

CAPÍTULO 4 Sistemas Sensores e Orbitais

1.0. Resolução das imagens de sensoriamento remoto

- a) Resolução espacial:** a resolução espacial é determinada pela capacidade do detector em distinguir objetos na superfície terrestre.
- b) Resolução espectral:** É definida pelo número de bandas espectrais de uma sistema sensor e pela amplitude do intervalo de comprimento de onda de cada banda.
- c) Resolução radiométrica:** A resolução radiométrica é dada pelo número de valores digitais representando níveis de cinza, usados para expressar os dados coletados pelo sensor. Quanto maior o número de valores, maior é a resolução radiométrica.



Figura 1. Comparação da resolução radiométrica de uma imagem com 1 bit (a esquerda) e a mesma imagem com uma resolução radiométrica de 5 bits.

2.0. Movimento Orbital

- a) Elipse:** uma elipse é um conjunto de pontos tais que a soma das distâncias de qualquer ponto a dois pontos dados (os focos) seja uma constante (Figura 2).

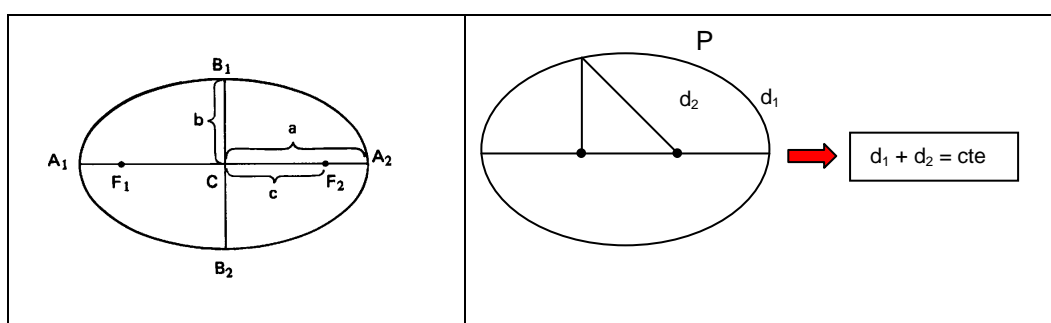


Figura 2. Elipse.

Nomenclatura:

- **Focos:** pontos F1 e F2 ;
- **Centro:** ponto médio C do segmento F1F2;.
- **Distância focal:** distância entre os focos (igual a 2c);
- **Vértices:** pontos A1, A2, B1, B2;

- **Eixo maior:** segmento A1A2 (igual a $2a$, onde a é o semi-eixo maior - responsável pelo tamanho da elipse);
- **Eixo menor:** segmento B1B2 (igual a $2b$, onde b é o semi-eixo menor);
- **Excentricidade:** razão $e = c/a$ (responsável pela forma da elipse) (Figura 3).

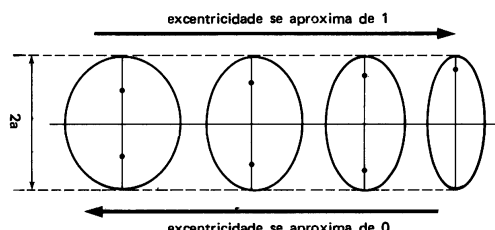


Figura 3. Relação da excentricidade com a forma da elipse.

b) Movimento Circular Uniforme

c) Leis de Johannes Kepler (1571-1630) para o Movimento Planetário:

- **(1ª Lei) Lei da órbitas:** todos os planetas movem-se em órbitas elípticas com o sol localizando-se em um dos focos. As órbitas dos planetas, a menos de Mercúrio e Marte, desviam-se pouco da circularidade.
- **(2ª Lei) Lei das áreas:** a reta que une o planeta ao Sol varre áreas iguais em tempos iguais (Figura 4). Quando um determinado planeta está mais próximo do Sol, ele aumenta de velocidade, quando mais distante, ele diminui. Ou seja, os planetas estão sempre caindo em direção ao Sol mas nunca atingindo-o.

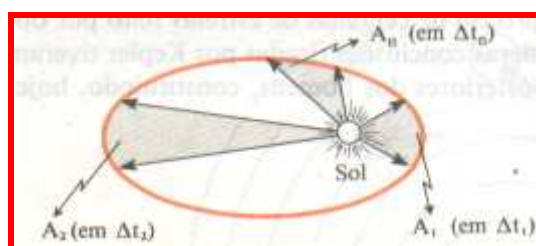


Figura 4. Esquema da lei das áreas.

$$\frac{A_1}{\Delta t_1} = \frac{A_2}{\Delta t_2} = \dots = \frac{A_n}{\Delta t_n}$$

- **(3ª Lei) Lei dos períodos ou lei harmônica:** O quadrado do período de revolução (tempo despendido para completar uma órbita) de qualquer planeta é proporcional ao cubo da distância média do planeta ao Sol. Quanto mais distante do Sol mais

lentamente ele se move, mas de acordo com uma precisa lei matemática:

$$P^2 = a^3$$

Em que,

P : é o período de revolução do planeta em torno do Sol medido em anos;

a : é a distância da Terra ao Sol medida em unidades astronômicas (distância da Terra ao Sol).

Exemplo: para o planeta Júpiter, temos:

a = 5 (Júpiter está a cinco unidades astronômicas do Sol);

Logo, $P = a^{3/2} = 5^{1,5} = 11,18$ anos.

No caso de um satélite artificial em torno da Terra tem-se que:

$$t^2 = a^3 / K$$

Em que,

a : semi-eixo maior da elipse (ou o raio no caso de uma órbita circular);

K: é a constante de Kepler em unidades SI (= 10^{13}).

Exemplos:

1) Calcular o período de revolução de um satélite com uma altitude de 832 km.

a = 832.000 + 6.378.000 (Raio da Terra) = 7.210.000 m

K = 10^{13}

$$t = \sqrt{\frac{a^3}{k}} = \sqrt{\frac{7210000^3}{10^{13}}} = 6.122,135 \text{ segundos} = 102,04 \text{ minutos.}$$

2) Calcular a altitude H que deve ficar um satélite para que o período de revolução seja de 86.164 segundos.

t = 86.164 segundos

K = 10^{13}

$$a = \sqrt[3]{k \cdot t^2} = \sqrt[3]{10^{13} \cdot 86164^2} = 42.029.146,24 \text{ m}$$

a = $R_t + H$, Logo:

$$H = a - R_t = 42.029.146,24 - 6.378.000 = 35.651.146,24 \text{ m} = 35.651,15 \text{ km}$$

d) Lei da Gravitação Universal de Newton:

"A força F entre duas partículas quaisquer, de massas m_1 e m_2 , separadas pela distância r , é atrativa e age ao longo da linha que une as partículas, e seu módulo vale $F = G \cdot (m_1 \cdot m_2) / r^2$, onde G é a constante de gravitação gravitacional ($G=6,673 \times 10^{-11} \text{ N} \cdot \text{m}^2/\text{kg}^2$), válida para todos os pares de partículas."

e) Movimento dos satélites: seja um satélite S de massa m_S a uma altitude H acima da superfície terrestre, descrevendo uma órbita elíptica com velocidade escalar v_S em torno da Terra T (com raio $r_T = 6,371 \cdot 10^6 \text{ m} = 6.371 \text{ km}$ e massa $m_T = 5,976 \cdot 10^{24} \text{ kg}$).

Forças atuantes no sistema:

- **Força centrípeta F_{CP} :** força de ação exercida pela Terra sobre o satélite, necessária para manter o satélite em movimento sobre a órbita circular
- **Força gravitacional F_G :** força de reação, exercida sobre a Terra pelo satélite

$$F_G = F_{CP}$$

$$G \cdot (m_T \cdot m_S) / (r_T + H)^2 = m_S \cdot v_S^2 / (r_T + H)$$

$$v_S = [(G \cdot m_T) / (r_T + H)]^{1/2}$$

$$T = 2 \cdot \pi \cdot (r_T + H) / v_S$$

Exemplo: Para o satélite Landsat 4, temos:

$H = 705 \text{ km}$

$$v_S = \left[\frac{G \cdot m_T}{r_T + H} \right]^{1/2} = \left[\frac{6,673 \times 10^{-11} \cdot 5,976 \cdot 10^{24}}{6,371 \cdot 10^6 + 705000} \right]^{1/2} = 7507,09 \text{ m/s} = \mathbf{7,507 \text{ km/s}}$$

$$T = 2\pi \frac{r_T + H}{v_S} = 2\pi \frac{6,371 \cdot 10^6 + 705000}{7507,09} = 5922,37 \text{ seg} = 98,7 \text{ min} = 1,645 \text{ h} =$$

14,6 voltas/dia

f) Parâmetros orbitais

- ⊕ **Apogeu:** ponto de altitude máxima da órbita (Figura 5);
- ⊖ **Perigeu:** ponto de altitude mínima da órbita;
- ⊕ **Nodos ascendente e descendente da órbita:** são os pontos de intersecção da órbita com o plano equatorial. **Nodo ascendente** é aquele que o satélite atravessa no Equador quando se dirige do Sul para o Norte. **Nodo descendente** é aquele que o satélite atravessa no Equador quando se dirige do Norte para o Sul. A "linha dos nodos" é aquela que liga os nodos ascendente e descendente, passando pelo centro da Terra.

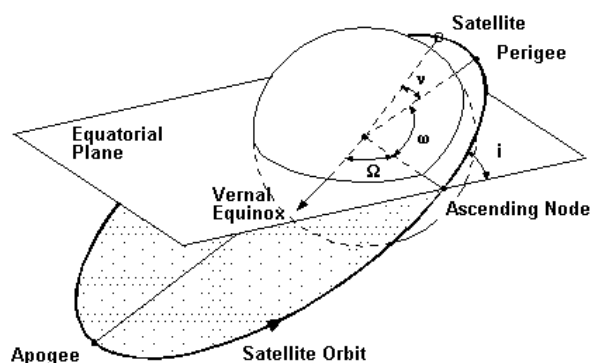


Figura 5. Esquema da órbita de um satélite.

- ✚ **Inclinação (I):** ângulo entre o plano orbital do satélite e o plano equatorial da Terra. Inclinações próximas a 0° correspondem às chamadas órbitas equatoriais. Inclinações próximas a 90° correspondem às chamadas órbitas polares pois cobrem os dois polos. Órbitas com inclinação entre 0° e 90° rodam no mesmo sentido que a Terra (Oeste - Leste) e por isso são denominadas de "progressivas". Órbitas com inclinação maior que 90° rodam no sentido contrário à Terra (Leste - Oeste) e por isso são chamadas de "retrógradas". Inclinações maiores que 50° e menores que 130° correspondem a órbitas "polares" pois atingem latitudes altas. Inclinações menores que 40° correspondem a órbitas próximas ao Equador, não podendo imagear em latitudes altas.
- ✚ **Ascensão reta do nodo ascendente (Right Ascension of Ascending Node - RAAN - Ω):** ângulo entre o primeiro ponto de Aires e o nodo ascendente. Segundo valor que alinha a elipse orbital no espaço, considerando que a inclinação é o primeiro.
- ✚ **Argumento do perigeu (Argument of perigee - ω):** é o ângulo medido no plano orbital, na direção do movimento, do nodo ascendente ao perigeu. É o ângulo entre o eixo maior da elipse (linha entre o perigeu e o apogeu) e a linha dos nodos, medido no plano da órbita. **Varia entre 0° e 360°** , sendo igual a 0° quando o perigeu está no nodo ascendente, e 180° quando o satélite está mais longe da Terra (apogeu) cruzando o Equador em movimento ascendente. Determina a posição da elipse orbital no plano orbital, visto que a inclinação I e a ascensão reta Ω determinam a posição do plano orbital no espaço.
- ✚ **Excentricidade:** determina a forma da elipse orbital.
 - **Círculo: Excentricidade = 0;**
 - **Elipse longa e estreita: Excentricidade = 1.**

- ✚ **Movimentação média (Mean motion - n):** velocidade angular média do satélite (em revoluções por dia) em uma órbita elíptica: $n = 2. \pi / T$ onde T é o período orbital. Parâmetro relacionado com o tamanho da órbita (distância do satélite à Terra).
- ✚ **Anomalia média (Mean anomaly - M):** especificação da posição do satélite na órbita em uma dada época. Ângulo medido a partir do perigeu na direção do movimento do satélite, que um satélite teria se movimentasse em velocidade angular constante.
- ✚ **Anomalia verdadeira:** ângulo no plano orbital do satélite entre o perigeu e a posição do satélite medido na direção do movimento do satélite.
- ✚ **Elementos keplerianos:** descrevem a forma e orientação de uma órbita elíptica em torno da Terra, bem como a posição de um satélite naquela órbita em uma dada época (data e hora de referência): **argumento do perigeu, ascensão reta do nodo ascendente, anomalia média, semi-eixo maior, inclinação e excentricidade.**
- ✚ **Perturbações:** existem os seguintes tipos de perturbações:
 - **Geopotencial:** devido ao achatamento terrestre, ou seja, ao desvio principal da Terra em relação à forma esférica; altera a orientação do plano orbital no espaço sem alterar a inclinação; altera a orientação da elipse no plano orbital.
 - **Atração lunissolar:** devido às ações atrativas do Sol e da Lua; afeta todos os elementos orbitais, diminuindo a altura do perigeu e, conseqüentemente, afetando o tempo de vida do satélite.
 - **Arrasto atmosférico:** devido ao atrito com a atmosfera; diminuição do semi-eixo maior, da excentricidade e do período de revolução.

2.1. Tipos de órbitas

- a) **Órbita geossíncrona:** é qualquer tipo de órbita que produz uma **varredura terrestre repetitiva**, sendo obtida quando o período orbital é um múltiplo inteiro ou sub-múltiplo de um dia sideral. O satélite deve ficar a aproximadamente 36.000 km (35.786 km) de distância da Terra.
- b) **Órbita geoestacionária:** é uma órbita geossíncrona, circular, progressiva, com inclinação nula ($I = 0$). **A velocidade angular do Satélite é igual à da Terra** em torno de seu eixo, de modo que o Satélite parece imóvel para um observador terrestre. Permite uma observação constante da superfície terrestre para

os pontos situados entre as latitudes de $81,3^{\circ}$ Sul e $81,3^{\circ}$ Norte, sendo que a área de serviço cobre quase $1/3$ da superfície terrestre. O período é de **86.164s**.

c) Órbita heliossíncrona: é uma órbita cujo plano guarda uma orientação constante em relação ao Sol, ou seja, o ângulo Sol-Terra-Satélite permanece constante, garantindo condições semelhantes de iluminação ao longo do ano na área imageada. Neste caso, o satélite cruza a linha do Equador e cada latitude sempre à **mesma hora solar**.

d) Órbita terrestre baixa (Low Earth Orbit - LEO): órbitas elípticas ou circulares (mais comum) a altitudes inferiores a **2000 km** acima da superfície terrestre. O período orbital varia entre **90 min e 2 h**. O tempo máximo que um satélite fica acima do horizonte local para um observador na Terra é de **20 minutos**. O raio da área de serviço varia de **3000 a 4000 km**. Sofrem arrasto atmosférico.

e) Órbitas circulares intermediárias (Intermediate Circular Orbits - ICO) ou Órbitas terrestres médias (Medium Earth Orbits - MEO):

- altitude: 10000 km
- Período orbital: 6h Tempo máximo: algumas horas
- Sistemas de comunicação global: 2 a 3 satélites em órbitas planas

f) Órbitas altamente elípticas (Highly Elliptical Orbits - HEO)

- Apogeu = 50000 km Perigeu = 500 km
- Inclinação: $63,4^{\circ}$
- Período orbital: 8 a 24 horas
- Exemplo: Satélite Molniya (Rússia)

3.0 Foguetes

3.1. Introdução

3.2. Definições

“É um **motor a reação** que contém dentro de si todo o necessário para a queima de seu combustível e que por isso não requer um meio externo de ar para a combustão e assim pode operar no vácuo”

“É uma câmara que contém gás sob pressão. Uma pequena abertura no final da câmara permite o escape do gás e impulsiona o foguete na direção oposta”

- Ação: saída de gás dos motores
- Reação: movimento do foguete na direção oposta
- Componentes: Propulsor + Câmara de combustão + Bocal
- Câmara de combustão: volume no qual a combustão ou Reação de liberação de energia acontece.

3.3. Tipos de acordo com o tipo de combustível utilizado

a) Propulsor sólido

- Usa uma mistura sólida de combustível e oxidante como propulsores.
- Vantagens: Não tem partes móveis e, portanto, é mais seguro. Fáceis de armazenar e manusear. Mais baratos.
- Desvantagem: A ignição não pode ser interrompida até que todo o combustível seja consumido após o seu início.

b) Propulsor líquido

- O combustível e o oxidante são combinados apenas no momento da combustão. Bombas são necessárias para levar o combustível e o oxidante ao motor suficientemente rápido para desenvolver a propulsão desejada.
- Vantagens: são controláveis e mais poderosos (até duas vezes).
- Desvantagem: mais complicados e difíceis de armazenar.

4.0. Sistemas Sensores

São sistemas que transformam a radiação eletromagnética (REM) em um sinal elétrico com informações sobre o ambiente visado

Configuração típica de um Sistema Sensor:

Radiação eletromagnética proveniente do alvo visado ⇒ sistema ótico ⇒ detector ⇒ amplificador ⇒ conversor analógico digital ⇒ Transmissão dos Dados (Telemetria)

4.1. Classificação dos Sistemas Sensores

➤ Quanto à fonte de energia

- **Ativos:** produzem a própria radiação. Ex.: Radar.
- **Passivos:** dependem de fonte externa que é comumente a radiação solar. Ex.: Landsat-TM, SPOT-HRV, AVHRR/NOAA
- **Quanto à região espectral**
 - **Óticos:** utilizam espelhos, lentes e prismas
 - i) **Reflexão** (0,38 a 3 μm): Visível (0,38 a 0,72 μm), Infravermelho próximo (0,72 a 1,3 μm) e Infravermelho médio (1,3 a 3 μm)
 - ii) **Emissão** (7 a 15 μm): Infravermelho termal
 - **Microondas** (1 mm a 1 m).
- **Quanto ao tipo de transformação da energia**
 - **Não-imageadores:** geram informações minuciosas e pontuais em forma de dígitos ou gráficos. Os equipamentos típicos são os radiômetros (que possuem algumas bandas largas) e os espectro-radiômetros (que contém várias bandas estreitas)
 - **Imageadores:** geram imagens, ou seja, descrevem a variação espacial da resposta espectral dos alvos observados.
 - i) **Quadro ou "Frame":** formam a imagem em uma única operação
 - ii) **Varredura ou "Scanning":** formam a imagem através de operações seqüenciais mecânicas (Ex.: Landsat-TM) ou eletrônicas (Ex.: SPOT-HRV).

4.2. Instrumentos fotográficos

Vantagens:

- Grande resolução espacial
- Costume de trabalho cotidiano

Desvantagens:

- Não reutilização dos filmes, implicando na necessidade de embarcar uma quantidade suficiente de filmes para a obtenção das imagens previstas ou de prever um recarregamento periódico;
- Não disponibilidade imediata e direta das informações registradas num filme;
- Sensibilidade limitadas ao infravermelho próximo (0,9 μm);
- Dinâmica limitada, não permitindo efetuar medidas fotométricas precisas, pois a densidade ótica é função da irradiância recebida, das características dos banhos de tratamento e da temperatura.

4.3. Principais componentes ou subsistemas dos sistemas sensores

- a) **Ajuste de órbita (Orbit Adjust Subsystems - OAS):** o ajuste de órbita tem as seguintes funções:

- Corrigir a órbita do satélite após o lançamento;
 - Manter ou reestabelecer a órbita durante seu período de vida útil;
- b) Subsistema de controle de atitude (Attitude Control Subsystem - ACS):** apresenta as seguintes funções:
- Controlar a posição do satélite em relação ao plano orbital;
 - Manter estabilidade da base do satélite em relação ao plano horizontal para assegurar que os subsistemas sensores estejam em posição paralela à superfície visada;
 - Garantir que os painéis solares estejam orientados para o mais próximo possível da posição perpendicular ao vetor Sol-Satélite.

Movimentos que interferem a aquisição de dados:

- **Pitch (Arfagem):** movimentação do satélite no plano horizontal, ou seja, oscilação de sua base em relação ao eixo longitudinal da espaçonave;
 - **Roll (Rolagem):** movimentação do satélite no plano horizontal, ou seja, oscilação da base do satélite perpendicularmente à provocada pelo "pitch";
 - **Yaw (Deriva):** rotação da espaçonave em relação ao seu eixo vertical, ou seja, determina um desvio da direção da órbita.
- c) Medição constante da posição do satélite:** através de sensores que observam a posição de corpos celestes como o Sol, a Terra e algumas estrelas.
- d) Suprimento de energia:** tem as funções de gerar (através dos painéis solares), armazenar (através de baterias) e distribuir a energia elétrica necessária para operar todos os demais subsistemas que compõem a espaçonave.
- e) Controle térmico:** tem as funções de manter a temperatura entre $20^{\circ} \pm 10^{\circ} \text{C}$ para o perfeito funcionamento dos sensores e dos subsistemas de controle. Isto é feito através de um sistema de respiração nas paredes da espaçonave ou com tubos de aquecimento que podem transferir o excesso de calor de um ponto específico às paredes do equipamento.
- f) Telemetria (Communications and Data-Handling Subsystems):** tem as funções de controlar o fluxo interno e externo de informações, tais como, telemetria, armazenamento de dados a bordo, comunicação interna entre os diferentes subsistemas que compõem o satélite.

g) Subsistema RBV (Return Bean Vidicon): produz imagem instantânea da superfície, sendo semelhante a um sistema fotográfico ou a uma câmera de televisão. A energia proveniente da cena impressiona a superfície fotossensível do tubo da câmera. Durante um certo tempo, a entrada de energia é interrompida por um obturador, para que o tubo seja varrido por um feixe de elétrons gerando um sinal de vídeo que é transmitido telemetricamente

h) Subsistema de imageamento do terreno por varredura de linhas ("line scanner"): composta por matriz de detectores.

5.0. Sistemas de satélites

“Esses sistemas registram a radiação eletromagnética que é refletida ou emitida pelos alvos terrestres. Enquanto os métodos fotográficos e de TV são limitados ao intervalo de 0,4 a 0,9 μm , a técnica de varredura permite o registro de imagens nos comprimentos de onda do ultravioleta até o infravermelho térmico (0,3 - 14,0 μm). A radiação refletida e/ou emitida pela superfície terrestre atravessa o sistema óptico do "scanner" e é focalizada sobre os detectores. Estes transformam a radiação em sinais elétricos que são gravados em fita magnética. Um "scanner" multiespectral pode gravar sinais provenientes de vários intervalos de comprimento de onda”

5.1. Satélite Landsat

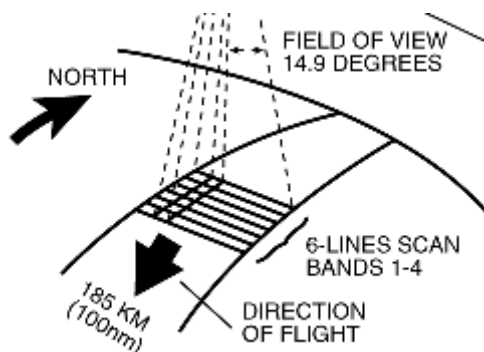


Figura 6. Resumo das características dos Satélites Landsat 1-2-3-4-5

Tabela 1. Sensores e Bandas Espectrais - Comparativo MSS e TM.

Thematic Mapper - TM							
Bandas	1	2	3	4	5	6 IR Termal	7
Faixa (μm)	0.45 - 0.52	0.52 - 0.60	0.63 - 0.69	0.76 - 0.90	1.55 - 1.75	10.42 - 12.50	2.08 - 2.35
Resolução	30	30	30	30	30	120	30
Multi-Spectral Scanner - MSS							
Bandas	1	2	3	4			
Faixa (μm)	0.5 - 0.6	0.6 - 0.7	0.7 - 0.8	0.8 - 1.1			
Resolução (m)	80	80	80	80			

As órbitas dos satélites Landsat 1, 2, 3, 4 e 5 apresentam as seguintes características (Figura 7):

- Repetitivas
- Circulares
- Heliosíncronas, ou seja, sincronizadas com o sol, passando na mesma hora solar em qualquer ponto observado
- Quase polar, permitindo assim uma cobertura completa da terra entre 81°N e 81°S.
- Altitude: 705 km Velocidade : equivalente a 7,7 km/seg no solo.

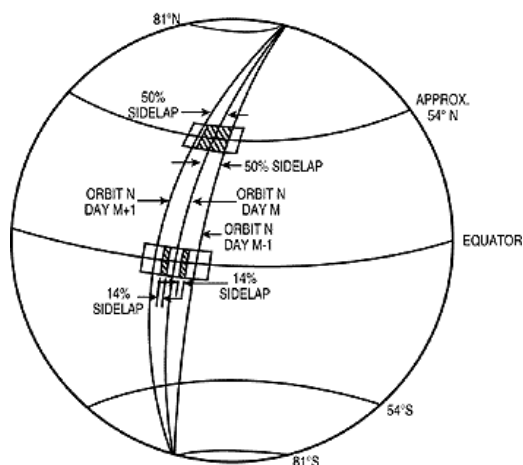


Figura 7. O ciclo orbital do LANDSAT 1-2-3 é de 18 dias. Para o LANDSAT 4, 5 e 7 é de 16 dias.

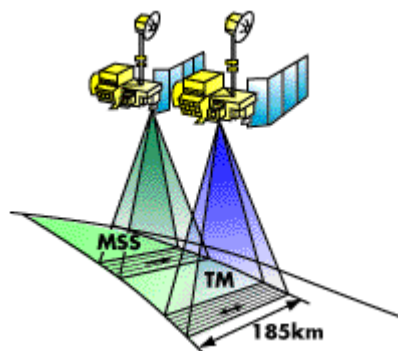


Figura 8. Área imageada pelo satélite Landsat.

Diferenças notáveis entre o Landsat 7 e o Landsat 5

- Adição no Landsat7 de uma banda Pancromática com resolução espacial de 15m
- Aprimoramento no sistema de calibração radiométrica dos sensores, o que garante uma precisão radiométrica absoluta de +/-5%.
- Aprimoramento na geometria de imageamento, o que resulta numa maior precisão em imagens corrigidas apenas a partir de dados de efemérides de satélite geradas pelo GPS de bordo, muito próxima da precisão obtida com imagens georeferenciadas com pontos de controle cartográficos.

Tabela 3. Diferenças de resolução espectral (μm) entre o sensor TM do Landsat5 e o sensor ETM+ do Landsat 7

Sensor	Banda 1	Banda 2	Banda 3	Banda 4	Banda 5	Banda 6	Banda 7	Banda 8
TM	0.45-0.52	0.52-0.60	0.63-0.69	0.76-0.90	1.55-1.75	10.4-12.5	2.08-2.35	-
ETM+	0.45-0.52	0.53-0.61	0.63-0.69	0.78-0.90	1.55-1.75	10.4-12.5	2.09-2.35	0.52-0.90

5.2. Satélite SPOT



Figura 9. Satélite SPOT.

a) As características Técnicas Gerais dos Satélites SPOT

Datas de lançamento:

SPOT 1	22 de Fevereiro de 1986, operacional
SPOT 2	22 de Janeiro de 1990, operacional
SPOT 3	26 de Setembro de 1993, perdido em 14 de Novembro de 97
SPOT 4	24 de Março de 1998
SPOT 5	previsto para início de 2001

Características do SPOT 1-2-3

Spot 1, 2, 3	Características
Peso Total Inicial em Início de Vida Útil	1870 kg
Potência dos Paineis Solares	1 kW
Largura dos Paineis Solares	8,032 m
Altitude média no Equador	822 km
Tamanho do Corpo do Satélite	2 m x 2 m x 4,5 m

Frequência da Telemetria da Imagem	8,253 GHz
Fluxo de Transmissão	2 x 25 Mbits/sec
Foguete Lançador	Ariane 2/3
Capacidade de Gravação a Bordo	2 x 22 minutos
Duração da Vida Útil Prevista	> a 3 anos
Ciclo Orbital	26 dias
Duração de uma órbita (nominal)	101,4 min
Inclinação da Órbita	98.7 Graus
Nó Descendente	10:39 Horas
Órbita	Circular e Heliosincronizada

Características do SPOT 4

Spot 4	Características
Peso Total Inicial em Início de Vida Útil	2 700 kg
Potência dos Paineis Solares	2,1 kW
Largura dos Paineis Solares	8,14 m
Altitude média no Equador	822 km
Tamanho do Corpo do Satélite	2 m x 2 m x 5.6 m
Frequência da telemetria da Imagem	8,253 GHz
Fluxo de Transmissão	2 x 25 Mbits/sec
Foguete Lançador	Ariane 4
Capacidade de Gravação a Bordo	2 x 40 minutos + 3 min
Duração da Vida Útil Prevista	> a 5 anos
Ciclo Orbital	26 dias
Duração de uma órbita (nominal)	101,4 min
Inclinação da Órbita	98.7 Graus
Nó Descendente	10:39 Horas
Órbita	Circular e Heliosincronizada

Faixa de varredura

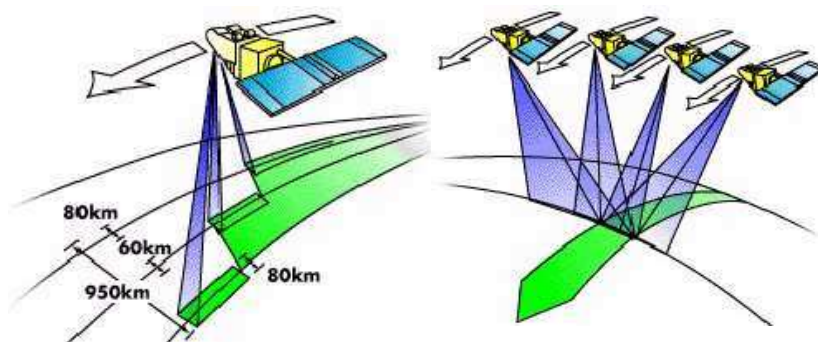


Figura 10. Faixa de varredura do satélite SPOT.

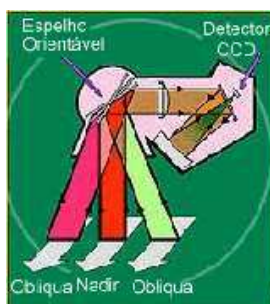


Figura 11. Espelho orientável do SPOT.

Sensores	Bandas Espectrais	Resolução
HRV-XS : Multiespectral: 3 bandas no SPOT 1-2-3 HRVIR-XI : Multiespectral: 4 bandas no SPOT-4	Banda-1 : 0.50 ~ 0.59 μm Verde	20m
	Banda 2 : 0.61 ~ 0.68 μm Vermelho	
	Banda 3 : 0.79 ~ 0.89 μm Infra Vermelho Próximo	
	Banda 4 : 1.58 ~ 1.75 μm Infra Vermelho Médio	
HRV-PAN : Pancromático no SPOT 1-2-3 HRVIR-M : Monoespectral No SPOT 4	Banda única: 0.51 ~ 0.73 μm Visível menos Azul Dados comprimidos a bordo (DPCM 3/4) Banda única: 0,61 ~ 0,68 μm Igual a Banda 2 Dados comprimidos a bordo (DPCM 3/4)	10m

5.3. Satélite KOSMOS (câmara KVR-1000)

5.4. Satélite IKONOS

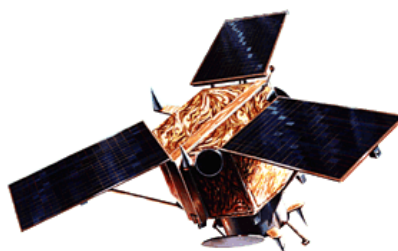


Figura 12. Satélite IKONOS.

Características do satélite IKONOS

Altitude	680 km
Inclinação	98,1°
Velocidade	7km / s
Sentido da Órbita	descendente
Duração da Órbita	98 minutos
Tipo de Órbita	Sol-síncrona
Resolução Espacial	Pancromática: 1m / Multiespectral: 4m
Bandas espectrais	Pan 0.45 - 0.90 μ Azul 0.45 - 0.52 μ Verde 0.52 - 0.60 μ Vermelho 0.63 - 0.69 μ Infra vermelho próximo 0.76 - 0.90 μ
Imageamento	13km na vertical (cenas de 13km x 13km)
Capacidade de Aquisição de imagens	Faixas de 11km x 100km até 11km x 1000km Mosaicos de até 12.000km ² 20.000km ² de área imageada numa passagem
Frequência de Revisita	2.9 dias no modo Pancromático 1.5 dia no modo Multiespectral

5.5. Satélite Terra

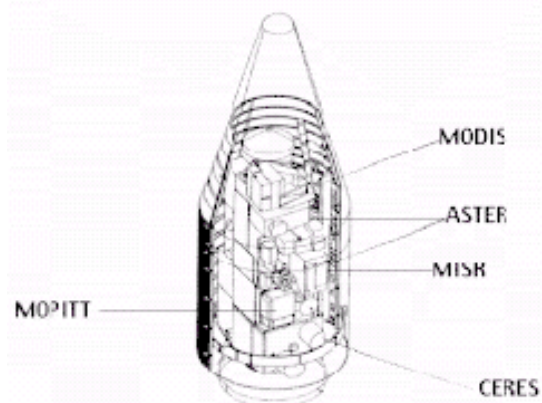


Figura 13. Cinco instrumentos do satélite Terra.

a) MODIS

Características do MODIS	
Alcance Espectral	0.4-14.4 μm
Cobertura Espectral	$\pm 55^\circ$; 2330 km em fileira (scans contínuos em nadir no equador)
Resolução Espacial	250 m (2 bandas), 500 m (5 bandas), 1000 m (29 bandas) em nadir
Ciclo Obrigatório	100 %
Taxa de Dados	6.2 Mbps (avg), 10.8 Mbps (dia), 2.5 Mbps (noite)
Massa	274 Kg
Força	162.5 W (avg para uma órbita), 168.5 W (pico)

b) ASTER

Características ASTER	
Alcance Espectral	
VNIR	0.5-0.9 μm
SWIR	1.6-2.5 μm
TIR	8-12 μm
Resolução Espacial	15 m (VNIR: 3 bandas), 30 m (SWIR: 6 bandas), 90 m (TIR: 5 bandas)
Ciclo Obrigatório	8%
Taxa de Dados	8.3 Mbps (média), 89.2 Mbps (pico)
Massa	450 Kg
Força	525 W (média), 761 W (pico)

5.6. Satélite AQUA

5.7. QUICKBIRD



Figura 15. Satélite QUICKBIRD.

Características do satélite QUICKBIRD.

<i>Função</i>	<i>Característica</i>
Altitude	Cerca de 450 km
Inclinação da órbita	98 graus, heliosíncrona
Velocidade	7,1 km/s
Área de Cobertura	16,5 km por 16,5 km
Passagem	10h30min
Dados	11 bits
Formatos	GeoTIFF, NITF
Resolução	(NADIR) = 61 cm no PAN e 2,44 m MULTI.

5.8. ENVISAT



Figura 16. Satélite ENVISAT.

5.9. CBERS



Figura 17. Satélite CBERS.