

78-10181
CR-157371

Available under NASA sponsorship
in the interest of early and wide dis-
semination of Earth Resources Survey
information and without liability
for any use made thereof.

(E78-10181) STUDY OF GEOMETRIC DISTORTIONS N78-31480
OF LANDSAT IMAGES (Instituto de Pesquisas
Espaciais, Sao Jose) 61 p HC A04/MF A01
CSCL 05B Unclas
G3/43 00181

~~RECEIVED BY
NASA STI FACILITY
DATE: 8-17-78
DCAF NO. 502949
PROCESSED BY
 NASA STI FACILITY
 ESA - SDS AIAA~~

9101121314151617181920212223242526272829303132
SEP 1978
RECEIVED
NASA STI FACILITY



CONSELHO NACIONAL DE DESENVOLVIMENTO CIENTIFICO E TECNOLÓGICO

INSTITUTO DE PESQUISAS ESPACIAIS

"Made available under NASA sponsorship
in the interest of early and wide dis-
semination of Earth Resources Survey
Program information and without liability
for any use made thereof."

1. Classificação INPE-COM.10/PE C.D.U.. 528.1:629.783		2 Período	4. Critério de Distribuição: interna <input type="checkbox"/> externa <input checked="" type="checkbox"/>
3. Palavras Chaves (selecionadas pelo autor) <i>Geodesia Espacial</i> <i>Fotogrametria</i>			7. Revisado por <i>José B. de Andrade</i>
5. Relatório nº INPE-1286-PE/140	6. Data Junho, 1978	9. Autorizado por <i>Nuada</i> Nelson de Jesus Parada Diretor	
8 Título e Sub-Título <i>ESTUDO DO IMAGEAMENTO E DISTORÇÕES GEOMÉTRICAS DAS IMAGENS LANDSAT</i>			11. Nº de cópias 15
10. Setor	Código	14. Nº de páginas 60	
12. Autoria <i>Wilson Custódio C. da Silva</i> <i>José Carlos Maia</i> <i>Luís Danilo Damasceno Ferreira</i>		15. Preço	
13. Assinatura Responsável <i>Wilson C. Silva</i>			
16. Sumário/Notas <i>O presente trabalho é um estudo da órbita dos satélites de recursos naturais da série LANDSAT, considerando o semi-eixo maior e o período orbital aproximadamente constantes. Considera-se invariável o intervalo entre duas órbitas. Isto permite a determinação do tempo de recobrimento total da superfície Terrestre bem como a superposição entre faixas como funções da Latitude e da inclinação. Também é feito um estudo das distorções geométricas das imagens MSS devido a: influência da altitude e atitude do satélite; curvatura e rotação Terrestre; refração atmosférica; deslocamento devido ao relevo e projeção cartográfica.</i>			
ORIGINAL PAGE IS OF POOR QUALITY			
17. Observações <i>Trabalho apresentado no I Seminário de Cartografia Temática, realizado em Belo Horizonte, MG, nos dias 12, 13, 14 e 15 de julho de 1978.</i>			

ESTUDO DO IMAGEAMENTO E DISTORÇÕES GEOMÉTRICAS

DAS IMAGENS LANDSAT

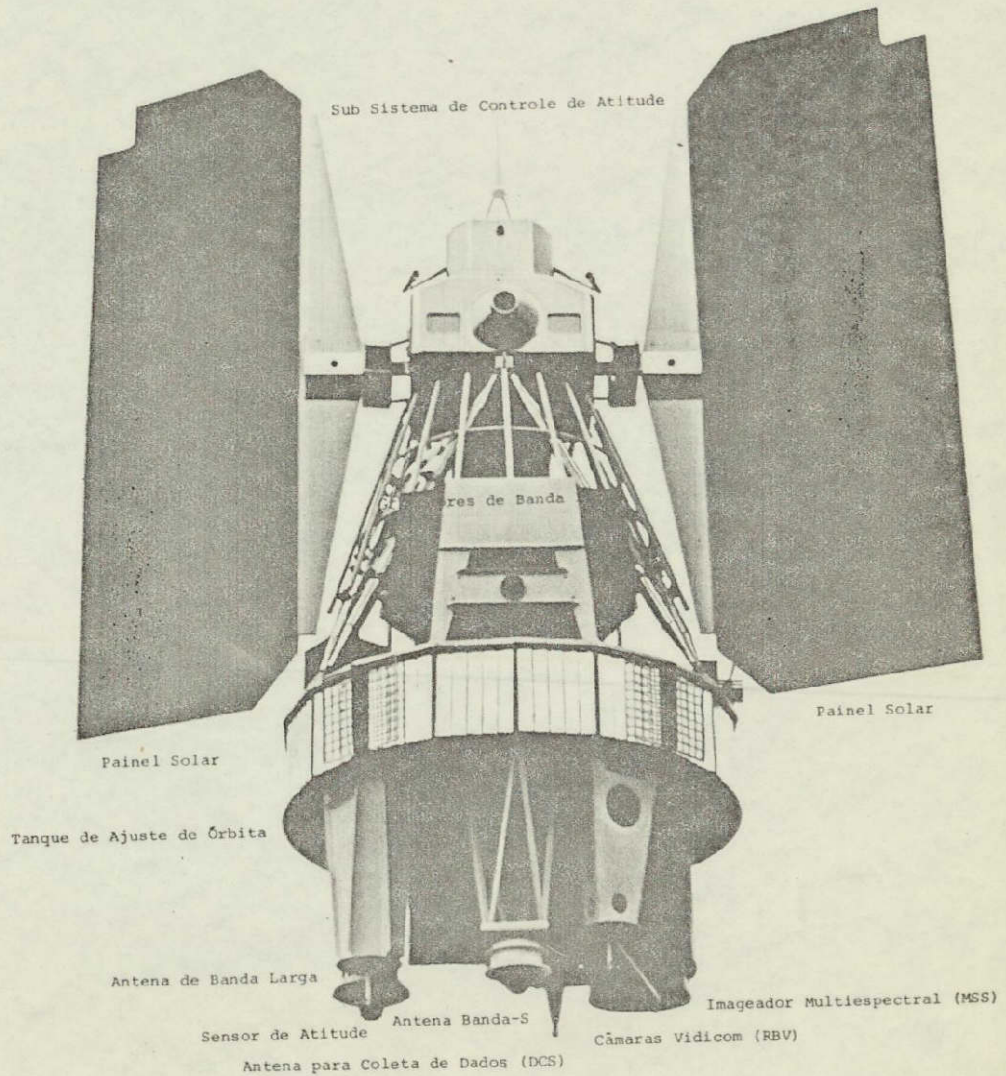
Wilson Custódio Canesin da Silva

Luiz Danilo Damasceno Ferreira

José Carlos Maia

Instituto de Pesquisas Espaciais - INPE

Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico - CNPq



ORIGINAL PAGE IS
OF POOR QUALITY

INDICE

	Pág.
SUMÁRIO	v
ABSTRACT	vi
LISTA DE FIGURAS	vii
CAPÍTULO I - INTRODUÇÃO	1
CAPÍTULO II - ESTUDO DO IMAGEAMENTO POR SATÉLITES	5
2.1. CASO GERAL	5
2.1.1. VELOCIDADE E PERÍODO DO SATÉLITE - (V_S)	5
2.1.2. ARCO EQUATORIAL ENTRE DUAS ÓRBITAS - (A)	6
2.1.3. LARGURA DE FAIXA NA SUPERFÍCIE - (L)	9
2.1.4. NÚMERO DE DIAS PARA RECOBRIMENTO TOTAL (M)	10
2.1.5. RECOBRIMENTO - (R_C)	10
2.1.6. AMPLITUDE DE VARREDURA - (E)	11
2.2. CASO PARTICULAR DO LANDSAT	12
2.2.1. GEOMETRIA DA ÓRBITA	12
2.2.2. GEOMETRIA DA IMAGEM MSS	13
2.2.3. CONDIÇÕES DE PROGRAMAÇÃO	14
2.2.4. ARRASTAMENTO E ROTAÇÃO DA IMAGEM	19
2.2.5. CONCLUSÃO	27
CAPÍTULO III - DISTORÇÕES GEOMÉTRICAS DAS IMAGENS MSS	29
3.1. INFLUÊNCIA DA ALTITUDE DO SATÉLITE	29
3.2. INFLUÊNCIA DA ATITUDE DO SATÉLITE	31
3.2.1. INFLUÊNCIA DE "PITCH" (ϕ)	34
3.2.2. INFLUÊNCIA DE "ROLL" (ω)	36
3.2.3. INFLUÊNCIA DE "YAW" (κ)	36
3.3. INFLUÊNCIA DA ROTAÇÃO DA TERRA	38
3.4. INFLUÊNCIA DA CURVATURA TERRESTRE	42

3.5. INFLUÊNCIA DA REFRAÇÃO ATMOSFÉRICA	45
3.6. DESLOCAMENTO DEVIDO AO RELEVO	47
3.7. DEFORMAÇÃO DEVIDA À PROJEÇÃO CARTOGRÁFICA	49
AGRADECIMENTO	51
BIBLIOGRAFIA	53

ORIGINAL PAGE IS
OF POOR QUALITY

SUMÁRIO

O presente trabalho é um estudo da órbita dos satélites de recursos naturais da série LANDSAT, considerando o semi-eixo maior e o período orbital aproximadamente constantes. Considera-se invariável o intervalo entre duas órbitas. Isto permite a determinação do tempo de recobrimento total da superfície Terrestre bem como a superposição entre faixas como funções da Latitude e da inclinação. Também é feito um estudo das distorções geométricas das imagens MSS devido a: influência da altitude e atitude do satélite; curvatura e rotação Terrestre; refração atmosférica; deslocamento devido ao relevo e projeção cartográfica.

ABSTRACT

This work is a study of the LANDSAT satellites orbit, considering the semi major axis and the orbital period as constant. The interval between two orbits has been considered invariable. This allows the determination of the total time for Earth coverage and the overlap between strips as functions of Latitude and inclination. A study has also been made for Geometric distortions of the MSS images due to factors such as: altitude and attitude of the satellite; Earth curvature and rotation; atmospheric refraction; relief displacement and cartographic projection.

ORIGINAL PAGE IS
OF POOR QUALITY

LISTA DE FIGURAS

	Pág.
FIGURA II.1 - DISTÂNCIA EQUATORIAL ENTRE DUAS ÓRBITAS CONSECUTIVAS (Λ)	6
FIGURA II.2 - DESLOCAMENTO S_p	7
FIGURA II.3 - ÓRBITAS EM DIAS CONSECUTIVOS	8
FIGURA II.4 - LARGURA L NA SUPERFÍCIE	9
FIGURA II.5 - RECOBRIMENTO EM FUNÇÃO DA LATITUDE	10
FIGURA II.6 - AMPLITUDE DE VARREDURA (E)	11
FIGURA II.7 - VARIÇÕES DO RECOBRIMENTO AO LONGO DA ÓRBITA ...	12
FIGURA II.8 - PASSAGENS ADJACENTES E RECOBRIMENTO NO EQUADOR ..	14
FIGURA II.9 - ESQUEMA DO IMAGEADOR MSS	14
FIGURA II.10 - COBERTURA TOTAL ($L > A_p$)	15
FIGURA II.11 - RECOBRIMENTO NO EQUADOR	17
FIGURA II.12 - PADRÃO DE COBERTURA NA SUPERFÍCIE	18
FIGURA II.13 - DISPOSIÇÃO DAS ÓRBITAS NA SUPERFÍCIE EM UM DIA .	18
FIGURA II.14 - DIMENSÕES DA IMAGEM NA SUPERFÍCIE	19
FIGURA II.15 - VELOCIDADE RESULTANTE V	20
FIGURA II.16 - COMPOSIÇÃO DE VELOCIDADES	21
FIGURA II.17 - COMPOSIÇÃO DAS VELOCIDADES DO IMAGEADOR COM A RESULTANTE	22
FIGURA II.18 - LINHAS DE VARREDURA	23
FIGURA II.19 - ROTAÇÃO DA IMAGEM	26
FIGURA II.20 - ROTAÇÃO DO VÉRTICE "p"	26
FIGURA III.1 - SISTEMA DE COORDENADAS RETANGULARES	29
FIGURA III.2 - VARIAÇÃO DA ESCALA EM FUNÇÃO DA ALTITUDE	30
FIGURA III.3 - CORTE LONGITUDINAL DA FIG. III.2	31
FIGURA III.4.a - ERRO NO AZIMUTE DAS LINHAS DE VARREDURA	32

FIGURA III.4.b - ARRASTAMENTO DAS LINHAS DE VARREDURA AO LONGO DO DESLOCAMENTO DO SATÉLITE	32
FIGURA III.4.c - ARRASTAMENTO DAS LINHAS DE VARREDURA PERPENDICULAR AO DESLOCAMENTO DO SATÉLITE	32
FIGURA III.4 - U,V,W - SISTEMA DE COORDENADAS TERRESTRE (U,V, W) PARALELO AO SISTEMA x,y,z	33
FIGURA III.5 - DESLOCAMENTO DEVIDO A "PITCH"	34
FIGURAS 4.a e 4.b - REFERENTES A FIGURA III.4	35
FIGURA III.6 - GIRO EM TORNO DO PONTO NADIR	36
FIGURA III.7 - INFLUENCIA DO MOVIMENTO κ NO PLANO DA IMAGEM ..	37
FIGURA III.8 - DESLOCAMENTO EM FUNÇÃO DA ROTAÇÃO DA TERRA	38
FIGURA III.9 - DESLOCAMENTO DA VARREDURA	40
FIGURA III.10 - INFLUÊNCIA DA CURVATURA TERRESTRE	43
FIGURA III.11 - INFLUÊNCIA DA REFRAÇÃO ATMOSFÉRICA	45
FIGURA III.12 - DESLOCAMENTO DEVIDO AO RELEVO	48
FIGURA III.13 - PROJEÇÃO OBLIQUA DE MERCATOR NO ESPAÇO	49

CAPÍTULO I

INTRODUÇÃO

O estudo de órbitas de satélites artificiais envolve uma série de considerações e, para se fazer uma boa previsão, é preciso levar em conta todas as influências que possam afetar a trajetória. Para satélites a baixas altitudes (≤ 300 km) o efeito de atrito com a atmosfera é bastante significativo. Em certos casos é também considerável a atração luni-solar e o efeito da pressão de radiação solar. Entretanto, a perturbação mais relevante se deve à não esfericidade da Terra, que causa um potencial perturbador chamado de potencial de achatamento. Todos estes fatores contribuem para variações no período orbital, nos semi-eixos da órbita, na excentricidade, etc., i.e.: em todos os elementos orbitais. Como previsão adotar-se-ão neste trabalho, as seguintes posições, sem erros consideráveis:

A órbita é constantemente corrigida, de tal forma que o *semi-eixo maior* se mantenha aproximadamente constante; como consequência, o *período orbital* e o intervalo entre duas órbitas consecutivas também serão constantes.

Os satélites da série LANDSAT, anteriormente denominados ERTS, são colocados em órbita terrestre quase-circular, síncrona com o sol*, a uma altitude de aproximadamente 918 km e, por isso, um período de 103 minutos. A NASA (National Aeronautics Space Administration) é o órgão americano responsável pelo desenvolvimento e lançamento dos satélites das duas séries (ERTS e LANDSAT). As estações americanas de rastreamento, comando e controle de tais satélites, obedecem ao "Goddard Space Flight Center".

* As revoluções do satélite são calculadas de modo que, para cada uma delas, o satélite passa à mesma hora local por uma latitude dada.

Dois sub-sistemas básicos são utilizados para a coleta de imagens:

- * "Return Beam Vidicon" (RBV) - 3 câmaras¹ de TV gerando imagens consecutivas de perspectiva central.
- * "Multispectral Scanner" (MSS) - composto de 4 canais multispectrais² cobrindo, por linhas de varredura, transversais ao deslocamento do satélite, uma faixa de aproximadamente 185 km de largura no terreno.

Ambos os tipos de imagens são radiotransmitidas para estações terrestres de recepção (USA, Brasil³, Canadá, Itália), gravadas em video-tape e transformadas em fotografias (imagens), por instrumentos especiais de reprodução, tanto em forma bruta (quick look), com alguma correção (bulk) ou corrigidas de distorções-geométricas (precision). Cada imagem, após ter sido propriamente corrigida e definida em escala, deverá ser considerada como o produto final para o foto-intérprete; entretanto, somente poderá ser considerada como um fotomapa após ter sido cartograficamente definida num sistema de coordenadas retangulares. Os produtos básicos gerados pelas estações de processamento são:

- * "QUICK LOOK" - Reprodução, em tela ou em filme 70 mm, contendo distorções radiométricas e geométricas. Sua finalidade, principal é a prévia análise da cobertura de nuvens para seleção das imagens a serem definitivamente reproduzidas. São eventualmente utilizadas na confecção de foto-índices.
- * "BULK" - Negativo de 70 mm e ampliações, corrigido de distorções radiométricas e de distorções geométricas grosseiras. É a imagem

¹ No LANDSAT-C, o sensor RBV será composto de somente duas câmaras panorâmicas.

² O LANDSAT-C, contará com um 5º canal na faixa do termal.

³ No Brasil as estações de rastreamento e processamento de imagens são de propriedade do Instituto de Pesquisas Espaciais (INPE), órgão subordinado ao Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico (CNPq).

normalmente utilizada nas interpretações com finalidades temáticas. Escala do filme 70 mm 1:3 369 000.

* "PRECISION" - é o resultado da imagem "bulk" refinada nas correções das distorções pelo processo de retificação analítica.

Do ponto de vista fotogramétrico, as imagens RBV podem ser tratadas analogamente às aerofotos tomados desde grandes alturas de vôo. As imagens MSS, no entanto, apresentam maiores problemas, quanto à definição da sua geometria, uma vez que são afetadas em maior proporção pelos erros devido a atitude do satélite. Estereocompilações (restituições) das imagens são impossíveis, em virtude das limitações impostas pela órbita do satélite; a razão base/altura é extremamente desfavorável; e a ondulação do terreno é muito pequena em relação à altura do sensor. Inexiste, portanto, a possibilidade de formação do modelo estereoscópico. As imagens podem ser manuseadas individualmente ou em forma de mosaicos.

CAPÍTULO IIESTUDO DO IMAGEAMENTO POR SATÉLITES2.1 - CASO GERAL2.1.1 - VELOCIDADE E PERÍODO DO SATÉLITE - (V_S)

A velocidade orbital de um satélite terrestre a uma altura h da superfície da Terra é dada por [9],

$$V_S = \sqrt{GM \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)} \quad (\text{II.1})$$

onde G é a constante gravitacional de Newton, M a massa da Terra a o se mi-eixo maior da órbita e r será tomado igual a a , devido à pequena excentricidade da órbita, isto é, podemos escrever:

$$r = a = R + h \quad (\text{II.2})$$

onde R é o raio médio da Terra.

Assim a expressão (1) fica

$$V_S = \sqrt{\frac{GM}{r}}$$

Tal aproximação não influirá nos cálculos a seguir, uma vez que a velocidade não será usada, mas sim o período de revolução do satélite, dado pela lei de Kepler, $T_S^2 = \left[\frac{(2\pi)^2}{GM} \right] a^3$, ou seja,

$$T_S = \frac{2\pi}{\sqrt{GM}} a^{3/2} \quad (\text{II.3})$$

2.1.2 - ARCO EQUATORIAL ENTRE DUAS ÓRBITAS - (A)

Este arco é determinado por

$$A = V_T \cdot T_S = \frac{2\pi V_T}{\sqrt{GT}} \cdot a^{3/2} \quad (\text{II.4})$$

onde V_T , a velocidade tangencial dos pontos equatoriais, devida à rotação da Terra, é dada por:

$$V_T = \omega_T \cdot R \quad (\text{II.5})$$

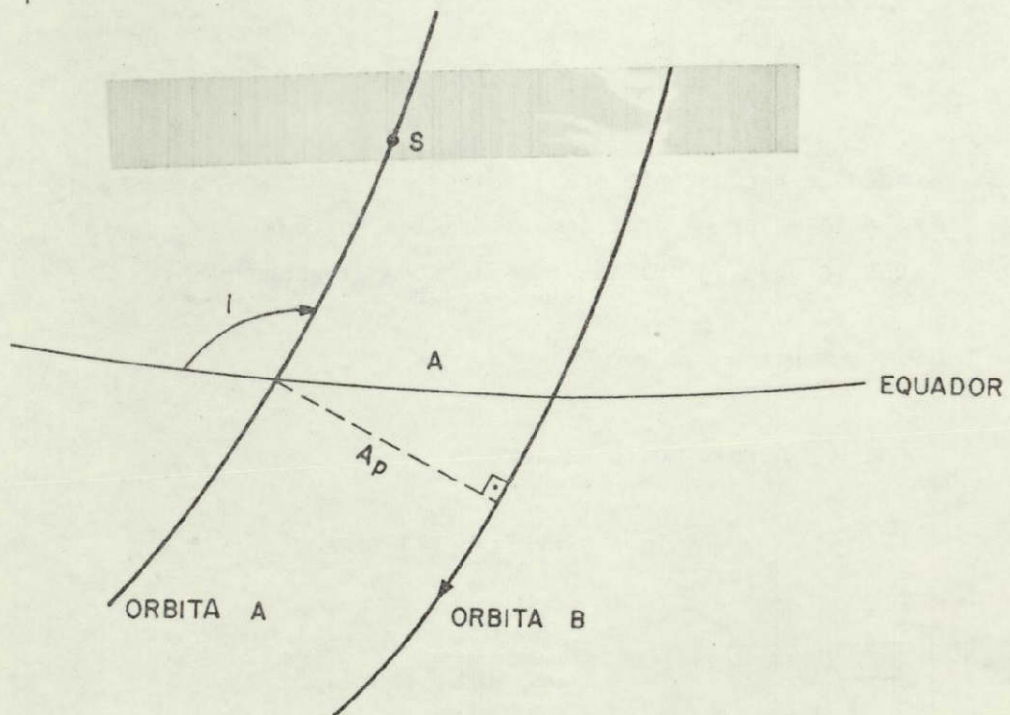


Figura II.1 - Distância Equatorial entre duas órbitas consecutivas (A).

O afastamento no solo, A_p , entre duas passagens consecutivas do satélite, cuja órbita tem inclinação i (Fig. II.1), é dado por

$$A_p = A \sin i = \frac{2\pi V_T}{\sqrt{GT}} \cdot a^{3/2} \cdot \sin i \quad (\text{II.6})$$

O número de arcos A, contidos no equador terrestre é

$$n = \frac{2\pi R}{A} = \frac{2\pi R}{V_T \cdot T_S} = \frac{2\pi R}{\omega_T R \cdot T_S} = \frac{2\pi}{\omega_T T_S} = n_0 + n_f \quad (II.7)$$

sendo n_0 a parte inteira e n_f a parte fracionária de n (por falta ou por excesso, tal que $n_f \leq 0,5$), que causará um deslocamento de faixa s , e que será mostrado abaixo.

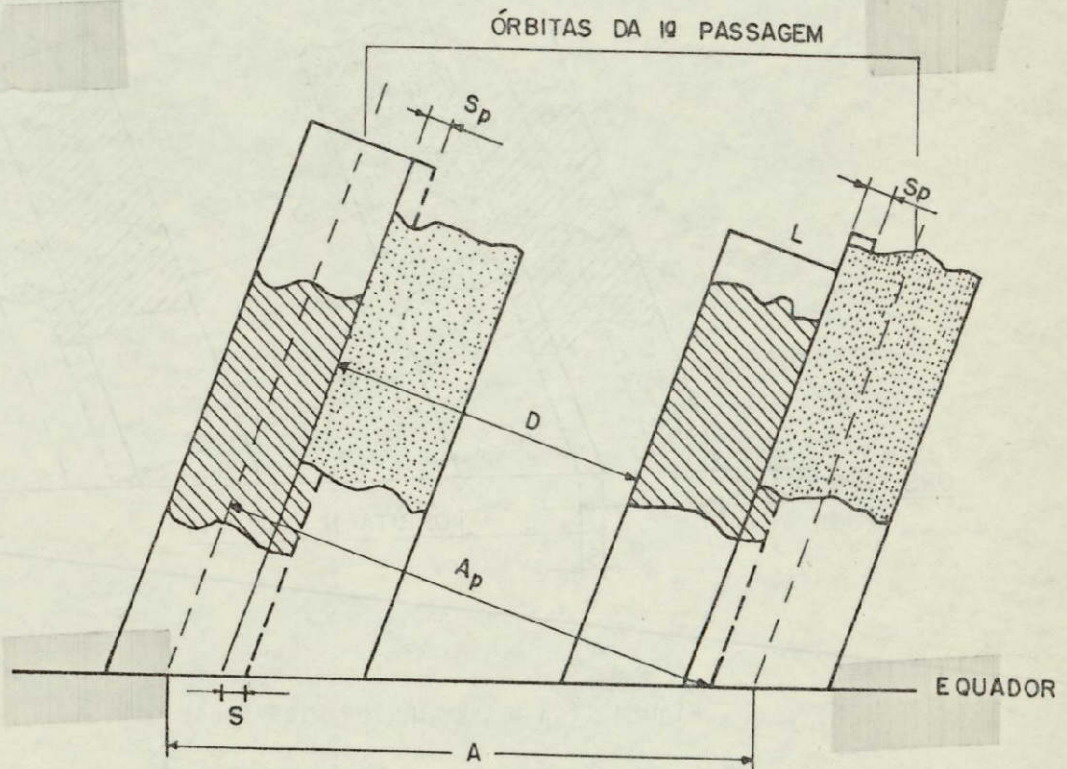


Figura II.2 - Deslocamento s_p .

O deslocamento de faixa devido à fração n_f é dado por,

$$s = A \cdot n_f \quad (II.8)$$

e sua projeção na direção perpendicular à trajetória do satélite será,

$$s_p = s \cdot \text{sen } i \quad (II.9)$$

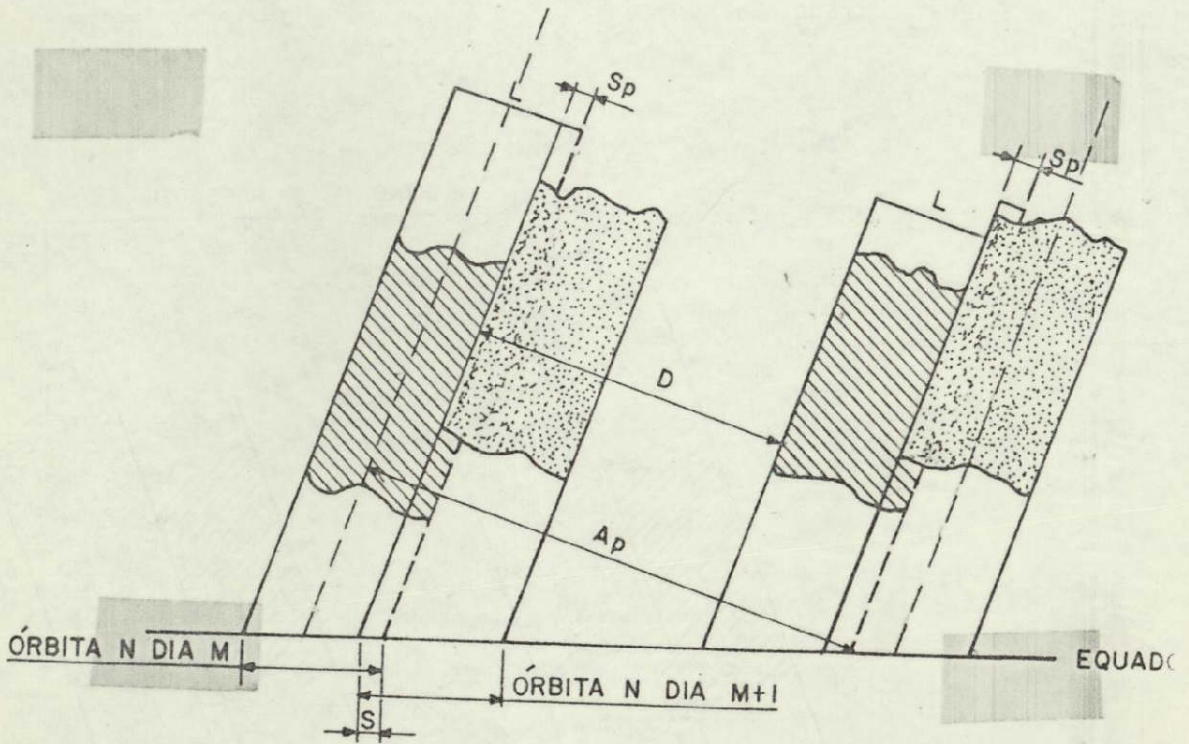


Figura II.3 - Órbitas em Dias Consecutivos.

2.1.3 - LARGURA DE FAIXA NA SUPERFÍCIE - (L)

A largura de faixa na superfície é função da altura do sa télite e do ângulo de abertura do imageador.

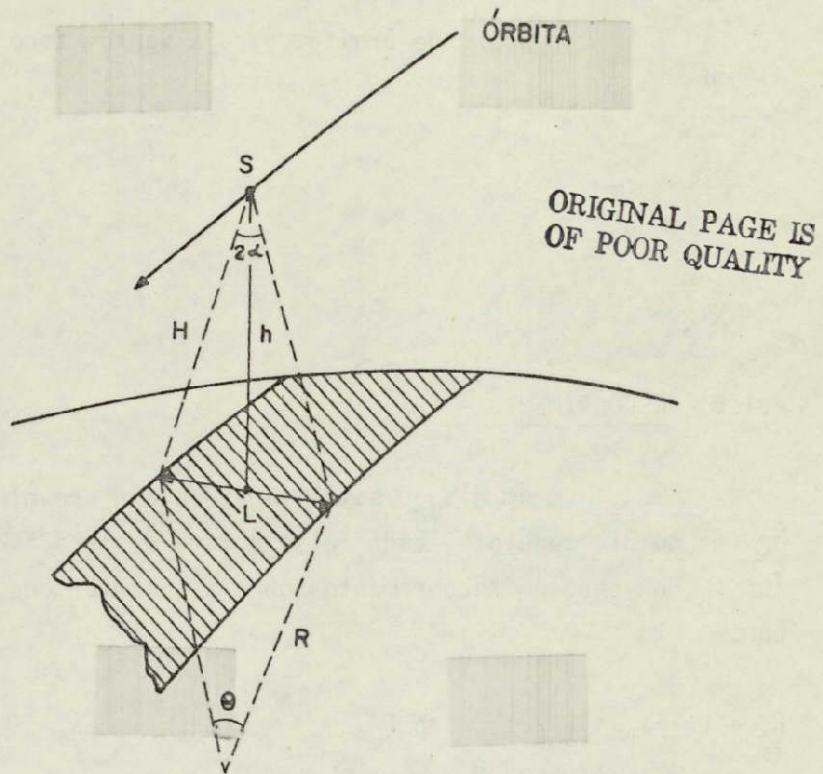


Figura II.4 - Largura L na Superfície.

Da Fig. II.4 vem que

$$\frac{L}{2} = h \cdot \operatorname{tg} \alpha \quad (\text{II.11})$$

$$L = 2 h \operatorname{tg} \alpha, \text{ ou considerando que } a = R + h$$

$$L = 2 (a - R) \operatorname{tg} \alpha \quad (\text{II.12})$$

2.1.4 - NÚMERO DE DIAS PARA RECOBRIMENTO TOTAL - (N)

O deslocamento equatorial s corresponde a n_0 órbitas (executadas em um dia).

O número de órbitas para s varrer todo o equador será,

$$N = \frac{2\pi R}{s} \quad (\text{II.13})$$

em um tempo

$$T = NT_S \quad (\text{II.14})$$

2.1.5 - RECOBRIMENTO - (R_C)

Em um dia, o satélite executa n_0 revoluções e, na primeira órbita do dia seguinte, cada faixa estará deslocada da anterior de um valor s_p , havendo um recobrimento sobre a anterior que, no equador, é dado por:

$$R_C = L - s_p = L - s \cdot \text{sen } i$$

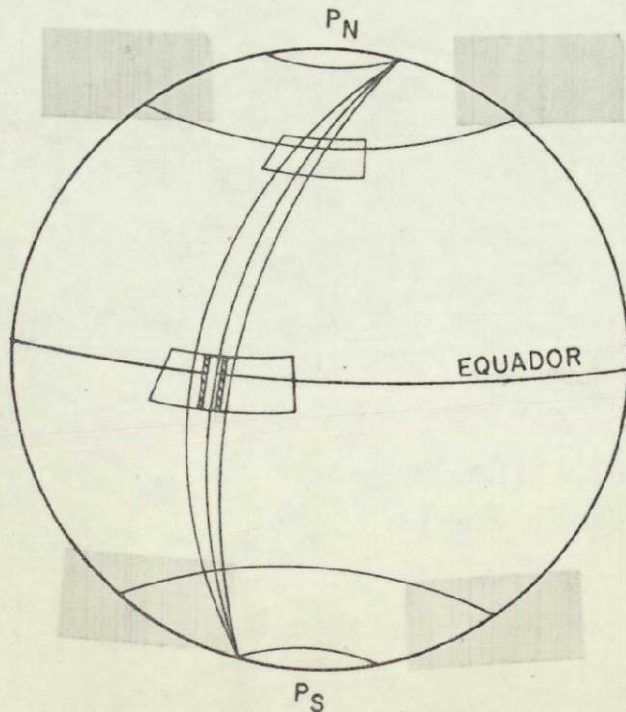


Figura II.5 - Recobrimento em Função da Latitude.

Fora do equador os meridianos vão se aproximando (pela convergência meridiana) e conseqüentemente, as imagens vão se interceptando cada vez mais, em função da latitude.

Daí,

$$R_c = L - s \cdot \text{sen } i \cdot \text{cos } \phi$$

ORIGINAL PAGE IS
OF POOR QUALITY (II.15)

Será a expressão final, onde ϕ é a latitude do centro da faixa.

Conforme (15) e a Fig. II.5 é fácil de ver que a superposição aumenta à medida que a imagem se aproxima dos polos.

Na (15) tomou-se s como arco de paralelo (em primeira aproximação) e isto conduzirá a um erro que pode ser negligenciável, pois s é arco de círculo máximo.

Em porcentagem tem-se:

$$R_c = \frac{L - s_p \text{ cos } \phi}{L} \times 100\% \quad (\text{II.16})$$

2.1.6 - AMPLITUDE DE VARREDURA - (E)

A amplitude, em relação ao equador, varrida pelo satélite, é igual à inclinação de sua órbita, ou o complemento desta, caso a mesma seja maior que 90° .

$$E = \pm i \quad \text{se } i < 90^\circ$$

$$E = \pm (180-i) \quad \text{se } i > 90^\circ$$

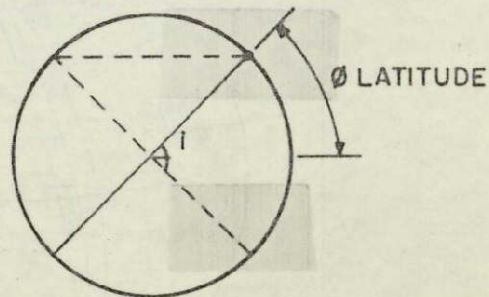


Figura II.6 - Amplitude de Varredura (E)

2.2 - CASO PARTICULAR DO LANDSAT

2.2.1 - GEOMETRIA DA ÓRBITA

A cobertura repetitiva e sistemática do nosso planeta é obtida pelos dois sub-sistemas imageadores através da órbita quase-circular síncrona com o sol cujos parâmetros são:

- * *Período* - $T_S \approx 103$ minutos, completando 14 órbitas por dia, cobrindo toda a Terra em 18 dias.
- * *Inclinação* - $i \approx 99^\circ$ em relação ao plano do Equador
 $\epsilon \approx 9^\circ$ em relação ao Polo Norte
- * *Altitude* - $h \approx 912 \text{ km} \pm 8 \text{ km}$ sendo 0,5 km a variação máxima numa mesma imagem.
- * *Atitude* - Contínuo controle proporciona desvios máximos de $0,6^\circ$ em "yaw" (κ); $0,4^\circ$ em "pitch & roll", (ϕ e ω).
A atitude é transmitida a cada segundo para a Terra.
- * *Velocidade angular* - $\omega_S = 2\pi/T_S$

A precisão teórica do posicionamento das imagens "bulk", sobre a superfície terrestre, é da ordem de 900 m. Portanto, quando medidas ou posicionamentos mais precisos forem necessários, as imagens deverão ser corrigidas com base em pontos de controle.

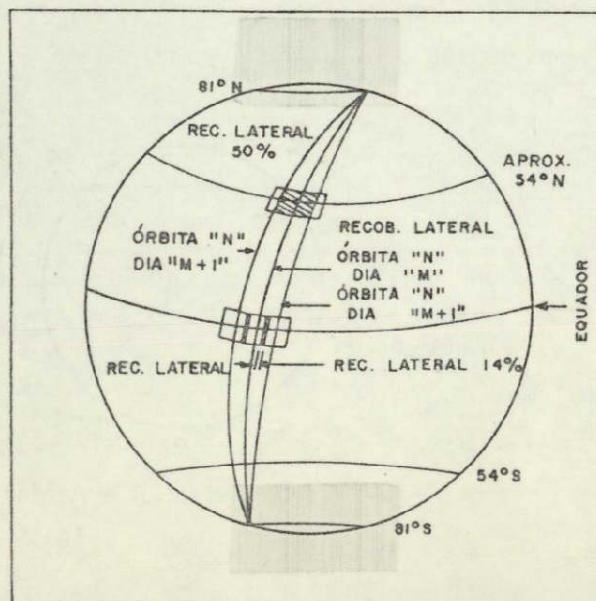


Figura II.7 - Variações do recobrimento ao longo da órbita

2.2.2 - GEOMETRIA DA IMAGEM MSS

O sub-sistema MSS gera imagens por varreduras transversais ao sentido de deslocamento do satélite, através de um espelho oscilatório. Somente a oscilação Oeste-Leste é efetivamente utilizada no imageamento. A imagem gerada é por projeção híbrida i.e.: ao longo da órbita a projeção é ortogonal sendo uma projeção central no sentido da varredura do espelho.

As especificações básicas do sistema são:

- * ângulo de campo - $11,5^{\circ}$
- * frequência do espelho - 13,62 Hz
- * largura da varredura no terreno \approx 185 km
- * elemento de imagem no terreno (pixel) - 79 m
- * velocidade no ponto Nadir - 6,48 km/s
- * período de varredura - 73,42 ms
- * distância focal - 126 mm (distância entre o espelho e a ótica do sistema, Fig. II.9).
- * tempo de varredura para uma imagem \approx 28 segundos
- * comprimento spectral dos diferentes canais:

CANAL	COMPRIMENTO SPECTRAL EM MICRA
4	0,5 - 0,6
5	0,6 - 0,7
6	0,7 - 0,8
7	0,8 - 1,1

Na fase de reprodução, as faixas contínuas de varredura são cortadas em imagens regulares de 185 km x 185 km com recobrimento longitudinal de 10% e correspondentes às imagens RBV. O recobrimento lateral entre faixas, varia de acordo com a latitude sendo de aproximadamente 14% no Equador.

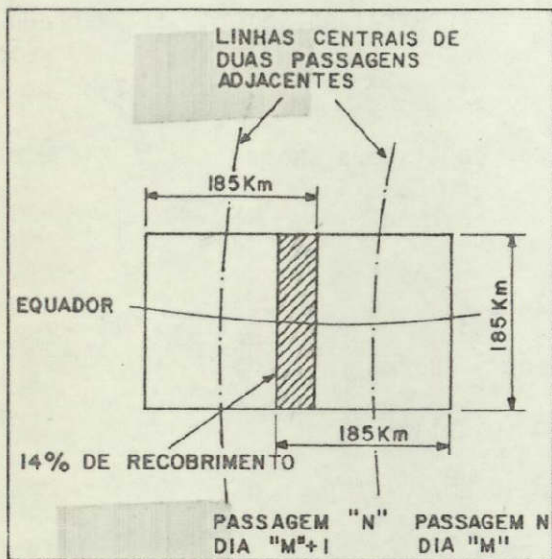


Figura II.8- Passagens adjacentes e recobrimento no Equador

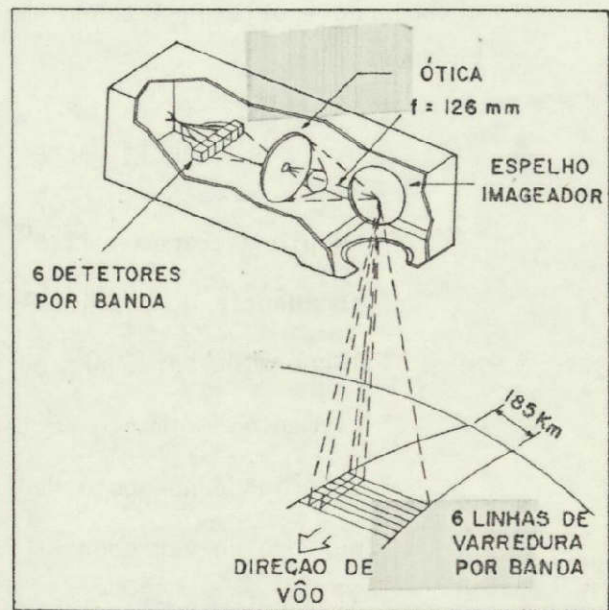


Figura II.9- Esquema do imageador MSS

2.2.3 - CONDIÇÕES DE PROGRAMAÇÃO

- a. No caso da distância entre duas faixas ser maior ou igual a largura de faixas, i.e., se

$$A_p - L \geq 0,$$

o roteiro a seguir é o seguinte:

$$A = V_T T_S$$

$$n = \frac{2\pi}{\omega_T T_S} = n_0 + n_f$$

$$s = An_f$$

ORIGINAL PAGE IS
OF POOR QUALITY

$$N = \frac{2\pi R}{s}$$

$$L = L(\alpha, h)$$

$$T = NT_S$$

Esta condição está ilustrada na Fig. II.2.

b. Neste caso em que L é maior que A_p

$$A_p - L < 0,$$

em apenas uma "série" de órbitas em torno do equador haverá co
bertura total e o roteiro será:

$$N = n$$

$$T = NT_S$$

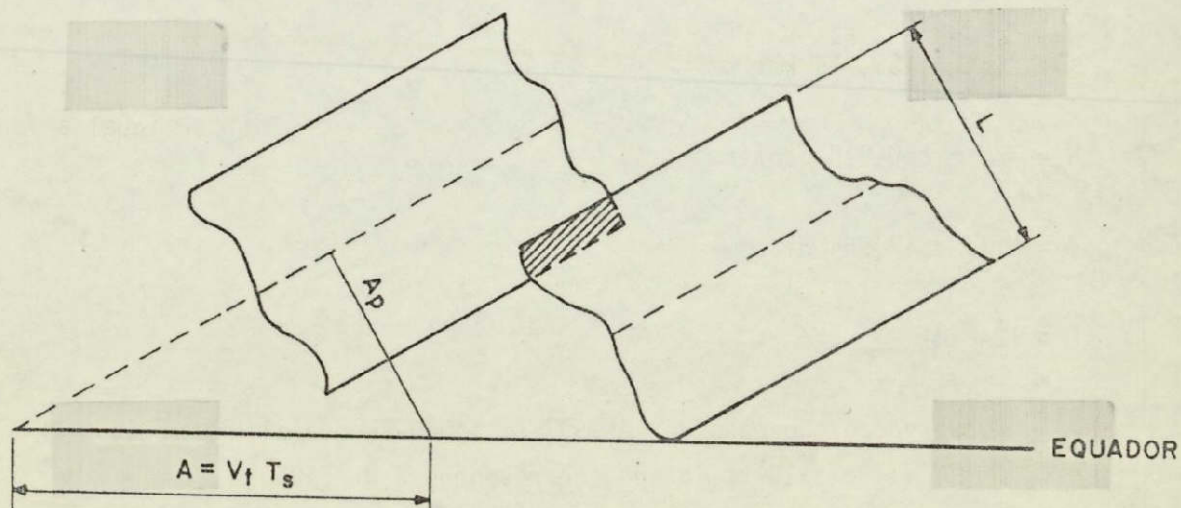


Figura II.10 - Cobertura Total ($L > A_p$).

Para exemplificação far-se-á a seguir uma aplicação do que foi mostrado para o caso do satélite LANDSAT-A.

Dados

$$a = 7285,8200 \text{ km}$$

$$\alpha = 5,75^{\circ}$$

$$i = 99,114^{\circ}$$

$$T_S = 103,2670 \text{ min}$$

$$V_T = 463,8335 \text{ m/s}$$

$$R = 6378,165 \text{ km}$$

$$\omega_T(24^h) = 4,363326 \times 10^{-3} \text{ rad/min}$$

$$h = 907,655 \text{ km}$$

$$A = V_T \cdot T_S = 2873,919 \text{ km}$$

$$n = \frac{2\pi}{\omega_T T_S} = 13,94442613$$

$$n_0 = 14,$$

$$n_f = 0,0555738$$

$$s = A n_f = 159,714 \text{ km}$$

$$N = \frac{2\pi R}{s} = 250,918 \text{ órbitas}$$

$$T = N T_S = 17,994 \text{ dias}$$

$$L \approx 184 \text{ km}$$

Observação: No caso do LANDSAT-A, tomou-se uma altura média $h = 919 \text{ km}$, o que, corresponde a $L = 185 \text{ km}$.

RECOBRIMENTO

ORIGINAL PAGE IS
OF POOR QUALITY

ϕ (graus)	R_c (%)
0	14,2
10	15,5
20	19,4
30	25,7
40	34,3
50	45,0
60	57,1
70	70,6
80	85,1

A amplitude no globo terrestre, em relação ao equador \bar{e} :

$$E = \pm(180^\circ - 99,114^\circ) \approx \pm 81^\circ \text{ (Latitude)}$$

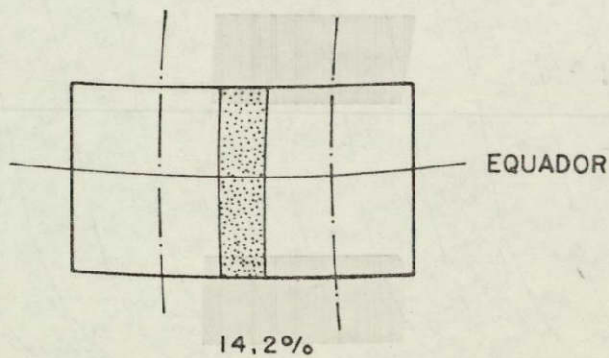


Figura II.11 - Recobrimento no Equador.

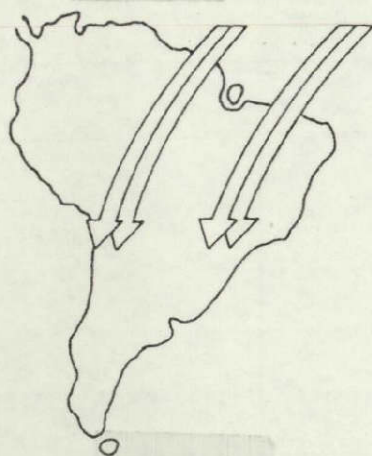


Figura II.12 - Padrão de Cobertura na Superfície.

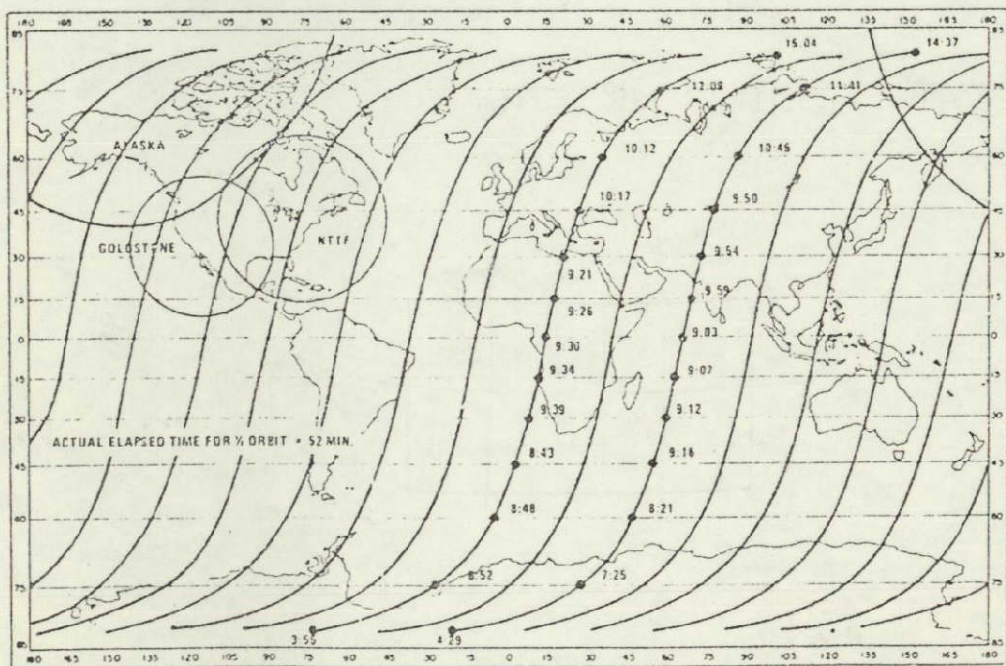


Figura II.13 - Disposição das Órbitas na Superfície em um dia.

ORIGINAL PAGE IS
OF POOR QUALITY

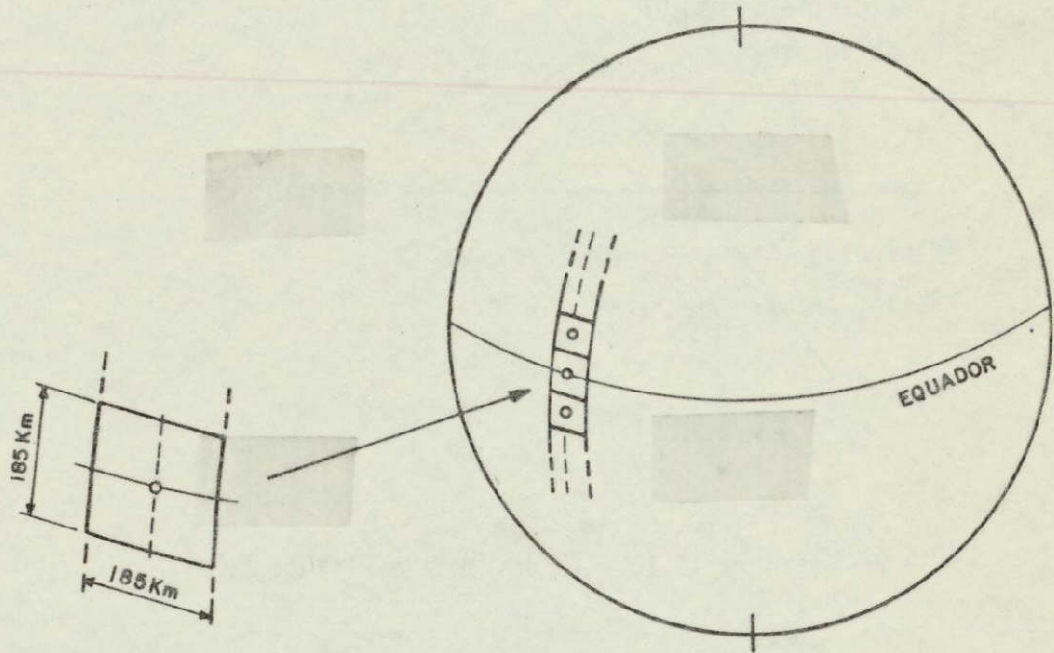


Figura II.14 - Dimensões da Imagem na Superfície.

2.2.4 - ARRASTAMENTO E ROTAÇÃO DA IMAGEM

O arrastamento causado na imagem se deve à composição das velocidades do satélite e da Terra.

A Fig. (II.15) mostra a composição destas velocidades.

Deve-se levar em conta que o subponto do satélite se desloca em sentido contrário ao mesmo.

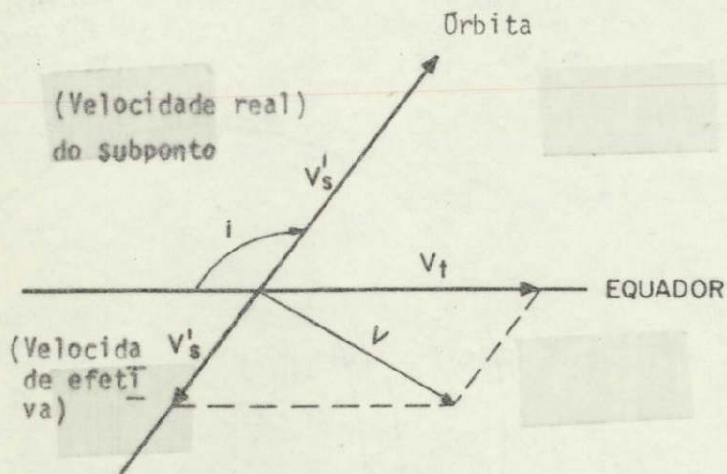


Figura II.15 - Velocidade Resultante V.

A velocidade do satélite, reduzida à superfície terrestre é:

$$V'_S = \frac{R}{a} V_S \quad (\text{II.17})$$

e as componentes da velocidade resultante são

$$V_x = V_T \text{ sen } (180^\circ - i) = V_T \text{ sen } i \quad (\text{II.18})$$

$$V_y = V_T \text{ cos } (180^\circ - i) + V'_S = -V_T \text{ cos } i + V'_S$$

sendo então,

$$V = (V_x^2 + V_y^2)^{1/2} \quad (\text{II.19})$$

Interessa-nos também o ângulo γ existente entre V e V_S .

ORIGINAL PAGE IS
OF POOR QUALITY

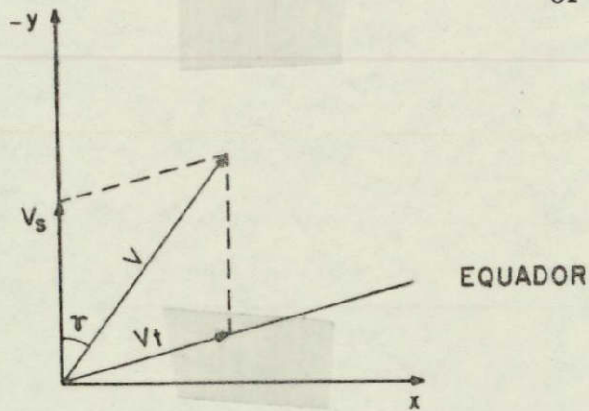


Figura II.16 - Composição de Velocidades.

que é dado por,

$$\tan \gamma = \frac{V_T \operatorname{sen} i}{\frac{R}{a} V_S - V_T \operatorname{cos} i} = \frac{V_x}{V_y} \quad (\text{II.20})$$

Por outro lado, o sistema imageador opera mediante linhas de varredura com uma velocidade V_F e estando sujeitas a uma composição de velocidades com a resultante V .

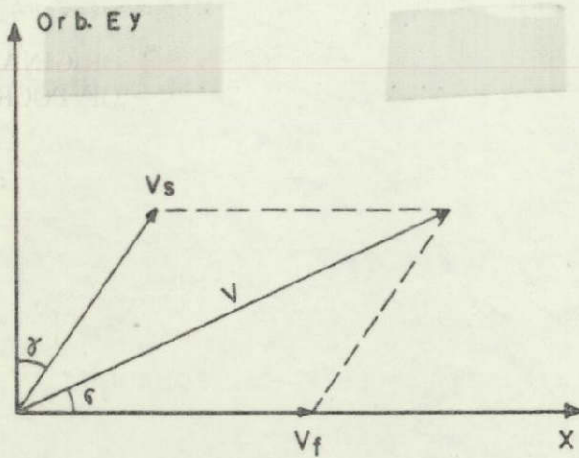


Figura II.17 - Composição das Velocidades do Imageador com a Resultante.

É importante determinar σ que é o ângulo que o feixe se desviou da direção original x.

As componentes de V são:

$$V_x = V_f + V \text{ sen } \gamma$$

$$V_y = V \text{ cos } \gamma$$

e então,

$$V' = (V_x^2 + V_y^2)^{1/2}$$

$$\text{e } \tan \sigma = \frac{V_y}{V_x} \quad (\text{II.21})$$

Em geral, as linhas de varredura são feitas em um único sentido, sobre a faixa;

ORIGINAL PAGE IS
OF POOR QUALITY

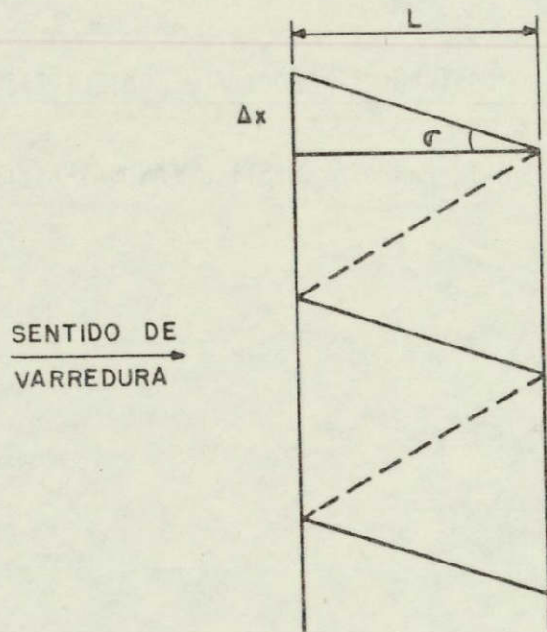


Figura II.18 - Linhas de Varredura.

O deslocamento sofrido pela linha de varredura, devido à composição de velocidades, \bar{e} , então:

$$\Delta_x = L \tan \sigma \quad (\text{II.22})$$

Exemplo: COMPOSIÇÃO DE VELOCIDADES SATELITE & TERRA

Considerando o satélite LANDSAT-A, tem-se

$$i = 99,114^\circ$$

$$a = 7\,285\,820 \text{ m}$$

$$R = 6378165 \text{ m}$$

$$V_S^i = 6582 \text{ m/s}$$

$$V_S = 7404 \text{ m/s}$$

$$V_T = 464 \text{ m/s}$$

Encontramos:

$$V_x = 458,14$$

$$V_y = 6555,49$$

$$V = 6571,18 \text{ m/s}$$

$$\gamma = 3,99^\circ$$

Este efeito de acoplamento das velocidades da Terra e do satélite produz uma rotação na imagem de um ângulo $\approx 4^\circ$.

O espelho do sistema imageador oscila com uma frequência de 13,62 Hz, acontecendo cada linha em 73,42 mili-segundos

$$T = \frac{1}{V} = \frac{1}{13,62} = 73,42 \times 10^{-3} \text{ s}$$

ORIGINAL PAGE IS
OF POOR QUALITY

e sendo a velocidade do feixe:

$$V_F = 5039,5 \text{ km/s}$$

$$L = V_{1/2} t$$

$$V_{1/2} = \frac{L}{t} = 2519,7 \text{ km/s}$$

$$V = 2 V_{1/2} = 5039,5 \text{ km/s}$$

O rotor do imageador s̄o imagea durante meio ciclo, que cor-
responde ā parte em que estā voltado para a superf̄cie da Terra.

Assim,

$$V_x = 5039957 \text{ m/s}$$

$$V_y = 6555,5 \text{ m/s}$$

$$V = 5039,961 \text{ km/s}$$

$$\sigma = 4,47'$$

$$e \quad \Delta_x \approx 240 \text{ m}$$

Este caso produz um deslocamento praticamente desprezível.

A composiç̄o de velocidades mostra ainda que os v̄rtices
de cada imagem sofrem rotaç̄o em relaç̄o ao centro da pr̄pria imagem.

A figura abaixo esclarece este efeito.

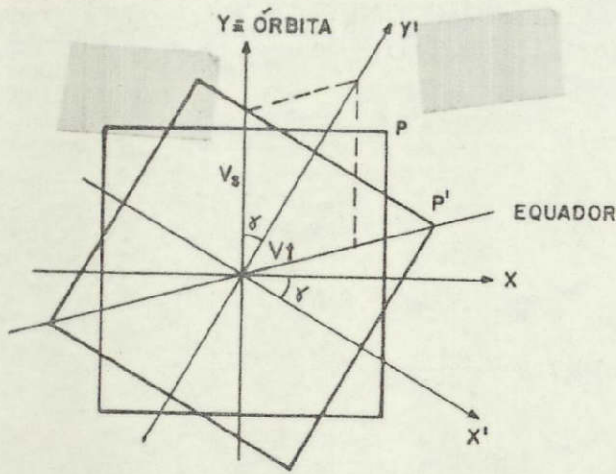


Figura II.19 - Rotação da Imagem.

Sendo (x_p, y_p) as coordenadas de P no sistema (x, y) e (x'_p, y'_p) suas coordenadas no sistema (x', y') , tem-se:

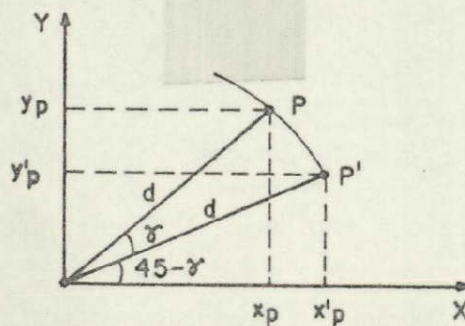


Figura II.20 - Rotação do Vértice "p".

As diferenças Δx e Δy são dadas em função da semi-diagonal d por,

$$\Delta x = d \cos (45^\circ - \gamma) - d \cos 45^\circ$$

$$\Delta y = d \sin (45^\circ - \gamma) - d \sin 45^\circ$$

ORIGINAL PAGE IS
OF POOR QUALITY (II.23)

e o arco PP' por $PP' = \gamma d$ onde $d = L/\sqrt{2}$

Considerando o caso do satélite LANDSAT-A, o valor médio de γ é:

$$\langle \gamma \rangle = 3,6^\circ$$

e encontra-se

$$\Delta x = 5,6 \text{ km}$$

$$\Delta y = 5,9 \text{ km}$$

$$PP' = 8,2 \text{ km}$$

2.2.5 - CONCLUSÃO

- a. Combinação (Velocidade do Satélite) x (Velocidade de Rotação da Terra); produz rotação de aproximadamente 4° na imagem.
- b. Combinação (Velocidade do satélite) x (Velocidade do Imageador), não produz efeitos consideráveis.

CAPÍTULO III

DISTORÇÕES GEOMÉTRICAS DAS IMAGENS MSS

As deduções que se seguem estão baseadas no sistema de coordenadas (Fig. III.1) aprovado e recomendado para uso em fotogrametria no congresso da "International Society of Photogrammetry" - ISP Londres, 1970.

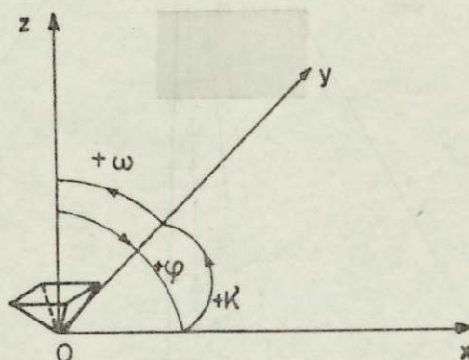


Figura III.1 - Sistema de coordenadas retangulares.

Do ponto de vista fotogramétrico, a origem deste sistema é no centro de perspectiva "0".

3.1 - INFLUÊNCIA DA ALTITUDE DO SATÉLITE

A alteração da altitude do satélite durante o período de imageamento, acarretará uma alteração na escala da imagem, provocando erros (Δu , Δv) nas coordenadas dos pontos-objeto. A variação máxima de altitude dentro de uma mesma imagem é de 0,5 km.

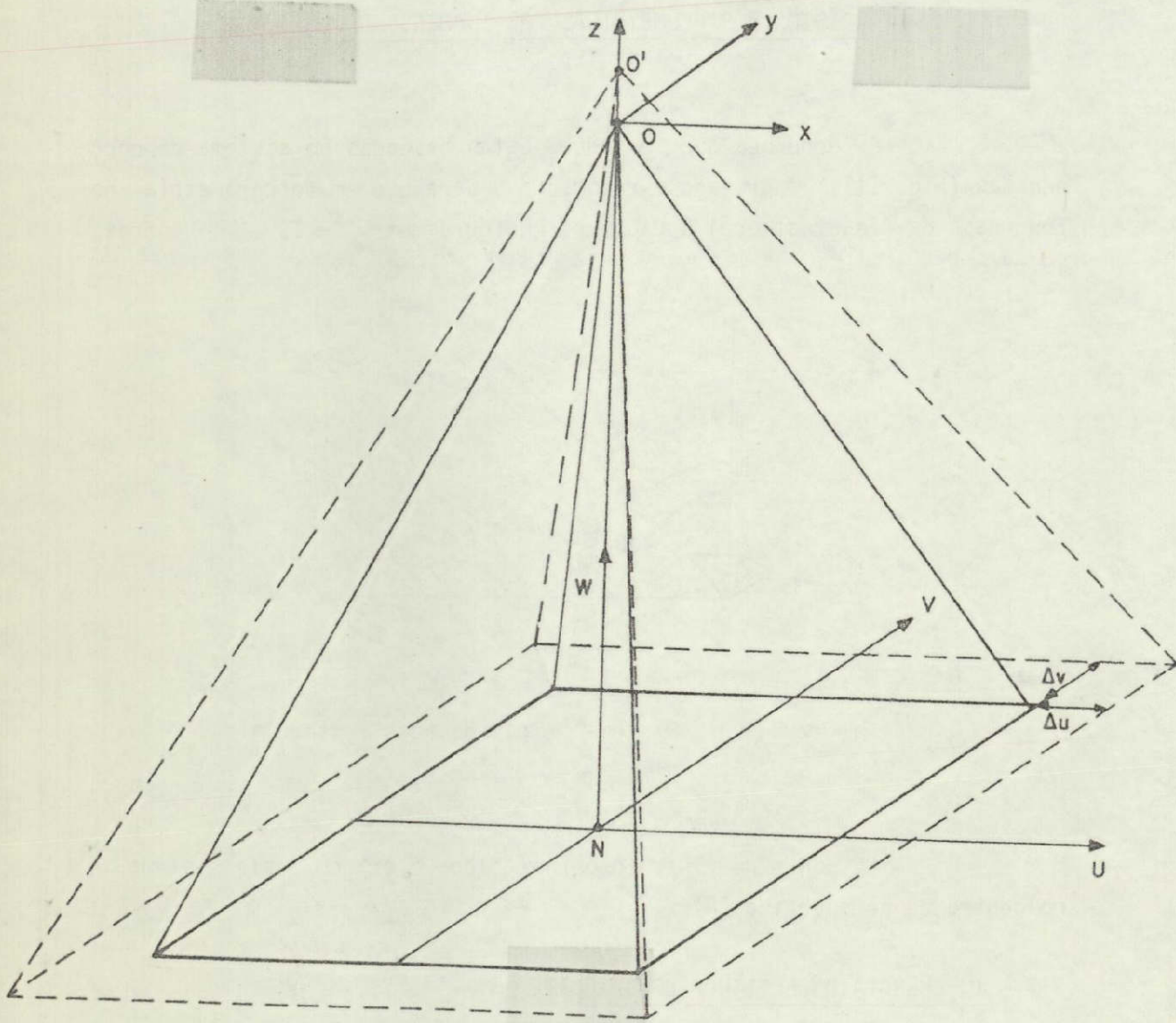


Figura III.2 - Variação da escala em função da altitude.

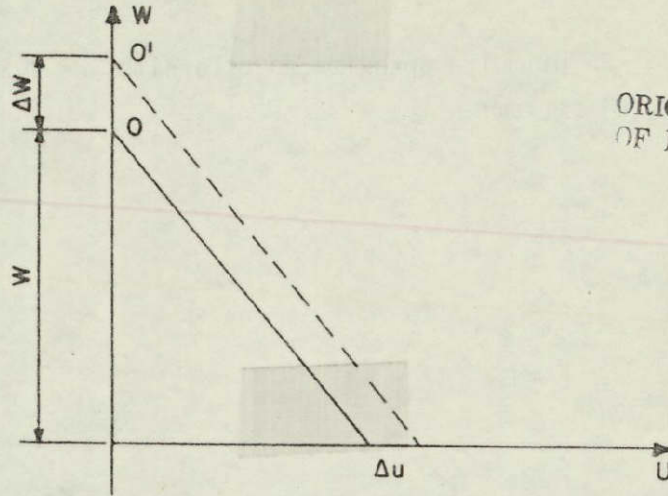


Figura III.3 - Corte longitudinal da Fig. III.2.

$$\frac{\Delta u}{\Delta W} = \frac{u}{W} \quad + \quad \Delta u = \frac{u}{W} \cdot \Delta W$$

Similarmente:

$$\Delta v = \frac{v}{W} \cdot \Delta W$$

A alteração da altitude do satélite, moverá os pontos da projeção mais para dentro ou mais para fora da dita projeção, como um movimento radial ao ponto Nadir da projeção.

Se tomarmos como origem o centro de projeção "O":

+ ΔW \rightarrow reduzirá a escala da imagem

- ΔW \rightarrow ampliará a escala da imagem

3.2 - INFLUÊNCIA DA ATITUDE DO SATÉLITE

Considerando que as varreduras do "scanner" são estreitos feixes de raios perspectivos, qualquer alteração na atitude do satélite, afetará diretamente a geometria da imagem.

Em primeira aproximação os efeitos de "yaw" (κ), "pitch", (ϕ) e "roll" (ω) seriam:

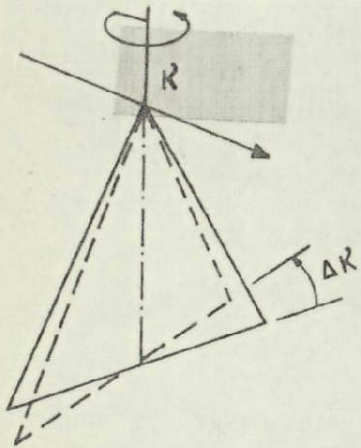


Fig. III.4.a-erro no azimute das linhas de varredura.

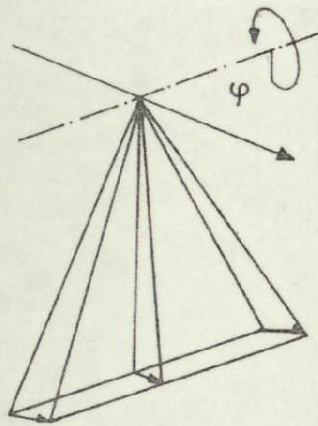


Fig. III.4.b-arrastamento das linhas de varredura ao longo do deslocamento do satélite

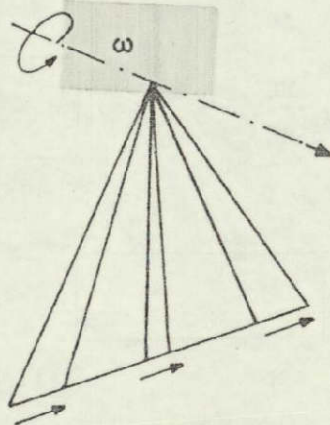


Fig. III.4.c-arrastamento das linhas de varredura perpendicular ao deslocamento do satélite.

3.2.1 - INFLUÊNCIA DE "PITCH" (ϕ).

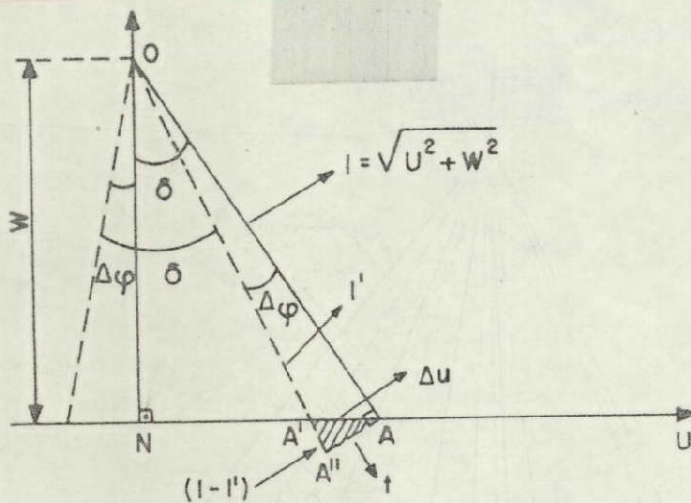


Figura III.5 - Deslocamento devido a "pitch".

$$\tan \Delta \rho = \frac{t}{\sqrt{U^2 + W^2}}$$

sendo $\Delta \phi$ um ângulo pequeno, o arco e a tangente se confundem portanto:

$$\Delta \phi \approx \tan \Delta \phi \therefore t = \sqrt{U^2 + W^2} \cdot \Delta \phi$$

Considerando o triângulo $A A' A''$ como aproximadamente retângulo temos:

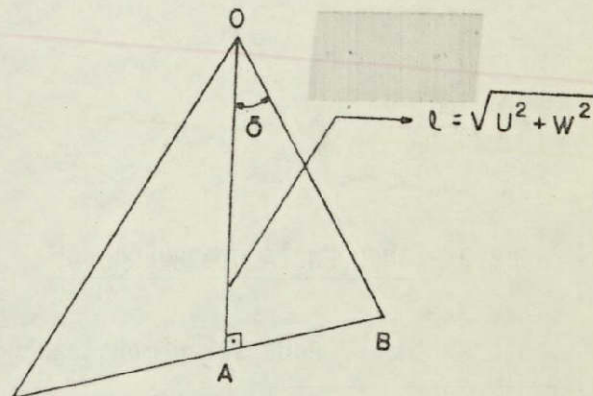
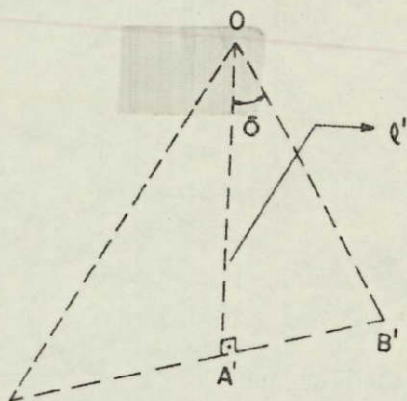
$$\frac{\Delta u}{t} = \frac{\sqrt{U^2 + W^2}}{W} \rightarrow \Delta u = \frac{\sqrt{U^2 + W^2}}{W} \cdot t$$

Substituindo o valor de t:

$$\Delta u = \frac{\sqrt{U^2 + W^2}}{W} \cdot \sqrt{U^2 + W^2} \cdot \Delta \phi$$

ORIGINAL PAGE IS
OF POOR QUALITY

$$\Delta u = \frac{u^2 + w^2}{w} \cdot \Delta \phi$$



Figuras 4.a e 4.b referentes a Figura III.4.

$$\overline{A'B'} = l' \cdot \tan \delta$$

$$\overline{AB} = l \cdot \tan \delta$$

$$\Delta V = \overline{AB} - \overline{A'B'} \quad (\text{Fig. III.4})$$

$$= (l - l') \cdot \tan \delta$$

$$= (l - l') \cdot \frac{V}{l} \quad (2)$$

Por semelhança de triângulos (Fig. III.4)

$$\frac{(l - l')}{\Delta u} = \frac{u}{l}$$

$$(l - l') = \frac{u}{l} \cdot \Delta u$$

$$= \frac{u}{l} \cdot \frac{u^2 + w^2}{w} \cdot \Delta \phi \quad (3)$$

Substituindo (3) na equação (2)

$$\Delta V = \frac{u}{\ell} \cdot \frac{v}{\ell} \cdot \frac{u^2 + w^2}{w} \cdot \Delta \phi$$

$$\Delta V = \frac{u \cdot v}{w} \cdot \Delta \phi$$

3.2.2 - INFLUÊNCIA DE "ROLL" (ω)

Pode ser demonstrada de maneira similar que

$\Delta U = \frac{u \cdot v}{w} \cdot \Delta \omega$
$\Delta V = \frac{v^2 + w^2}{w} \cdot \Delta \omega$

3.2.3 - INFLUÊNCIA DE "YAW" (κ)

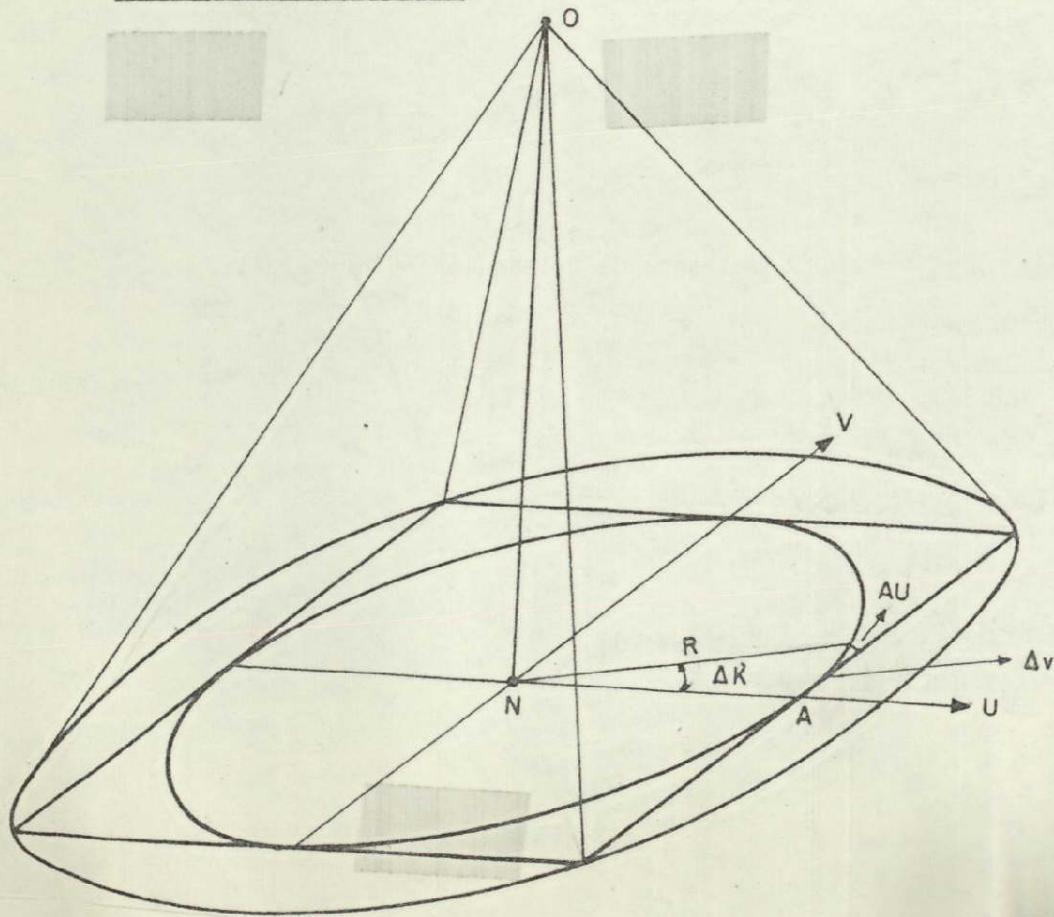
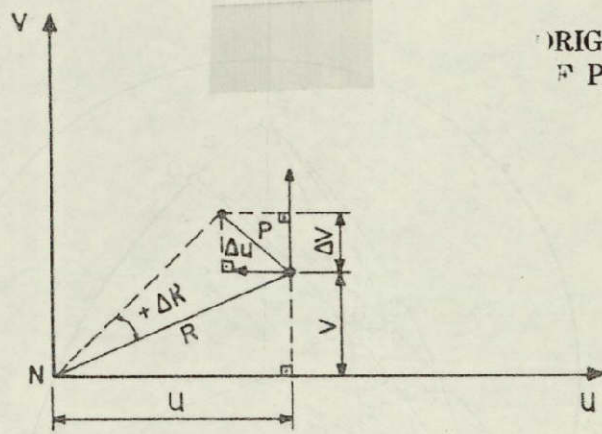


Figura III.6 - Giro em torno do ponto Nadir.

Giros completos de κ induzirão o ponto objeto a descrever círculos ao redor do eixo vertical do sensor. O comprimento do círculo será $2\pi R$, sendo R a distância do eixo de rotação ao ponto.

Uma pequena rotação $\Delta\kappa$ causará um deslocamento do ponto-imagem $P = R \cdot \Delta\kappa$.

A decomposição deste movimento nas componentes Δu e Δv será



ORIGINAL PAGE IS
OF POOR QUALITY

Figura III.7 - Influencia do movimento κ no plano da imagem

Por semelhança de triângulos:

$$\frac{\Delta V}{u} = \frac{-\Delta u}{V} = \frac{P}{R}$$

$$\Delta u = -V \cdot \Delta\kappa$$

$$\Delta V = u \cdot \Delta\kappa$$

$$R_\epsilon = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \epsilon & \sin \epsilon \\ 0 & -\sin \epsilon & \cos \epsilon \end{pmatrix}, \quad R_\rho = \begin{pmatrix} \cos \rho & 0 & \sin \rho \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \rho & 0 & \cos \rho \end{pmatrix}$$

o produto $R_\epsilon \cdot R_\rho = A$

$$\begin{pmatrix} \cos \rho & 0 & \sin \rho \\ -\sin \epsilon \cdot \sin \rho & \cos \epsilon & \sin \epsilon \cdot \cos \rho \\ -\cos \epsilon \cdot \sin \rho & -\sin \epsilon & \cos \epsilon \cdot \cos \rho \end{pmatrix} = A$$

$$R_{\lambda_S} = \begin{pmatrix} \sin \lambda_S & -\cos \lambda_S & 0 \\ \cos \lambda_S & \sin \lambda_S & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, \quad R_\phi = \begin{pmatrix} \sin \phi & 0 & \cos \phi \\ 0 & 1 & 0 \\ -\cos \phi & 0 & \sin \phi \end{pmatrix}$$

$$R_{H_S} = \begin{pmatrix} \cos H_S & \sin H_S & 0 \\ -\sin H_S & \cos H_S & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

o produto $R_{\lambda_S} \cdot R_\phi \cdot R_{H_S} = B$

$$\begin{pmatrix} \sin \lambda_S \cdot \sin \phi \cdot \cos H_S + \cos \lambda_S \cdot \sin H_S & \sin \lambda_S \cdot \sin \phi \cdot \sin H_S - \cos \lambda_S \cdot \cos H_S & \sin \lambda_S \cdot \cos \phi \\ \cos \lambda_S \cdot \sin \phi \cdot \cos H_S - \sin \lambda_S \cdot \sin H_S & \cos \lambda_S \cdot \sin \phi \cdot \sin H_S + \sin \lambda_S \cdot \cos H_S & \cos \lambda_S \cdot \cos \phi \\ -\cos \phi \cdot \cos H_S & -\cos \phi \cdot \sin H_S & \sin \phi \end{pmatrix}$$

Comparando-se os correspondentes elementos das matrizes A e B, obtemos:

$$\left. \begin{aligned} a_{32} &= -\sin \epsilon \\ b_{32} &= -\cos \phi \cdot \sin H_S \end{aligned} \right\} \sin H_S = \frac{\sin \epsilon}{\cos \phi} \quad (\text{III.1})$$

$$\left. \begin{aligned} a_{31} &= -\cos \epsilon \cdot \sin \rho \\ b_{31} &= -\cos \phi \cdot \cos H_s \end{aligned} \right\} \cos H_s = \cos \epsilon \cdot \frac{\sin \rho}{\cos \phi} \quad (\text{III.2})$$

$$\left. \begin{aligned} a_{33} &= \cos \epsilon \cdot \cos \rho \\ b_{33} &= \sin \phi \end{aligned} \right\} \cos \rho = \frac{\sin \phi}{\cos \epsilon} \therefore \sin \rho = 1 - \frac{\sin^2 \phi}{\cos^2 \epsilon} \quad (\text{III.3})$$

A rotação da Terra afeta a posição do sub-ponto do satélite na forma de deslocamento de S_s para S . A alteração em longitude será λ_e .

A varredura do satélite sofrerá um deslocamento gradual H_e , tendo como origem a direção do eixo "x".

$$H_e = \arctan \frac{-\Delta y}{L + \Delta x}$$

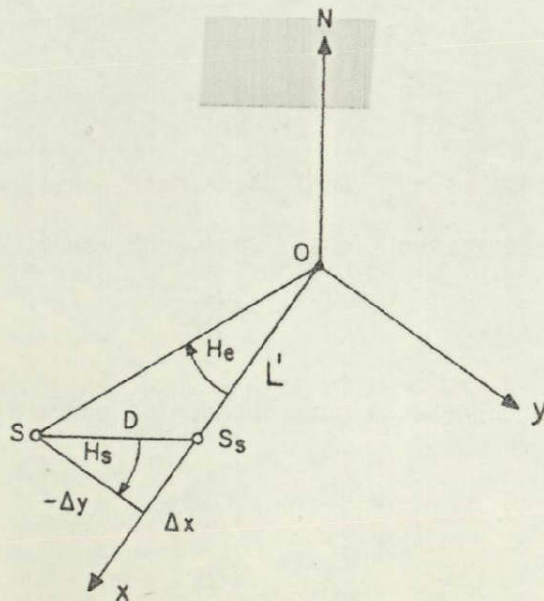


Figura III.9 - Deslocamento da varredura.

Sendo a velocidade angular do satélite (ω_S) e da Terra (ω_T) constantes, a razão de deslocamento de λ_e em relação a ρ será:

$$\frac{\Delta \lambda_e}{\Delta \rho} = \frac{\omega_T}{\omega_S}$$

Sendo:

ORIGINAL PAGE IS
OF POOR QUALITY

$$\Delta \lambda_e = \omega_T \cdot t$$

$$\Delta \rho = \omega_S \cdot t$$

t = tempo de varredura de uma imagem

O arco correspondente ao sub-ponto do satélite será:

$$L = R_T \cdot \Delta \rho \rightarrow L = R_T \cdot \omega_S \cdot t$$

o deslocamento:

$$D = R_T \cdot \Delta \lambda_e \cdot \cos \phi$$

$$= R_T \Delta \rho \frac{\omega_T}{\omega_S} \cos \phi \therefore D = L \frac{\omega_T}{\omega_S} \cos \phi \quad (\text{III.4})$$

as componentes:

$$\Delta x = D \cdot \text{sen } H_S \quad (\text{III.5})$$

$$\Delta y = -D \cdot \cos H_S \quad (\text{III.6})$$

Substituindo as respectivas equações (1, 2, 3 e 4) nas equações (5 e 6) teremos:

$$\Delta x = L \cdot \frac{\omega_T}{\omega_S} \cdot \text{sen } \epsilon$$

$$\Delta y = - L \frac{\omega_T}{\omega_S} \cos \epsilon . \operatorname{sen} \rho$$

$$\Delta y = - L \frac{\omega_T}{\omega_S} \sqrt{\cos^2 \epsilon - \operatorname{sen}^2 \phi}$$

A magnitude desta distorção é inversamente proporcional ao coseno da latitude tendo sua maior influência no Equador.

N.B.: = inclinação polar

3.4. INFLUÊNCIA DA CURVATURA TERRESTRE

Considerando a fotografia aérea como uma projeção central de parte da superfície terrestre e que, como tal, ela não pode reproduzir uma superfície curva sem distorções, torna-se necessário corrigir tais distorções como necessidade de maior precisão.

Sob a suposição de que a aerofoto é vertical, o valor do deslocamento será:

$$\Delta r = \frac{Hr^3}{2 R f^2} \quad \left\{ \begin{array}{l} R = \text{raio da Terra} \\ f = \text{distância focal da camera} \\ H = \text{altitude de vôo} \end{array} \right.$$

(Manual de Fotogrametria - página 478).

Sendo as aerofotos aproximadamente verticais, i.e.: os ângulos de inclinação $\leq 4^\circ$, podemos deduzir: (Fig. III.10).

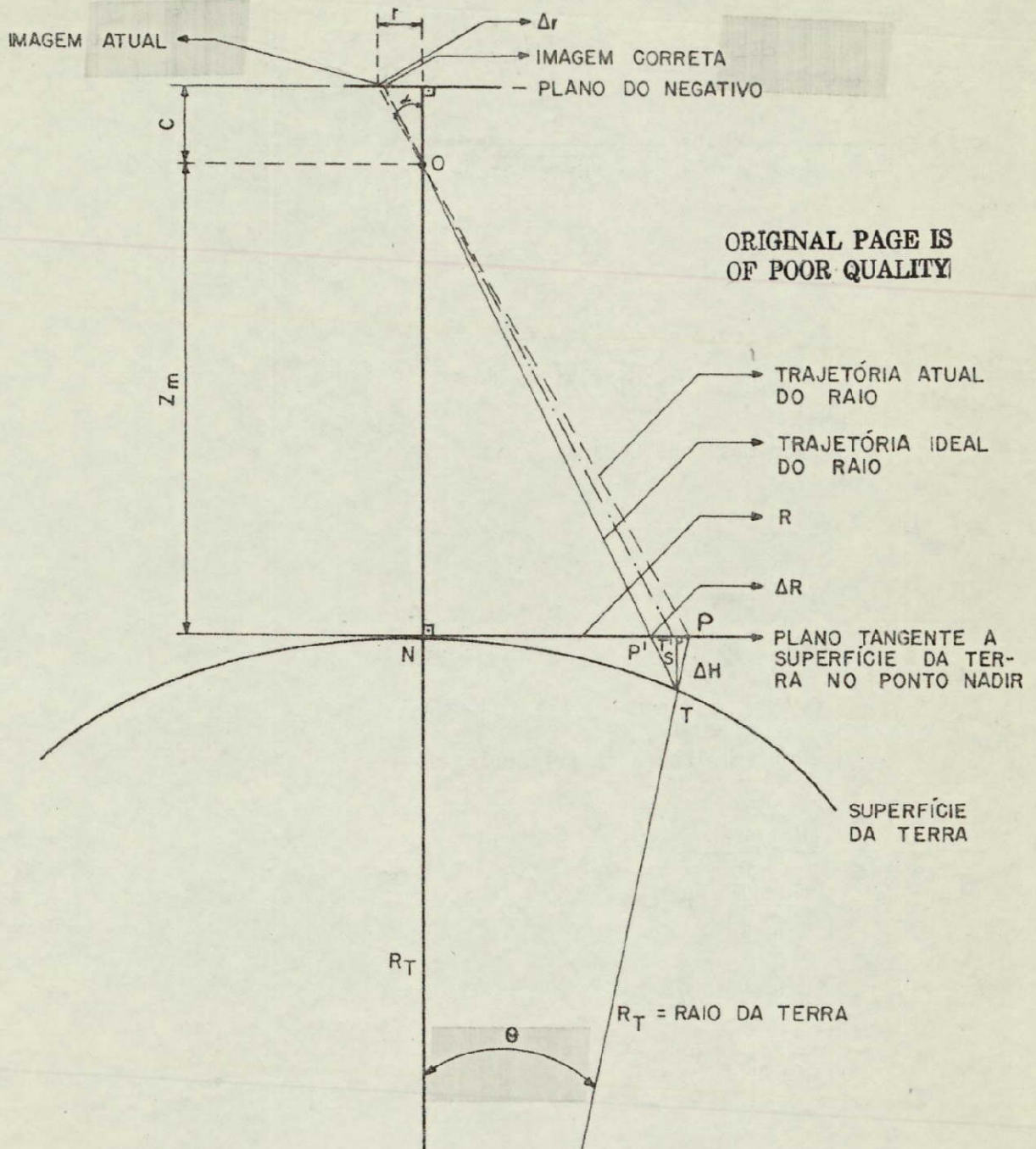


Figura III.10 - Influência da Curvatura Terrestre.

$$\frac{R}{r} = \frac{Z_m}{c} \rightarrow R = \frac{Z_m}{c} \cdot r$$

$$R_T + \Delta H = \sqrt{R_T^2 + R^2}$$

$$\Delta H = \sqrt{R_T^2 + R^2} - R_T$$

$$\cos \theta = \frac{R_T}{R_T + H} \rightarrow \cos \theta = \frac{R_T}{R_T + \sqrt{R_T^2 + R^2}} \cdot R_T$$

$$\cos \theta = \frac{R_T}{\sqrt{R_T^2 + R^2}} = \frac{s}{\Delta H}$$

Podemos considerar:

$$s \approx \Delta H$$

$$PP' \approx P'T' \approx \Delta R$$

$$NP \approx NT \approx R$$

Por semelhança de triângulos:

$$\frac{S}{Z_m} = \frac{\Delta R}{R} \rightarrow \frac{\Delta H}{Z_m} = \frac{\Delta R}{\frac{Z_m}{c} \cdot r}$$

$$\Delta R = \frac{\Delta H}{c} \cdot r$$

Na foto:

$$\Delta r = \frac{\Delta R}{E} \quad \frac{1}{E} = \frac{c}{Z_m} \quad \therefore E = \frac{Z_m}{c}$$

$$\Delta r = \frac{\Delta H}{c} \cdot r \cdot \frac{c}{Z_m} \quad \therefore \Delta r = \frac{\Delta H}{Z_m} \cdot r$$

Substituindo:

$$\Delta r = \frac{\sqrt{R_T^2 + R^2} - R_T}{Z_m} \cdot r$$

ORIGINAL PAGE IS OF POOR QUALITY

$$\Delta r = \frac{\left| (R_T)^2 + \left(\frac{Z_m}{c} \cdot r \right)^2 \right|^{1/2} - R_T}{Z_m} \cdot r$$

3.5 - INFLUÊNCIA DA REFRAÇÃO ATMOSFÉRICA

Devido às diferentes densidades das camadas atmosféricas entre o objeto e a camera, o raio luminoso sofrerá alterações (refração) no seu deslocamento ideal.

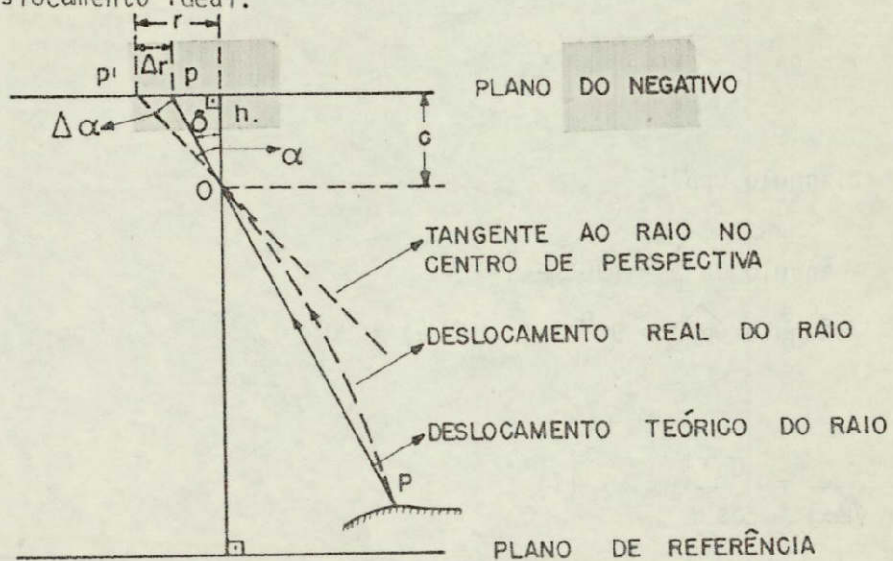


Figura III.11 - Influência da refração atmosférica.

A distorção radial (Δr) do ponto imageado, é consequência do ângulo, $\Delta\alpha$, causado pela refração do raio imageador, na atmosfera. Esta distorção é radial ao ponto Nadir.

Em termos de $\Delta\alpha$, a fórmula para o cálculo de refração atmosférica será:

$$\Delta r = \frac{r^2 + c^2}{c} \cdot \Delta\alpha$$

Considerando a Fig. III.11 teremos:

No triângulo $Oh p'$

$$\text{sen } \alpha = \frac{r}{Op'} ; \quad \text{cos } \alpha = \frac{c}{Op'}$$

$$\overline{Op'}^2 = r^2 + c^2$$

$$\frac{r}{\text{sen } \alpha} = \frac{c}{\text{cos } \alpha} = \overline{Op'}$$

$$\delta = \alpha - \Delta\alpha \rightarrow \text{cos } \delta = \frac{c}{\overline{Op'}}$$

No triângulo Opp' :

$$\widehat{\text{ângulo } Op'p} = (90^\circ - \alpha)$$

$$\widehat{\text{ângulo } Opp'} = 90^\circ + (\alpha - \Delta\alpha) = 90^\circ + \delta$$

$$\frac{\Delta r}{\text{sen } (\Delta\alpha)} = \frac{\overline{Op'}}{\text{cos } \delta} \quad (1)$$

Pela lei de Snell:

$$\frac{\text{Sen } i}{\text{sen } r} = \frac{n_1}{n_2} = 1,0003 \rightarrow \text{Índice da refração atmosférica}$$

Considerando-se o ângulo de campo do sistema MSS:

$$2\alpha = 11,5^\circ$$

$$i = 5,75^\circ = \alpha \rightarrow \text{ângulo máximo de incidência}$$

$$\text{sen } r = \frac{\text{sen } 5,75^\circ}{1,0003} \therefore r \approx 5,74828^\circ$$

ORIGINAL PAGE IS
OF POOR QUALITY

$$\Delta i = \Delta \alpha \approx 0,002^\circ \quad \left\{ \begin{array}{l} \text{sen } \Delta \alpha = 0,0000302 \approx \alpha \approx 0 \\ \text{cos } \Delta \alpha = 1 \end{array} \right.$$

$$\text{cos } (\delta + \Delta \alpha) = \text{cos } \delta \cdot \text{cos } \Delta \alpha - \text{sen } \delta \cdot \text{sen } \Delta \alpha$$

substituindo os valores anteriores:

$$\begin{aligned} \text{cos } (\delta + \Delta \alpha) &= \text{cos } \delta \\ \text{cos } \delta \approx \text{cos } \alpha &= \frac{c}{Op'} \end{aligned}$$

Substituindo em (1)

$$\begin{aligned} \frac{\Delta r}{\Delta \alpha} &= \frac{Op'}{c} \\ \frac{\Delta r}{\Delta \alpha} &= \frac{Op'^2}{c} \rightarrow \Delta r = \frac{r^2 + c^2}{c} \cdot \Delta \alpha \end{aligned}$$

Andrade J.B.⁴ [13] apresenta uma nova fórmula bem como ta belas para o cálculo de $\Delta \alpha$. A fórmula proposta é válida para qualquer al titude, mesmo quando a camera está fora da atmosfera efetiva.

3.6 - DESLOCAMENTO DEVIDO AO RELEVO

Uma foto vertical é uma projeção central num plano horizon tal. Portanto se o terreno for completamente plano e a aerofoto exatamente vertical (caso ideal), a primeira terá as mesmas características de um mapa. Entretanto se houver diferenças em altura de pontos no terreno, te remos *deslocamento devido ao relevo*, que é a distância entre a posição do ponto-imagem se ele estivesse no plano de referência, e sua atual posição devido a ondulação do terreno.

⁴ Professor do Curso de Pós-Graduação em Ciências Geodésicas da Universi dade Federal do Paraná. Curitiba-PR.

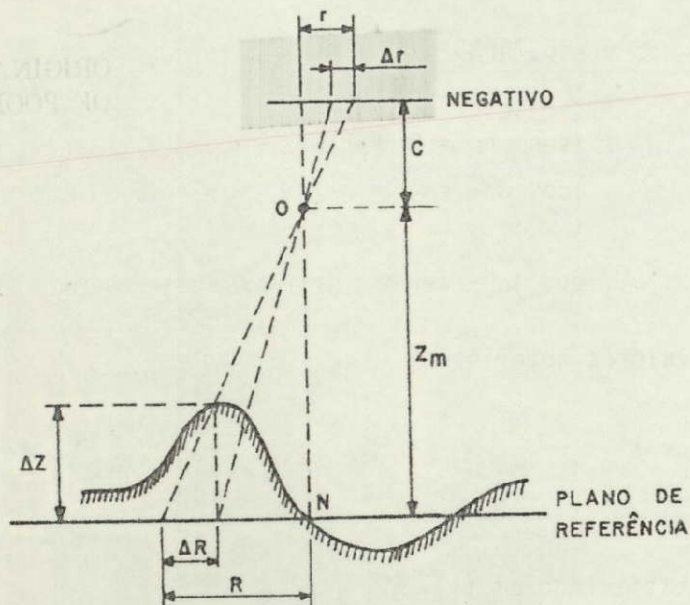


Figura III.12 - Deslocamento devido ao relevo.

$$\left. \begin{aligned} \frac{\Delta Z}{Z_m} &= \frac{\Delta R}{R} \\ \frac{c}{r} &= \frac{Z_m}{R} \end{aligned} \right\} \frac{\Delta R}{R} = \frac{\Delta Z}{Z_m} = \frac{\Delta r}{r}$$
$$\frac{\Delta r}{r} = \frac{\Delta R}{R}$$

$$\Delta r = \frac{\Delta Z}{Z_m} \cdot r$$

No caso particular do LANDSAT, as imagens MSS sofrerão a maior influência de deslocamento devido ao relevo, quando a diferença entre a altura dos pontos escolhidos para correção e os pontos das bordas da imagem for superior ou igual a 1000 metros.

3.7 - DEFORMAÇÃO DEVIDA À PROJEÇÃO CARTOGRÁFICA

Por razões cartográficas, não existe nenhuma possibilidade de reproduzir imagens MSS geometricamente corretas. Qualquer refinamento estará sujeito às imperfeições da projeção cartográfica escolhida. Os melhores resultados serão obtidos quando as imagens forem tratadas individualmente, isto porém influenciará na uniformidade do projeto. A projeção UTM por exemplo, normalmente usada nos projetos cartográficos, apresenta desvantagens, entre as quais a mais séria, é a amplitude de 6° em longitude, característica desse sistema de projeção. As imagens localizadas nos extremos das zonas de 6° terão distorções que excedem as especificações cartográficas.

Diversos cientistas têm se dedicado ao problema da escolha do melhor sistema de projeção cartográfica para as imagens MSS. Konecny [1] defende a projeção UTM, Kratky [2] uma projeção cilíndrica equidistante (projeção de Cassini), Colvocoresses [4] propõe uma projeção "Obliqua de Mercator no Espaço".

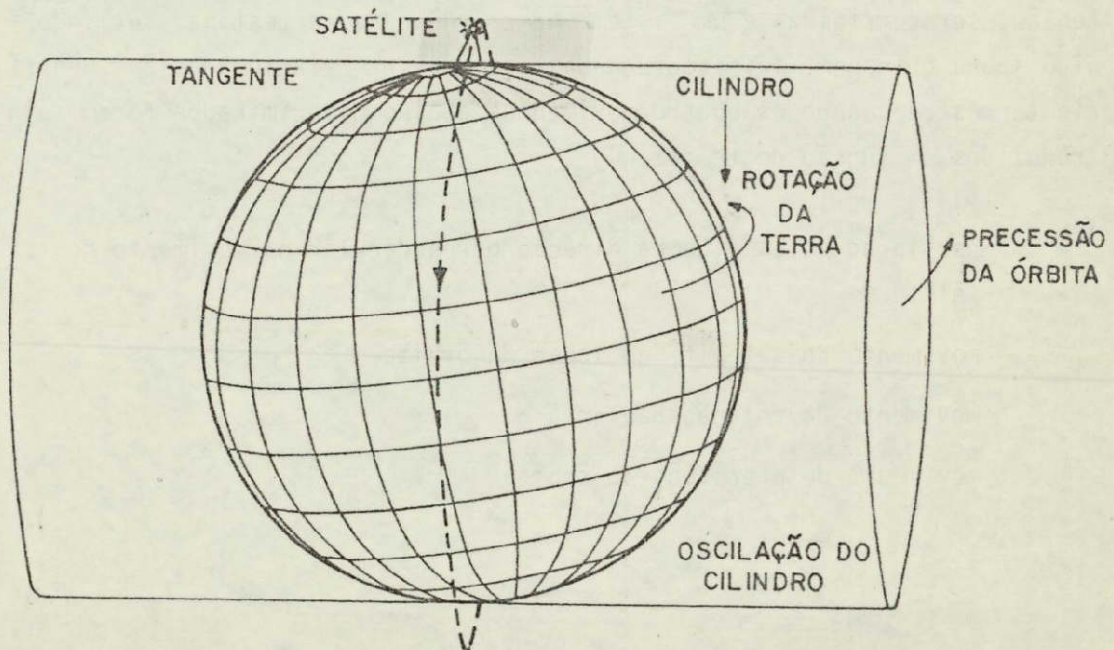


Figura III.13 - Projeção oblíqua de Mercator no espaço.

Características da atual projeção da imagem MSS:

A.P. Colvocoresses [3]a denomina "Space Cylindrical Strip Perspective" e fornece os seguintes dados:

- * fator de escala no Nadir - 1,00000
- * fator de escala na direção da varredura do "scanner" - 0,99916
(na borda da imagem)
- * fator de escala na direção do deslocamento do satélite - 1,00011
(na borda da imagem)
- * rede geodésica, da imagem - o procedimento para o cálculo e locação da rede foi desenvolvido pelo "U.S. Geological Survey" em colaboração com "Ohio State University" [5].

O resultado é uma projeção não-conforme contendo uma deformação afim ao longo da varredura do espelho. Portanto a escala será diferente em diferentes direções. Entretanto as anomalias podem, até certa extensão, ser corrigidas e um sistema de coordenadas cartesianas ser definido sobre a imagem. Tais coordenadas poderão ser relacionadas à superfície terrestre quando os quatro movimentos abaixo discriminados forem introduzidos em função do tempo:

- * oscilação do espelho na direção perpendicular no movimento do satélite
- * movimento do satélite ao longo da órbita
- * movimento da rotação da Terra
- * movimento de precessão da órbita

BIBLIOGRAFIA

1. KONECNY, G. *Geometrical Aspects of Remote Sensing*. Hannover, Hannover Technical University. Photogrammetric Institute, 1972.
2. KRATKY, V. Cartographic Accuracy of ERTS Images. *Photogrammetric Engineering*, 40 (2): 203-212, 1974.
3. COLVOCORESSES, A.P. Map Projection of the Bulk ERTS MSS Images. In: *NASA Applications Notice*, Ago., 1973. Atachment E, p.1-6.
4. COLVOCORESSES A.P. Space Oblique Mercator. *Photogrammetric Engineering and Remote Sensing*, 40(7): 921-935, 1974.
5. BENDER L.V. *An Algorithm for Gridding Satellite Photographs*. Ohio State University. Department of Geodetic Science, Abril 1970.
6. THOMPSON, M.M. *Manual of Photogrammetry*. 3 ed. Falls Church, Va, American Society of Photogrammetry, 1966. cap. 10, p. 476 - 478.
7. NASA EARTH TECHNOLOGY SATTELITE. *Data Users Handbook*, 1976.
8. FERREIRA, L.D.D.; SILVA W.C.C. da *Geometria dos elementos de Resolução de imagens orbitais*. São José dos Campos, INPE, 1975. (INPE-679-NTE/051).
9. KAULA, W.M. *Theory of Satellite Geodesy*. Londres, Blaisdell, 1966.
10. MAIA, J.C. *Introdução a Fotogrametria*. São José dos Campos, INPE, 1975. (INPE-679-NTE/051). Cap. 2, p.79-98 Cap. 3, p. 210 e 211.
11. BERTRAM S. *Atmospheric Refraction in Aerial Photogrammetry*. *Photogrammetric Engineering*, 32(1): 76-84, Jan, 1966.
12. SCHUT, G.H. Photogrammetric Refraction. *Photogrammetric Engineering* 35(1): 79-36, 1969.

13. ANDRADE, J.B. *Photogrammetric Refraction*. Tese de doutoramento Ohio, School of the Ohio University, 1977.