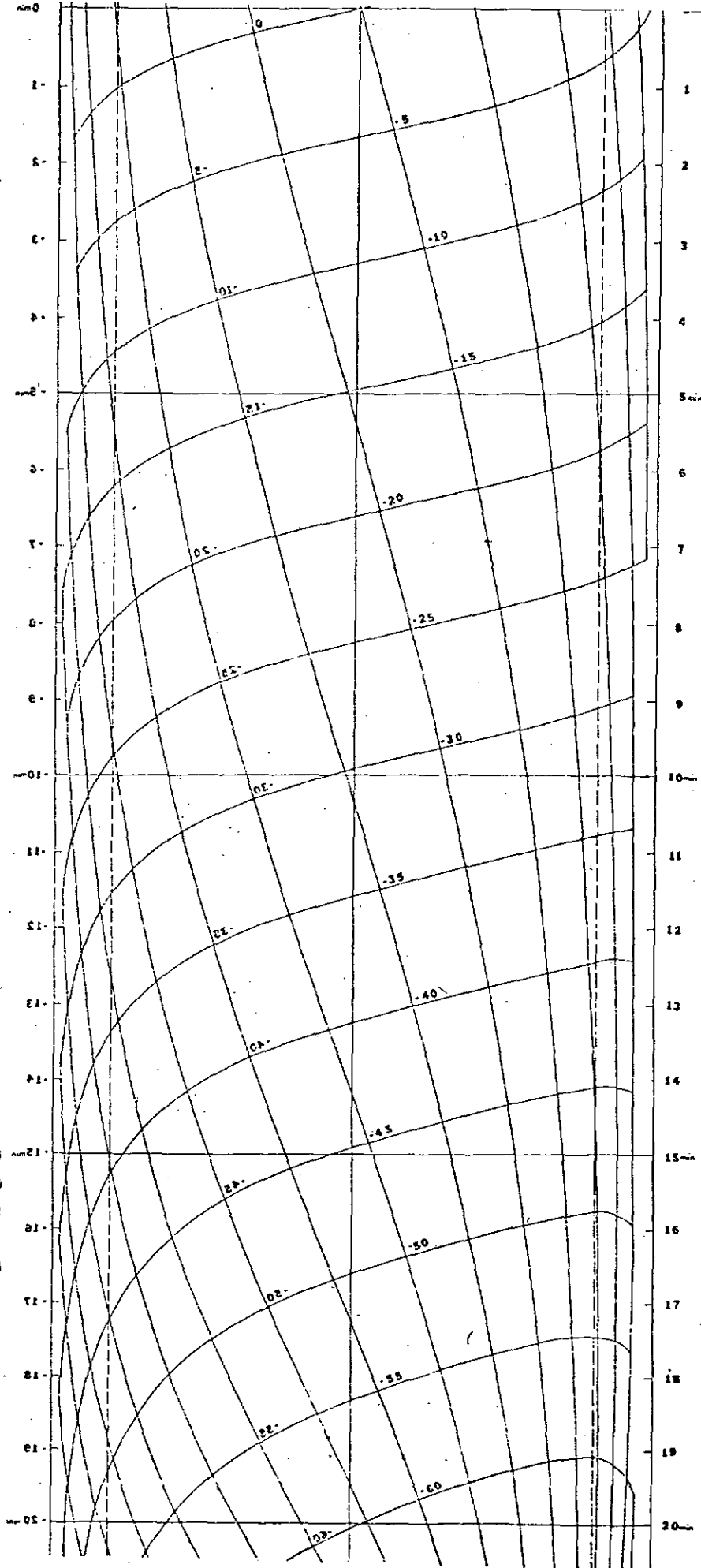
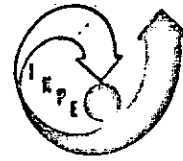


Fig. IV. 6



NOAA-3
DIURNO
45°W

NORTE

SUL

Projeto MESA

Gradeamento APT-SR

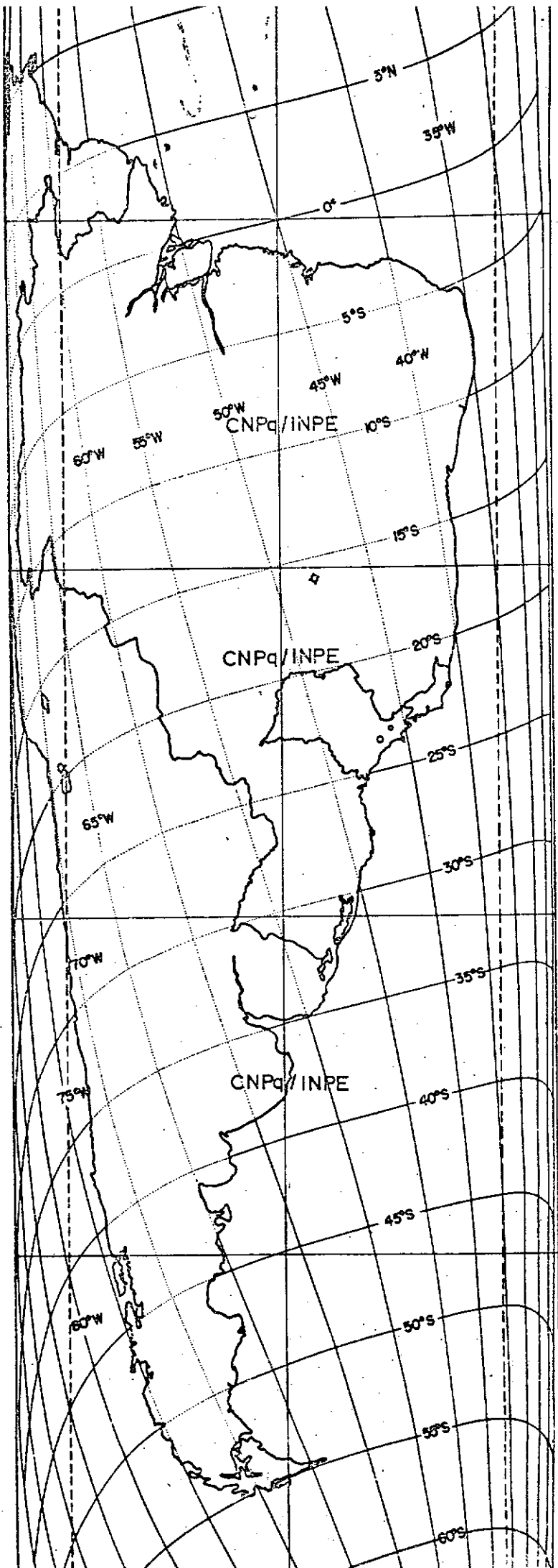
Satélite NOAA-3 DIURNO

Altura de 10 min: 120 mm

Largura da imagem: 99 mm

Longitude de cruzamento equador: 45°W

Fig. - IV. 7



Linhas Curvas "Verticais": são linhas de longitude constante, espaçadas de 5^o. Para as longitudes brasileiras usa-se o sufixo W (oeste) ou o sinal - (menos).

Conhecendo-se, previamente, o valor de uma linha de latitude e uma de longitude, determina-se, automaticamente, o valor das demais, dispondo-se, então, de um dos elementos do gradeamento, de vez que, apenas com estas linhas não se pode superpor grade/foto.

Aqui se friza, novamente a importância das marcas de tempo a intervalos de 5 minutos.

Na grade, estas linhas correspondem às linhas retas horizontais, e indicam a posição do satélite a tempos múltiplos de cinco minutos, antes ou após o cruzamento com o equador. A coincidência das linhas da grade com as correspondentes marcas de tempo da foto, determina a correspondência entre pontos da foto e suas coordenadas geográficas.

As linhas retas verticais externas delimitam a região fotografada pelo satélite, enquanto que as verticais tracejadas limitam a região fotografada sem superposição de imagem.

A linha vertical central denota a projeção da trajetória do satélite sobre a região mapeada.

No letreiro explicativo ao lado da grade, três elementos de

vem ser observados:

os dois primeiros;

- altura de 10 min - que indica, para fins de ampliação do negativo, a distância entre dois traços alternados marcados na foto (donde o parâmetro "10 min") e
- largura da imagem - que indica, regulado o osciloscópio, a largura correta (correspondente à altura de 10 min) da imagem,

devem ser observados durante o processo de obtenção da imagem, enquanto que o terceiro,

- longitude de cruzamento com o equador - que indica a longitude (ou o resto de sua divisão por 5) do cruzamento da linha vertical com o equador e com a reta horizontal de 0 min,

passa a importar a partir do momento em que deseja a superposição grade/foto.

Se se deseja tão somente uma grade de latitudes e longitudes (sem mapa), uma só grade é suficiente, de vez que a Terra, é simétrica em longitudes e a inclinação do satélite é constante seja nas passagens diurnas, seja nas noturnas quando a inclinação é o suplemento da inclinação diurna, bastando no segundo caso, usar a grade transparente do lado oposto.

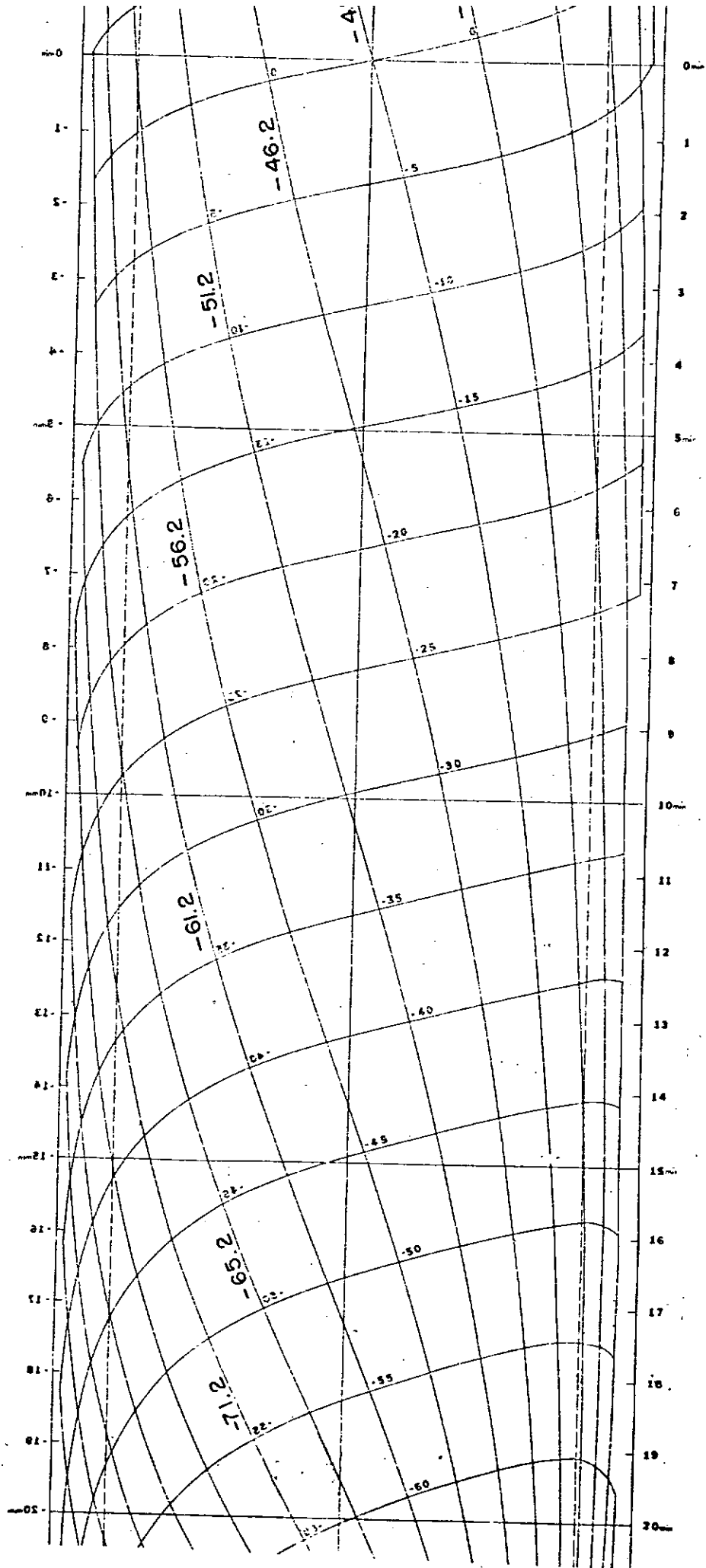


Fig. IV. 8

Neste caso, a linha de longitude principal (aquela que passa pela intersecção do equador com a trajetória do satélite e com a linha de 0 min) teria o valor da longitude de cruzamento conhecida, adicionando-se ou subtraindo-se 5° às demais (Figura IV.8).

Já o caso de um gradeamento mapeado, desfaz toda a singularidade do método anterior, exigindo tanto grades para cada longitude de cruzamento (em se desejando a melhor precisão), como um processo adequado de ajuste entre a grade e a foto.

Ao se usar uma grade, seja com ou sem mapa, convem atentar sempre para a utilidade da exata correspondência entre a grade e a foto. Como se pôde observar, dado um tipo de satélite, a largura da imagem, bem como a altura de 10 min, estão fixadas. Os valores que se dão a esses parâmetros não são arbitrários, mas escolhidos de tal forma, que uma figura sobre a Terra na região sub-satélite, corresponda à mesma figura sobre a grade. Nota-se nitidamente esta correspondência nas grades usadas como ilustração (observe-se, por exemplo, os quatro quadrados ao redor da longitude de cruzamento e a maneira como estes se deformam para as bordas).

A confecção da grade deve ainda poder levar em conta os erros devidos ao apontamento do sensor em torno dos seus três eixos, uma vez que uma foto obtida por um satélite em situação irregular (geometricamente falando) não corresponderá à grade comum.

Das três rotações possíveis, apenas uma - o rolamento: rota

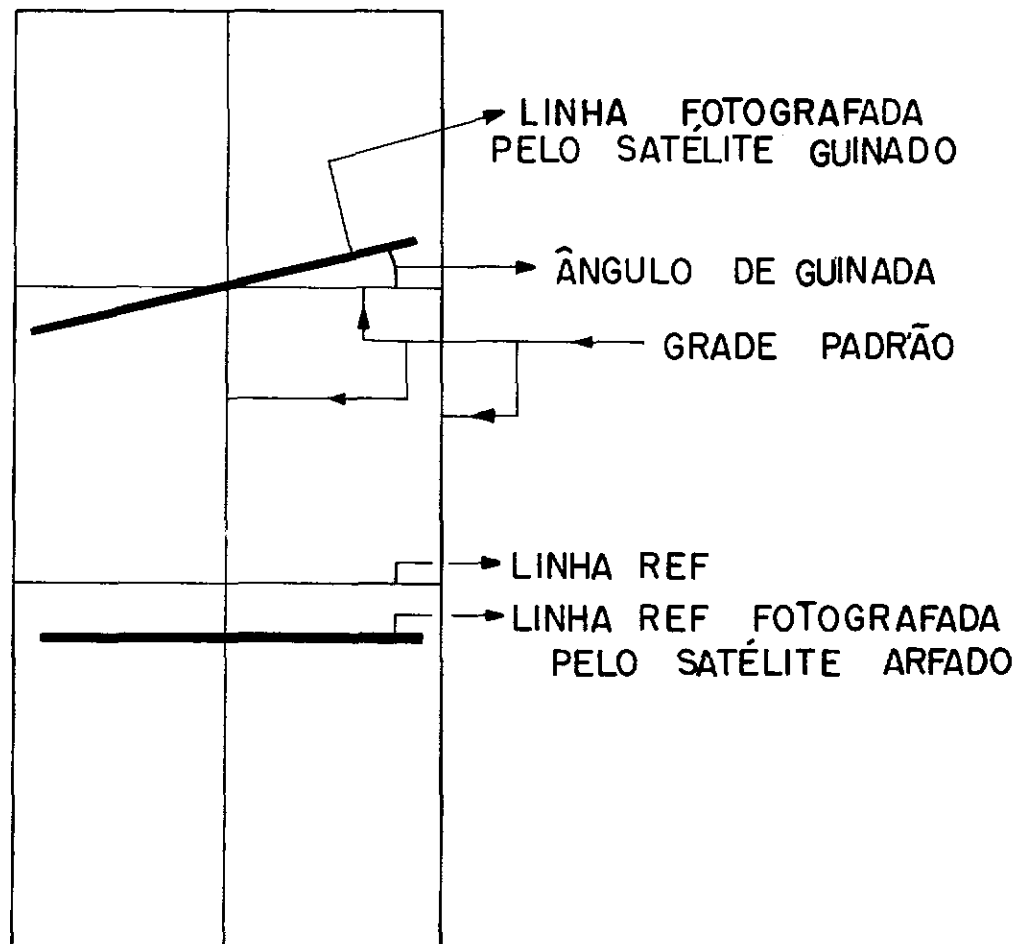


Fig .IV.9 - DISTORÇÕES GIROSCÓPICAS

ção em torno do eixo tangente à trajetória - não produzirá efeitos na interpretação pois este movimento mantém a varredura de horizonte a horizonte perpendicular à linha sub-satélite.

Já a guinada - rotação em torno do eixo que une o satélite ao ponto sub-satélite - produz uma foto cujas horizontais estarão oblíquas em relação às da grade, enquanto que a arfagem - rotação em torno do eixo perpendicular ao plano da órbita - fornece uma imagem cujas horizontais estão paralelas porém adiantadas ou atrasadas, em relação às da grade padrão (Figura IV.9).

Ao se confeccionar uma grade para os casos anômalos acima, basta considerar as condições de contorno adicionais no programa de cálculo.

REFERÊNCIAS

- 1 ZAMLUTTI, C.J. - *Previsão de Passagem para Satélites em Órbitas Elípticas e Circulares sem Perturbações*. São José dos Campos, INPE, 1969 (LAFE-89).
- 2 ZAMLUTTI, C.J. - *Cálculo de Azimute e da Elevação a partir de um Cruzamento com o Equador*. São José dos Campos, INPE, Agosto de 1974(511-RI/217).
- 3 MOURA, A.D. - *Mapeamento de pontos sobre a Terra para imagens obtidas por radiômetro de varredura a bordo de satélites*. São José dos Campos, INPE, Julho de 1975 (697-NTI/021).
- 4 SELBY, S.M. - *Standard Mathematical Tables*. The Chemical Rubber Co., 60th Ed., 1968, pp 192-193.