

CAPÍTULO 1

O PROJETO DE UMA MISSÃO ESPACIAL - COMO CONSTRUIR UM SATÉLITE

Otávio Luiz Bogossian*
Himilcon de Castro Carvalho⁺
Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais

* e.mail: sectssc@dss.inpe.br

⁺ e.mail: carvalho@dss.inpe.br

ÍNDICE

LISTA DE FIGURAS	1 - 5
LISTA DE TABELAS	1 - 7
1 AS MISSÕES ESPACIAIS	1 - 9
2 SISTEMAS ESPACIAIS	1 - 25
3 SEGMENTO ESPACIAL	1 - 27
3.1 O SATÉLITE E SEUS SUBSISTEMAS	1 - 30
3.2 DESCRIÇÃO DOS SUBSISTEMAS	1 - 34
3.2.1 ESTRUTURA	1 - 34
3.2.2 SUPRIMENTO DE POTÊNCIA	1 - 35
3.2.3 CONTROLE DE ÓRBITA E ATITUDE	1 - 37
3.2.4 SUBSISTEMA DE PROPULSÃO	1 - 40
3.2.5 SUBSISTEMA DE COMUNICAÇÕES DE SERVIÇO (TT&C)	1 - 41
3.2.6 GESTÃO DE BORDO (OBDH)	1 - 43
3.2.7 CONTROLE TÉRMICO	1 - 45
4 OS PROJETOS ESPACIAIS	1 - 48
4.1 FASES DO PROJETO	1 - 48
4.2 PLANO DE VERIFICAÇÃO	1 - 51
4.3 FILOSOFIA DE MODELOS	1 - 53
4.3.1 FILOSOFIA CONSERVADORA	1 - 53
4.3.2 ALTERNATIVA 1: PROTO-SOLO	1 - 54
4.3.3 ALTERNATIVA 2: PROTO -VÔO	1 - 54

LISTA DE FIGURAS

FIGURA 1 - SISTEMA DE TELECOMUNICAÇÕES POR SATÉLITE	1 - 11
FIGURA 2 - SISTEMA DE DIFUSÃO	1 - 12
FIGURA 3 - ARQUITETURA DE UM REPETIDOR	1 - 12
FIGURA 4 - TIPOS DE COBERTURA	1 - 13
FIGURA 5 - REGIÕES DE COBERTURA	1 - 13
FIGURA 6a - ANTENA DE SATÉLITES DE TELECOMUNICAÇÕES	1 - 14
FIGURA 6b - ALIMENTADOR DE ANTENA	1 - 14
FIGURA 7 - IRRADIÂNCIA ESPECTRAL DO SOL	1 - 17
FIGURA 8 - O ESPECTRO ELETROMAGNÉTICO	1 - 18
FIGURA 9 - ESQUEMA DA ENERGIA LUMINOSA EMITIDA PELO SOL E REFLETIDA PELA TERRA AO SATÉLITE	1 - 18
FIGURA 10 - PORCENTAGEM DE ENERGIA REFLETIDA POR COMPRIMENTO DE ONDA	1 - 19
FIGURA 11 - BANDAS ESPECTRAIS DOS PRINCIPAIS SATÉLITES DE SENSORIAMENTO REMOTO	1 - 20
FIGURA 12 - ESQUEMA DA ARQUITETURA DE UM INSTRUMENTO DE OBSERVAÇÃO ÓTICA	1 - 20
FIGURA 13 - MÓDULO ÓTICO	1 - 21
FIGURA 14 - CONFIGURAÇÕES "PUSHBROOM" E "WHISKBROOM"	1 - 21

FIGURA 15 - IMAGEM EM VÁRIOS NÍVEIS DE AMPLIAÇÃO PARA ILUSTRAR O CONCEITO DE PIXEL	1 - 22
FIGURA 16 - CURVA TÍPICA DE RESPONSIVIDADE	1 - 23
FIGURA 17 - SISTEMA ESPACIAL	1 - 26
FIGURA 18 - ELEMENTOS E SUBSISTEMAS DE UM SISTEMA ESPACIAL	1 - 27
FIGURA 19 - DEFINIÇÃO DO SISTEMA A PARTIR DOS REQUISITOS DE MISSÃO	1 - 30
FIGURA 20 - PLATAFORMA	1 - 31
FIGURA 21 - BARRAMENTO REGULADO	1 - 36
FIGURA 22 - BARRAMENTO NÃO REGULADO	1 - 36
FIGURA 23 - BARRAMENTO SEMI-REGULADO	1 - 37
FIGURA 24 - ESQUEMA DE INTERLIGAÇÃO DOS SENSORES E ATUADORES	1 - 40
FIGURA 25 - ARQUITETURA DO SUBSISTEMA DE PROPULSÃO	1 - 41
FIGURA 26 - O SUBSISTEMA DE TT&C	1 - 42
FIGURA 27 - ARQUITETURA EM ESTRELA	1 - 44
FIGURA 28 - ARQUITETURA MODULAR	1 - 45
FIGURA 29 - CICLO DE VIDA DE UM PROJETO ESPACIAL	1 - 50
FIGURA 30 - SEQUÊNCIA DE TESTES	1 - 52

LISTA DE TABELAS

TABELA 1 - FREQUÊNCIAS UTILIZADAS	1 - 15
TABELA 2 - CARACTERÍSTICAS DAS CARGAS ÚTEIS DE ALGUMAS MISSÕES	1 - 24
TABELA 3 - DESCRIÇÃO DOS SUBSISTEMAS	1 - 33
TABELA 4 - REQUISITOS DE APONTAMENTO E ESTABILIDADE	1 - 38
TABELA 5 - TEMPERATURAS TÍPICAS DE FUNCIONAMENTO	1 - 45
TABELA 6 - FASES DO PROJETO	1 - 49
TABELA 7 - MODELOS DE DESENVOLVIMENTO - FILOSOFIA CONSERVADORA	1 - 53
TABELA 8 - CRÍTICA DAS ALTERNATIVAS	1 - 55

1 AS MISSÕES ESPACIAIS

A utilização de satélites artificiais como elementos de sistemas de telecomunicações ou de imageamento da Terra tem-se tornado bastante comum. Da mesma forma, ouvimos falar de sondas espaciais para pesquisa científica e exploração de outros planetas.

Todas estas atividades constituem missões espaciais, isto é, tarefas a serem cumpridas através da utilização de um satélite artificial. Entretanto, muitas missões podem ser realizadas por outros meios. Por exemplo, fotos da Terra obtidas de aviões ou balões ou ainda, telecomunicações de longa distância feitas com cabos submarinos.

Cabe aqui a pergunta: que características tornam uma missão espacial mais atrativa? Algumas respostas seriam:

- **Perspectiva global:** - missões espaciais se beneficiam de uma visão de conjunto (sinóptica) que permite informação sobre grandes áreas e fenômenos globais. Podemos citar como exemplo as telecomunicações, o sensoriamento remoto (imageamento) e a coleta de dados.
- **Estar acima da atmosfera:** - algumas pesquisas científicas só podem ser realizadas acima da atmosfera como a astronomia com Raios-X, por exemplo.
- **Ambiente de microgravidade:** - o ambiente orbital provê um estado de microgravidade quase constante, o que permite um número crescente de atividades de pesquisa em fármacos, novos materiais, fisiologia, etc.

Com relação à aplicação, as atividades espaciais poderiam ser classificadas em:

- Científicas
 - astronomia/astrofísica/meio interplanetário
 - geofísica espacial
 - planetologia
 - ciências da Terra, atmosfera, clima

- Operacionais
 - sensoriamento remoto, coleta de dados
 - comunicações
 - meteorologia
 - localização e navegação

- Tecnológicas
 - gravidade
 - validação de novos equipamentos e inovações tecnológicas.

Em todos os casos, o importante é a finalidade da missão ou tarefa a ser realizada. O satélite é apenas um componente, parte de um sistema espacial, que servirá para cumprir a missão. O elemento-chave é a carga útil, ou seja, o equipamento que vai a bordo do satélite para cumprir a missão (câmara, transmissor, receptor, equipamento de medida científica). Os outros equipamentos do satélite servem para manter a carga útil no espaço, fornecendo energia elétrica ou apontando-a para o alvo ou região corretos.

Nos próximos parágrafos descrevemos de forma sucinta as cargas úteis de missões de telecomunicações, de sensoriamento remoto, de meteorologia, e algumas cargas úteis de missões científicas.

a) Telecomunicações

Um sistema comercial de telecomunicações por satélite tem a função principal de interconectar vários usuários em locais diferentes, tendo um ou mais satélites como nós do sistema. Um sistema de comunicações telefônicas, de voz e dados funciona conforme a Figura 1.

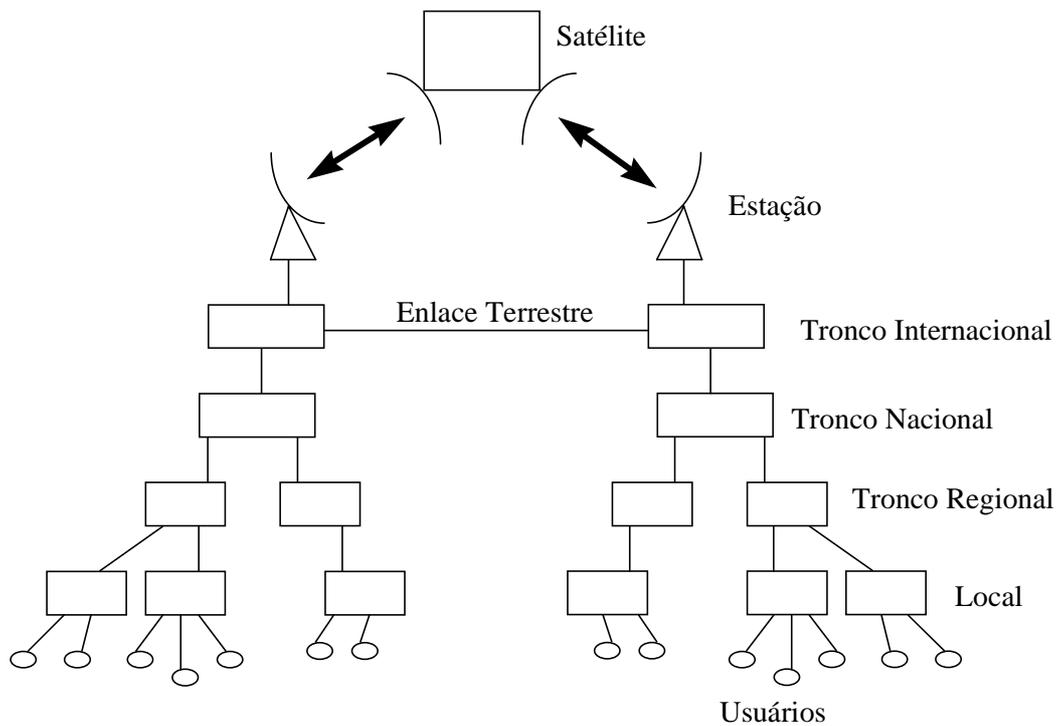


Fig. 1 - Sistema de Telecomunicações por Satélite.

Há ainda os sistemas de difusão, nos quais uma estação emissora transmite a vários usuários, como no caso de televisão direta (Figura 2).

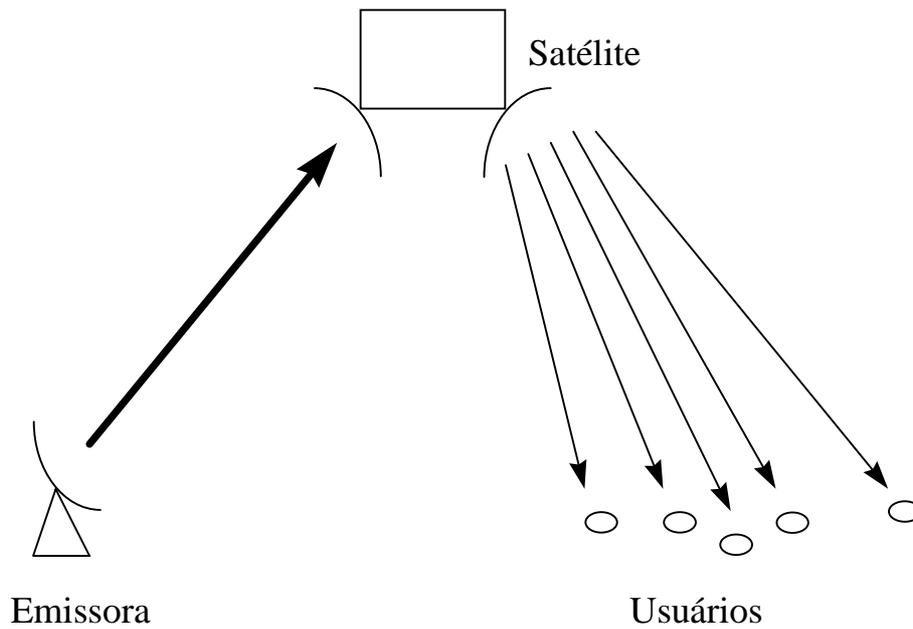


Fig. 2 - Sistema de Difusão.

Em ambos os casos, a carga útil do satélite é composta por antenas de recepção e emissão, receptor, conversor de frequência e amplificador de potência:

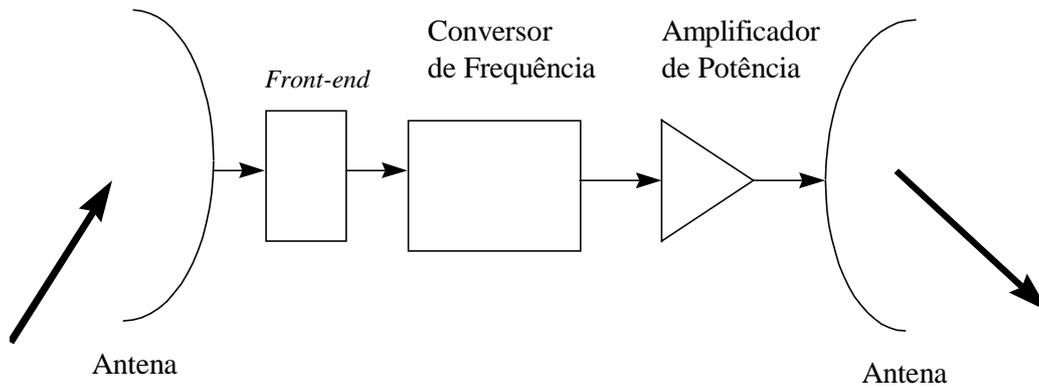


Fig. 3 - Arquitetura de um Repetidor.

As antenas de recepção e emissão têm por função cobrir as regiões da Terra para as quais se deseja estabelecer a comunicação. Esta cobertura pode ser global, e/ou regional (“spot beam”), dependendo da aplicação (Figura 4).

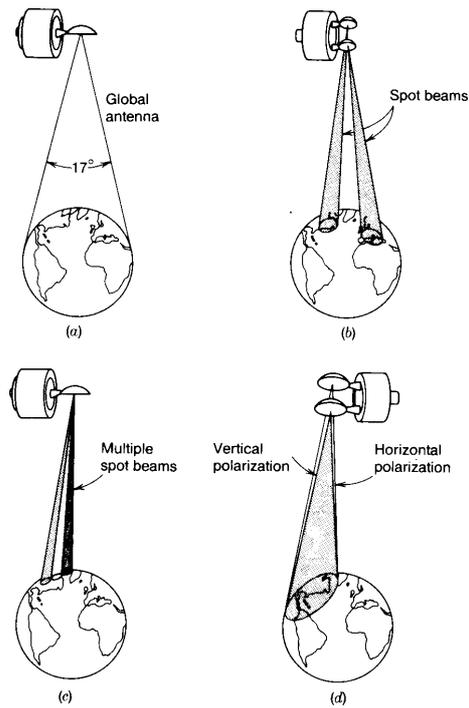


Fig. 4 - Tipos de Cobertura.

Em geral, as antenas têm seus feixes formatados de forma a cobrir, ou seja, enviar potência, somente às regiões desejadas (Figura 5), minimizando emissão ou recepção de regiões fora de sua área de cobertura.

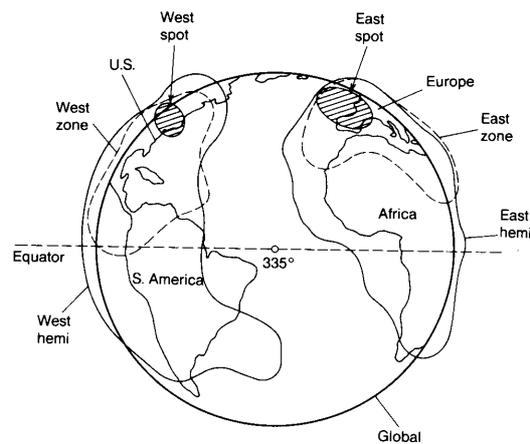


Fig. 5 - Regiões de Cobertura.

As Figuras 6a e 6b mostram a arquitetura deste tipo de antena.

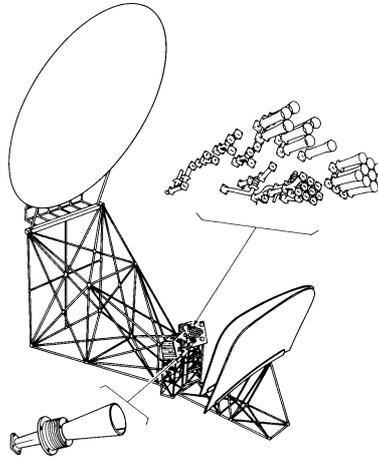


Fig. 6a - Antena de Satélite de Telecomunicações.

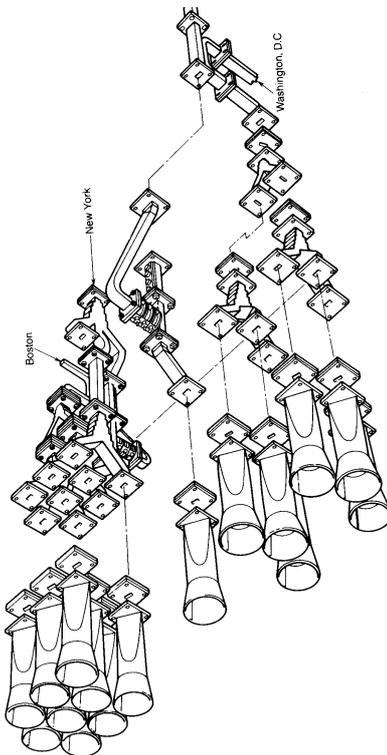


Fig. 6b - Alimentador da Antena.

Após a recepção, o sinal é amplificado por um amplificador de baixo ruído, seguido de um conversor de frequência. Para sistemas de telecomunicações, as faixas de frequência nas quais pode haver emissão e recepção são preestabelecidas:

TABELA 1 - FREQUÊNCIAS UTILIZADAS

BANDA	FREQUÊNCIA	UTILIZAÇÃO
C	6 ↑ /4 ↓ GHz	Telefonia
X	8 ↑ /7 ↓ GHz	Militar
Ku	14 ↑ /12 ↓ GHz	Televisão

Observação:

As frequências de subida (uplink ↑) e descida (downlink ↓) são diferentes para evitar interferências. Além disso, as perdas devido a absorção atmosférica são maiores nas frequências mais altas. Assim, reserva-se a frequência menor para a descida, visto que um satélite é limitado geralmente em potência.

Dentro do transponder (conjunto receptor-transmissor), o sinal (geralmente possuindo uma larga banda) é subdividido em canais (de largura de banda menor), para amplificação, e posteriormente reunidos para envio ao solo. Abaixo, temos o resumo das principais características dos satélites de telecomunicações brasileiros - Brazilsat A1 e 2, e B1 e 2.

Brazilsat A Banda C	Brazilsat B Banda C
Transponders: 26 Transponders (Backup): 6 Potência: 10 W (TWTA) Largura de Banda : 36 MHz	Principais transponders: 28 Backup transponders: Potência: 15 W Largura de Banda: 31 MHz
Polarização linear	Polarização
Principal contratada: Spar Aerospace Plataforma: HS-376 Massa (lançamento): 1140 kg Diâmetro: 2.19 m Altura: 7.09 m Estabilização: rotação Potência total: BOL: 982 W/EOL: 799 W Vida útil: A1: 9 anos/ A2: 11 anos	Principal contratada: Hughes Plataforma: HS-376W Massa (lançamento): 1760 kg Diâmetro: 3.64 m Altura: 8.38 m Estabilização: rotação Potência total: BOL: 1650 W Vida útil: 12 anos

BOL=início de vida; EOL=fim de vida

b) Sensoriamento Remoto

Basicamente, sensoriamento remoto é inferir algo sobre a natureza de um objeto ou fenômeno (a Terra, no nosso caso), através da análise de dados e informações adquiridas por um sensor que está distante do objeto em questão. Assim o sensoriamento remoto da Terra por satélites, é o estudo de fenômenos através de sensores instalados em satélites. Estes sensores permitem obter informações sobre largas extensões de superfície, fornecendo uma visão sinóptica das regiões sob observação.

De forma simples, todo sistema de sensoriamento remoto contém os seguintes elementos:

- o alvo observado, que emite radiação eletromagnética,
- o sensor, que recolhe esta radiação e transforma em sinal elétrico,
- o meio no qual se propaga a radiação.

Os alvos na Terra podem emitir radiação de dois modos:

- por reflexão da radiação solar, e
- radiação térmica, infravermelha.

A radiação de um corpo é caracterizada pelo seu conteúdo espectral, isto é, pela energia contida em cada banda espectral. Para o sensoriamento remoto é, então, importante conhecer a radiação do Sol - principal fonte de radiação - e como esta radiação é refletida pelos alvos típicos (água, vegetação, solo, etc.).

As Figuras 7 e 8 apresentam a irradiância espectral do Sol, ou seja, o fluxo de energia irradiada (em W/m^2) pelo Sol, por comprimento de onda, e o espectro de frequências, apresentando as regiões visível e infravermelha.

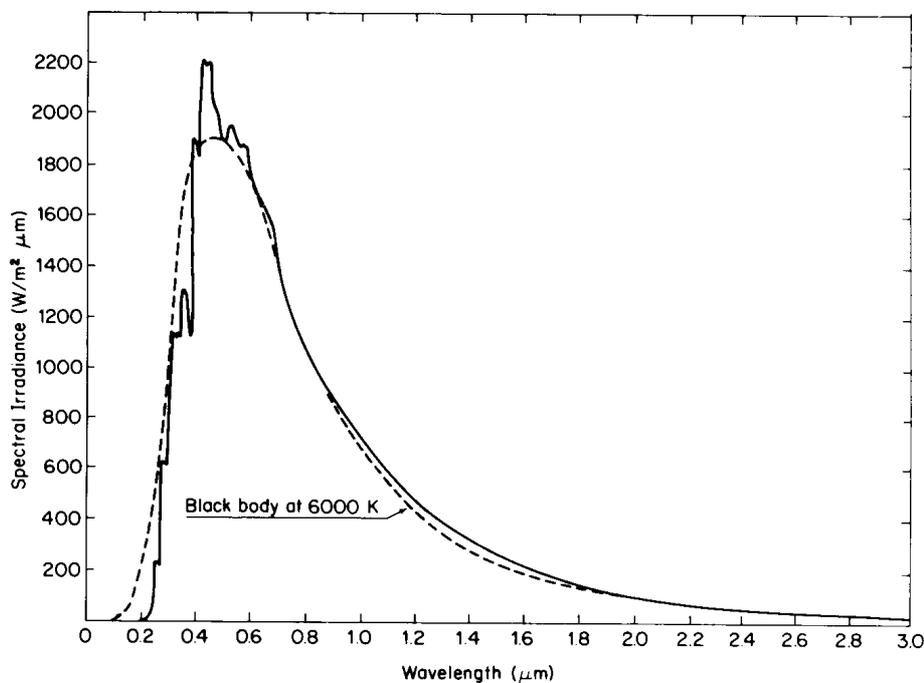


Fig. 7 - Irradiância espectral do Sol.

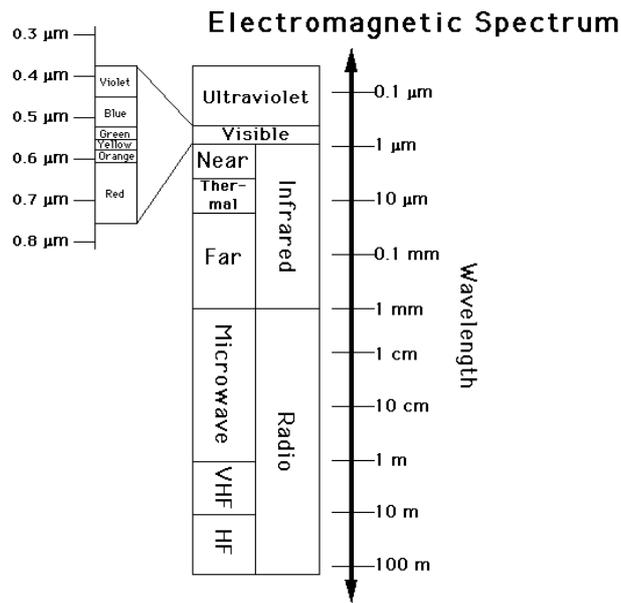


Fig. 8 - O espectro eletromagnético.

A energia luminosa emitida pelo Sol reflete na Terra e chega ao satélite conforme o esquema da Figura 9.

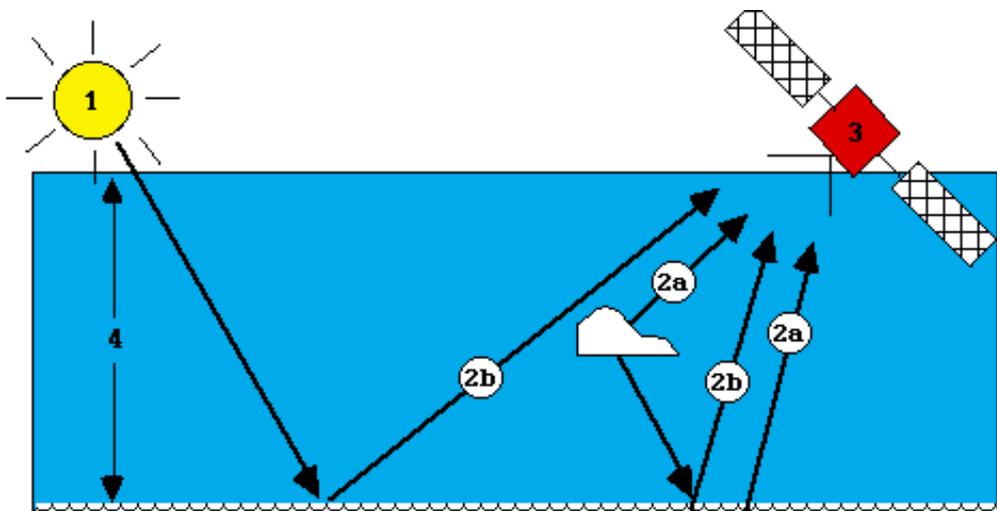


Fig. 9 - Esquema da energia luminosa emitida pelo Sol e refletida pela Terra ao satélite.

Na Figura 9 vê-se que os raios luminosos que atingem o sensor (3) podem vir diretamente do alvo (2b), por reflexão, após atravessar a atmosfera (4), ou de outras fontes (2a).

Os alvos são caracterizados pela sua capacidade de refletir a energia do Sol em determinado comprimento de onda. Os sensores deverão então ser sensíveis aos comprimentos de onda correspondentes aos alvos de interesse. Assim, por exemplo, satélites para estudo do oceano terão sensores diferentes daqueles para estudo de vegetação ou outro tipo de alvo (Figura 10).

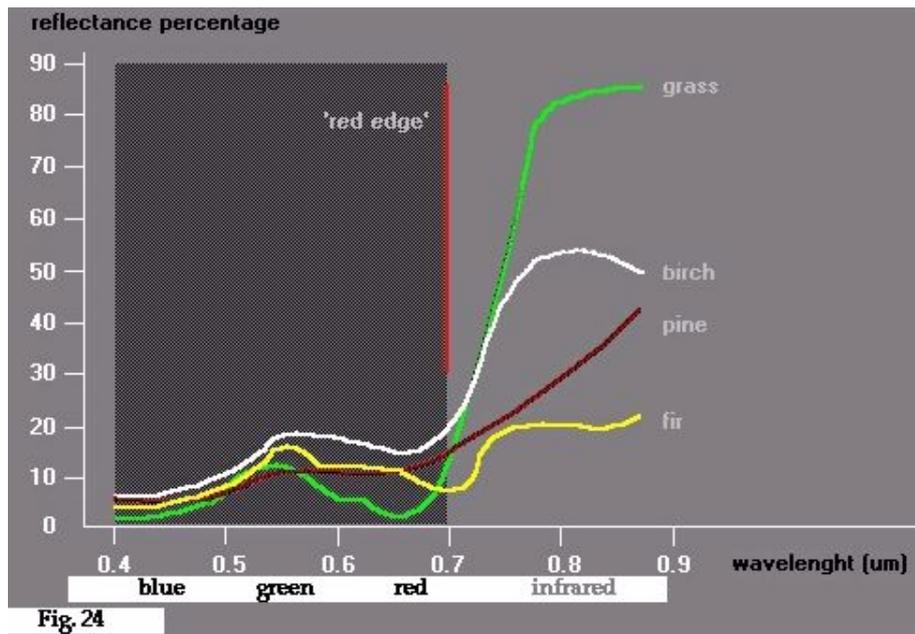


Fig. 10 - Porcentagem de energia refletida por comprimento de onda.

A Figura 11 apresenta as bandas espectrais utilizadas nos principais satélites de sensoriamento remoto.

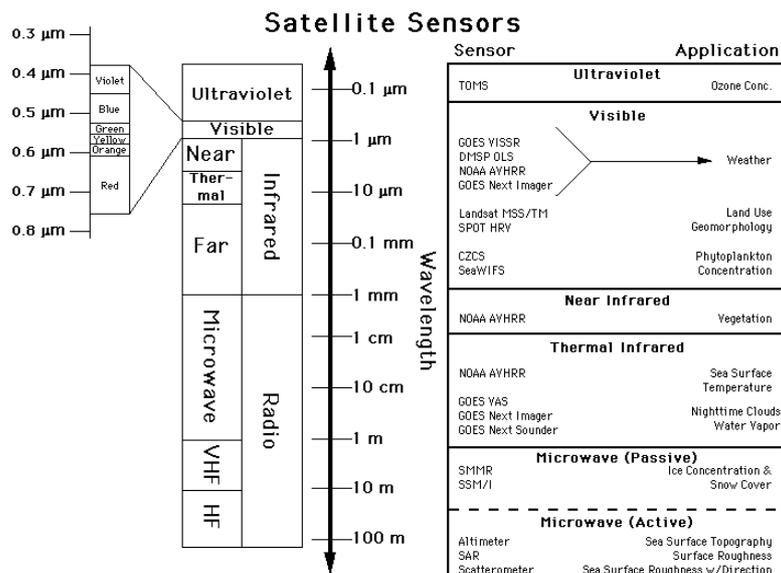


Fig. 11 - Bandas espectrais dos principais satélites de sensoriamento remoto.

A arquitetura de um instrumento de observação ótica, se apresenta conforme o esquema mostrado na Figura 12.

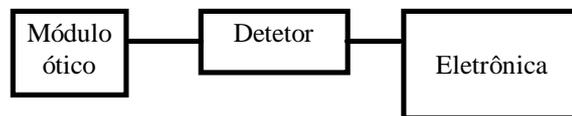


Fig. 12 - Esquema da arquitetura de um instrumento de observação ótica.

O módulo ótico define o campo de visada (“Field-of-View”- FOV) e a resolução espacial das imagens adquiridas pelo instrumento. Estes parâmetros, juntamente com outros também importantes, são definidos na Figura 13. (observação: define-se o campo de visada de um único detetor como “IFOV” - campo de visada instantâneo).

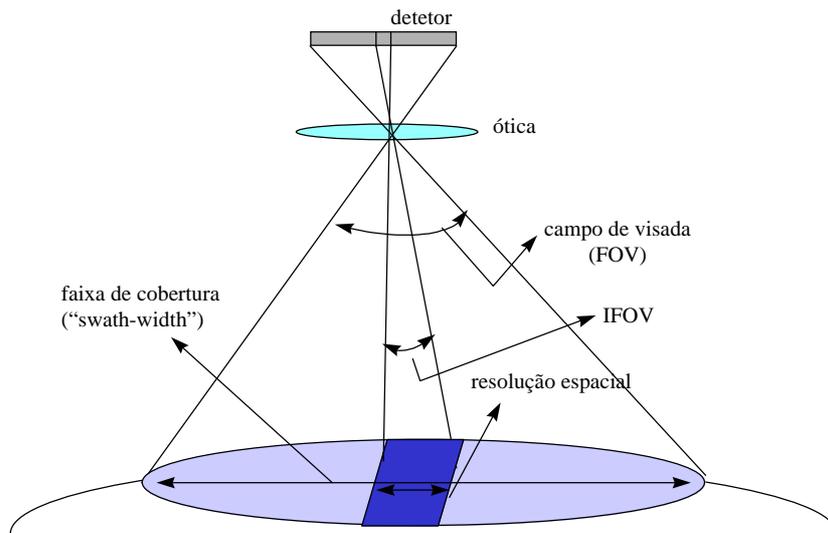


Fig.13 - Módulo ótico.

Uma dada faixa de cobertura pode ser abrangida seja por “scanners”, isto é, por meio de espelhos rotativos, que direcionam o IFOV de um pequeno grupo de sensores (como no caso do TM-LANDSAT), ou diretamente, projetando-se através do sistema ótico, toda a faixa é varrida sobre uma barra de sensores (do tipo CCD). Neste caso temos configurações chamadas “pushbroom” e “whiskbroom” (Figura 14).

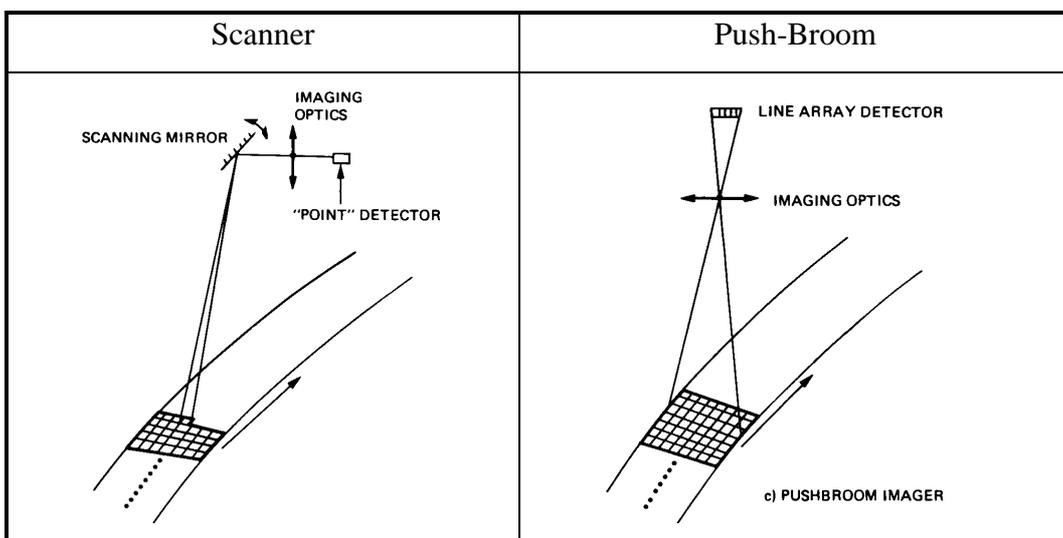


Fig. 14 - Configurações "pushbroom" e "whiskbroom".

A projeção de um elemento do sensor sobre a Terra define a resolução espacial do instrumento. A cada elemento corresponde um pixel da imagem formada. Dependendo da ótica, cada pixel corresponderá a uma área maior ou menor sobre a Terra. A Figura 15 mostra uma imagem em vários níveis de ampliação para ilustrar o conceito de pixel.

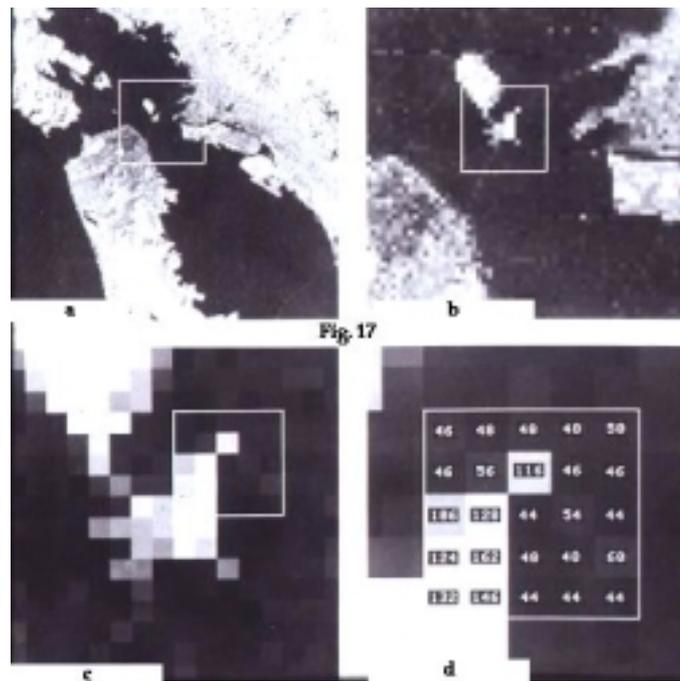


Fig. 15 - Imagem em vários níveis de ampliação para ilustrar o conceito de pixel.

Os detetores são elementos sensíveis à radiação em uma determinada banda espectral. Eles são caracterizados pela sua curva de responsividade que mostra o comprimento de onda central e a largura de banda no qual é sensível. Esta sensibilidade é expressa em Volts por unidade de fluxo de energia, para cada comprimento de onda. A Figura 16 apresenta uma curva típica de responsividade.

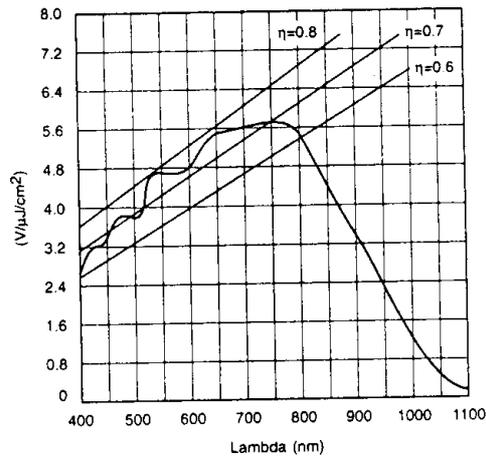
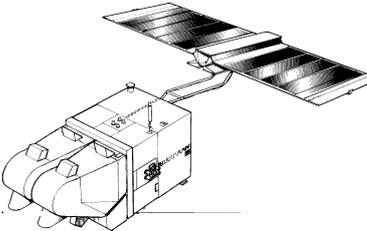
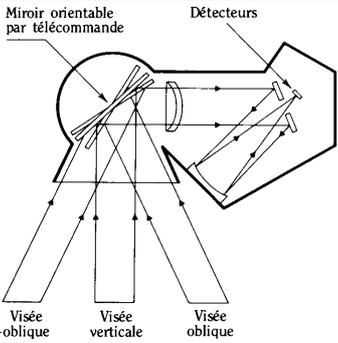
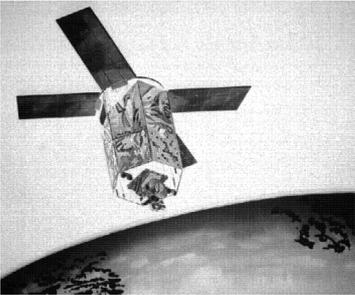
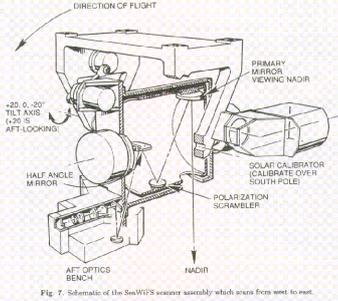


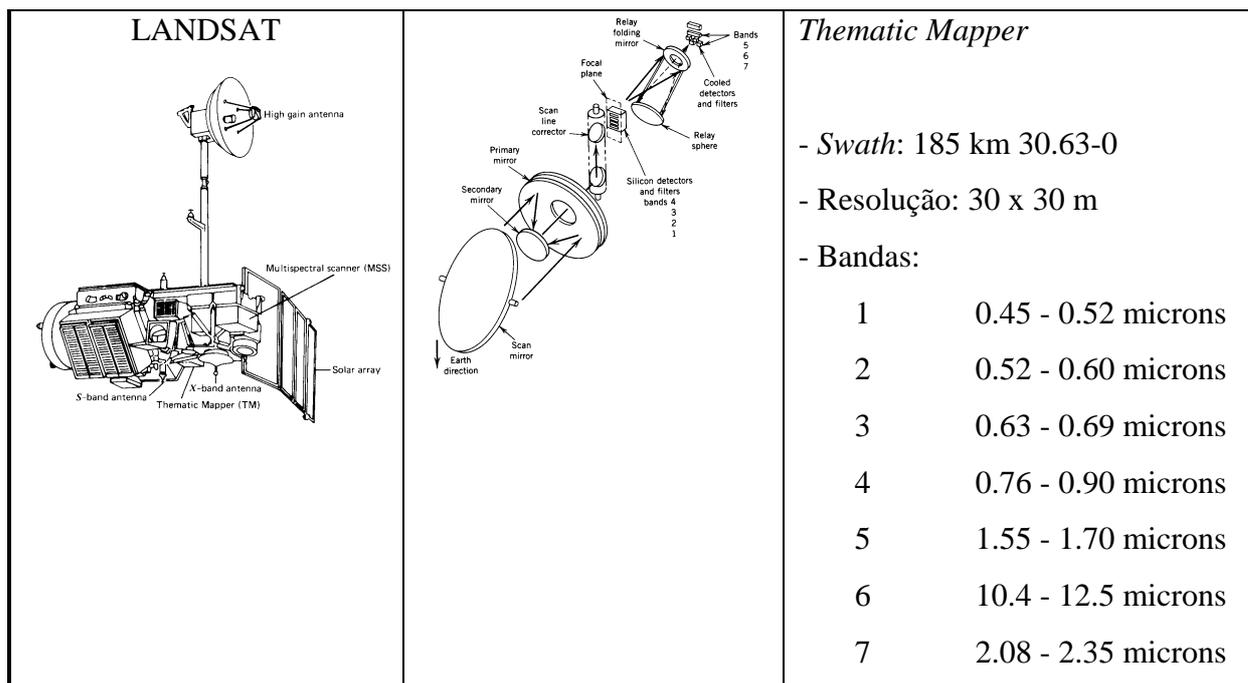
Fig. 16 - Curva típica de responsividade.

Vemos que o máximo de responsividade se dá para um comprimento de onda de aproximadamente 0.7 microns (próximo da região do vermelho). Outros tipos de sensores cobrem as outras regiões do espectro.

A Tabela 2 apresenta as características das cargas úteis de algumas missões.

**TABELA 2 - CARACTERÍSTICAS DAS CARGAS ÚTEIS
DE ALGUMAS MISSÕES.**

Satélite		Características																
<p align="center">SPOT</p> 		<p>Órbita</p> <p>Altitude: 832 km Inclinação: 98.7 graus Repetição: 26 dias</p> <p>Sensores</p> <p>HRV</p> <p>- Swath: 60 km - Resolução: 10m, 20m - Bandas:</p> <p>0,51-0,73 microns 0,50-0,59 microns 0,61-0,68 microns 0,79-0,89 microns</p>																
<p align="center">SEAWIFS</p> 	 <p align="center"><small>Fig. 7. Schematic of the SeaWiFS sensor assembly which scans from west to east.</small></p>	<p>SeaWifs</p> <p>- Swath: 705 km - Resolução: 1.6 km - Bandas/Center Wavelength (nm)</p> <table border="1"> <tr><td>1</td><td>412</td></tr> <tr><td>2</td><td>443</td></tr> <tr><td>3</td><td>490</td></tr> <tr><td>4</td><td>510</td></tr> <tr><td>5</td><td>555</td></tr> <tr><td>6</td><td>670</td></tr> <tr><td>7</td><td>765</td></tr> <tr><td>8</td><td>865</td></tr> </table>	1	412	2	443	3	490	4	510	5	555	6	670	7	765	8	865
1	412																	
2	443																	
3	490																	
4	510																	
5	555																	
6	670																	
7	765																	
8	865																	



2 SISTEMAS ESPACIAIS

Um **sistema espacial** é um conjunto de elementos localizados no espaço (satélites, sondas, estação espacial, etc.), e no solo (Estações de Rastreamento, Antenas, Centros de Controle e de Missão, etc.) que têm por objetivo o cumprimento de uma missão espacial.

Os elementos localizados no espaço compõem o **segmento espacial** do sistema, enquanto os localizados no solo compõem o **segmento solo**. Os que utilizam o sistema, formam o **segmento de usuários**, como ilustra a Figura 17.

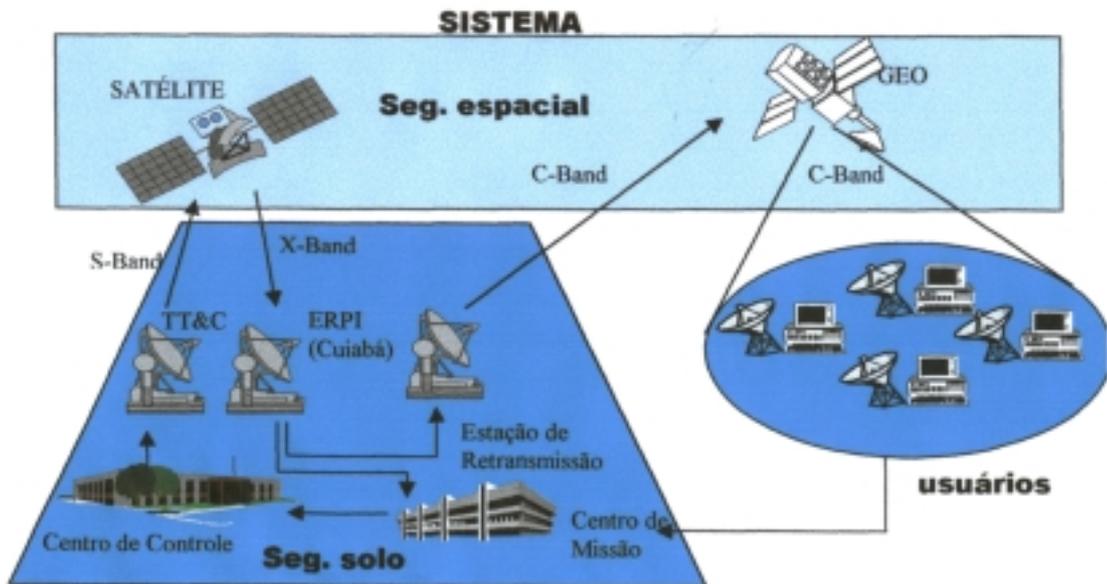


Fig. 17 - Sistema Espacial.

No sistema acima, os usuários contatam o Centro de Missão para solicitar serviços ou imagens do satélite. O Centro de Missão envia os pedidos ao Centro de Controle, que prepara os comandos a serem enviados ao satélite, para que este realize as medidas ou aquisições de imagem sobre os locais e horários desejados. Os comandos são enviados ao satélite através das estações terrenas, onde se localizam as antenas.

Os dados do satélite são, então, enviados ao solo, também através das estações. Estes dados podem ser processados pelo Centro de Missão antes de serem enviados ao usuário. Da mesma forma, pode-se enviar os dados, sem processamento, aos usuários através de outro satélite (denominado GEO, na figura 17). Neste caso os usuários deverão possuir equipamento de recepção especial.

No exemplo acima, os dois satélites compõem o segmento espacial do sistema, que possui várias estações de solo e centros de controle e missão no seu segmento solo.

A Figura 18 mostra os elementos de um sistema espacial, e seus subsistemas.

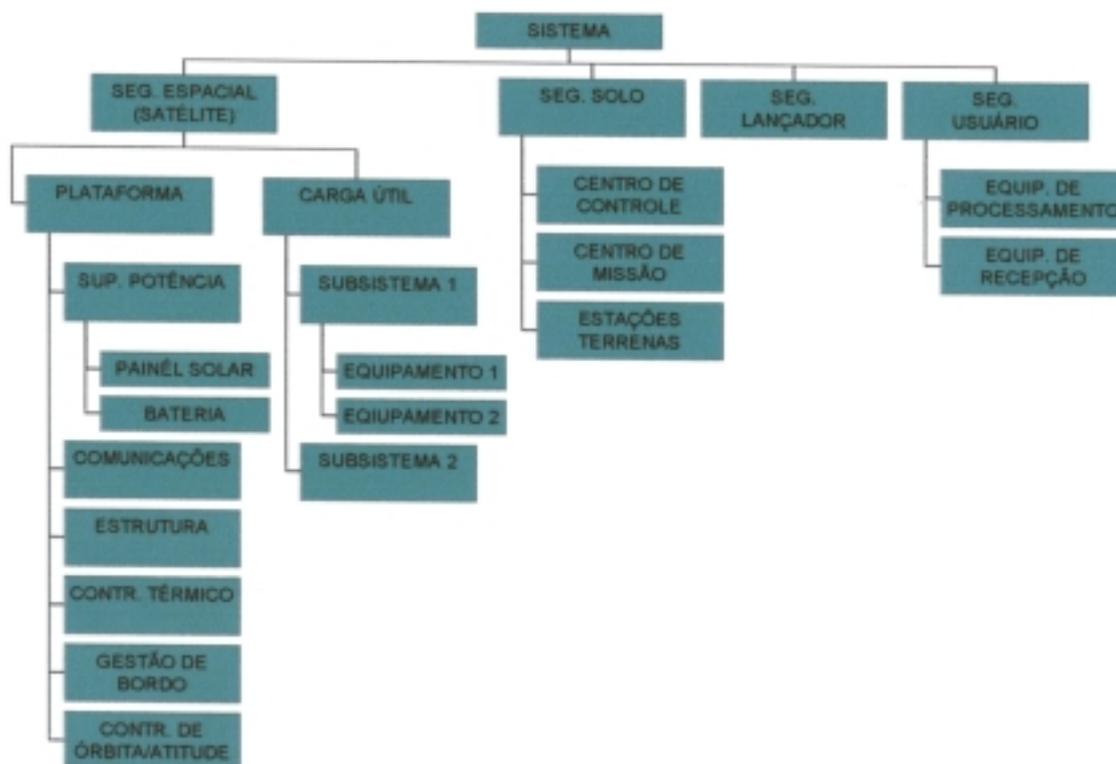


Fig. 18 - Elementos e subsistemas de um sistema espacial.

Os próximos capítulos descrevem o segmento espacial e as atividades relacionadas ao seu desenvolvimento, construção e testes.

3 SEGMENTO ESPACIAL

A partir da definição clara dos objetivos de uma missão espacial, obtêm-se os primeiros parâmetros que guiarão o projeto do satélite. Assim, conhecendo-se a órbita, tipo de apontamento e precisão, ciclo de utilização da carga útil e tempo de vida da missão, poder-se-á iniciar a fase de estudos que definirá a configuração do satélite que cumprirá a missão ao menor custo.

Em geral, a definição dos objetivos de uma missão são expressos de maneira simples, e constituem os requisitos de mais alto nível que dirigirão todo o resto dos estudos do ciclo do projeto espacial.

Alguns exemplos de requisitos de missão:

- prover um sistema de coleta de dados climatológicos (SCD),
- prover um sistema de observação ótica da Terra para aplicações florestais e ambientais ligadas à Amazônia, de média resolução (100m - 200m),
- constituir e tornar disponível uma base de dados de sensoriamento remoto de alta resolução, cobrindo a maior parte do globo, que permita a realização de experiências em termos de utilização do solo, exploração de recursos terrestres e cartografia na escala de 1/100.000 (SPOT).

Definidos os requisitos, será iniciada a concepção do sistema completo, que inclui:

- o segmento espacial - satélite(s),
- o segmento solo - estações de recepção e controle, centros de missão, agências comerciais, etc., e
- o segmento de aplicações - desenvolvimento de softwares de aplicações, experimentos científicos, etc.

Cada elemento do sistema deverá ser concebido de forma a:

- cumprir completamente a missão,
- ao menor custo,
- dentro de um cronograma de projeto razoável,

- atendendo a restrições de natureza técnica (classe de satélite, tipo de lançador disponível, etc.), e
- obedecendo regulamentações internacionais específicas (coordenação de frequências, segurança, etc.).

Uma análise dos requisitos de missão, permite a obtenção dos primeiros parâmetros que definirão o sistema:

- tipo de carga útil, e precisão de apontamento,
- tempo de vida, confiabilidade, disponibilidade,
- órbita (a , e , i , ω , Ω , M),
- custos,
- cronograma.

Estes parâmetros impõem, por sua vez, restrições de projeto ao sistema, como mostra a Figura 19. Assim, no caso de satélites de telecomunicação, pode-se prever uma órbita geoestacionária, um sistema de controle de posicionamento do satélite na sua órbita, tempos de vida da ordem de dez anos, sistema de propulsão para transferência de órbita, etc. Para cargas úteis de sensoriamento remoto, utilizam-se órbitas baixas (LEO), helio-síncronas, com sistema de apontamento mais fino para o caso de telecomunicações, etc. Apontamentos do tipo inercial são geralmente requeridos em missões de astronomia.

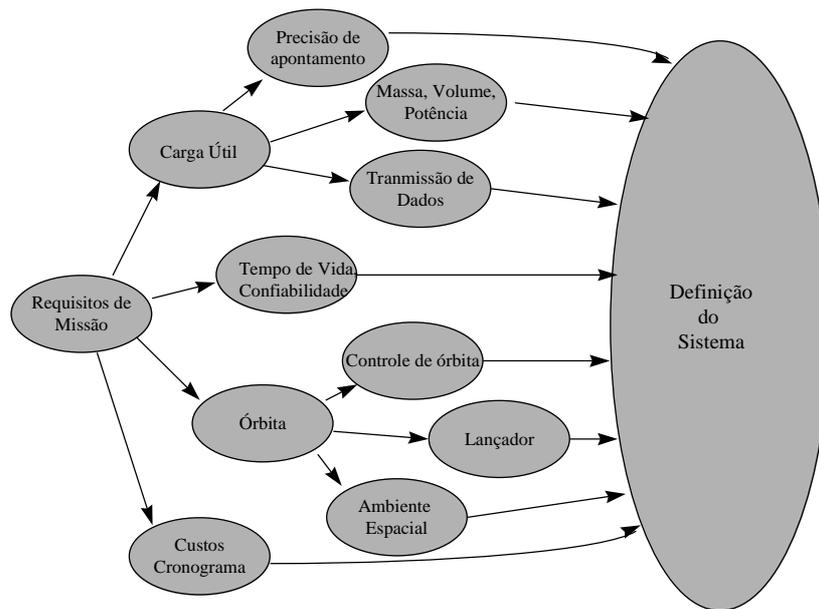


Fig.19 - Definição do sistema a partir dos requisitos de missão.

A descrição completa da missão, contendo seus objetivos e os principais parâmetros são geralmente reunidas em uma “especificação de missão”, que é o *input* para a definição dos segmentos do sistema.

3.1 O SATÉLITE E SEUS SUBSISTEMAS

O satélite é composto geralmente de duas partes principais:

- carga útil: - corresponde ao conjunto de elementos e equipamentos destinados a cumprir a missão,
- plataforma: - fornece à carga útil todos os serviços necessários ao seu funcionamento.

As funções geralmente providas por uma plataforma são as seguintes (Figura 20):

1. suporte estrutural para montagem dos equipamentos,
2. suprimento de potência elétrica à carga útil,

3. controle de órbita e atitude,
4. propulsão,
5. comunicações de serviço (telemetria/telecomandos/localização),
6. gestão de dados a bordo (processamento/armazenamento),
7. controle térmico,
8. interfaces (I/F) com lançador, solo e carga útil.

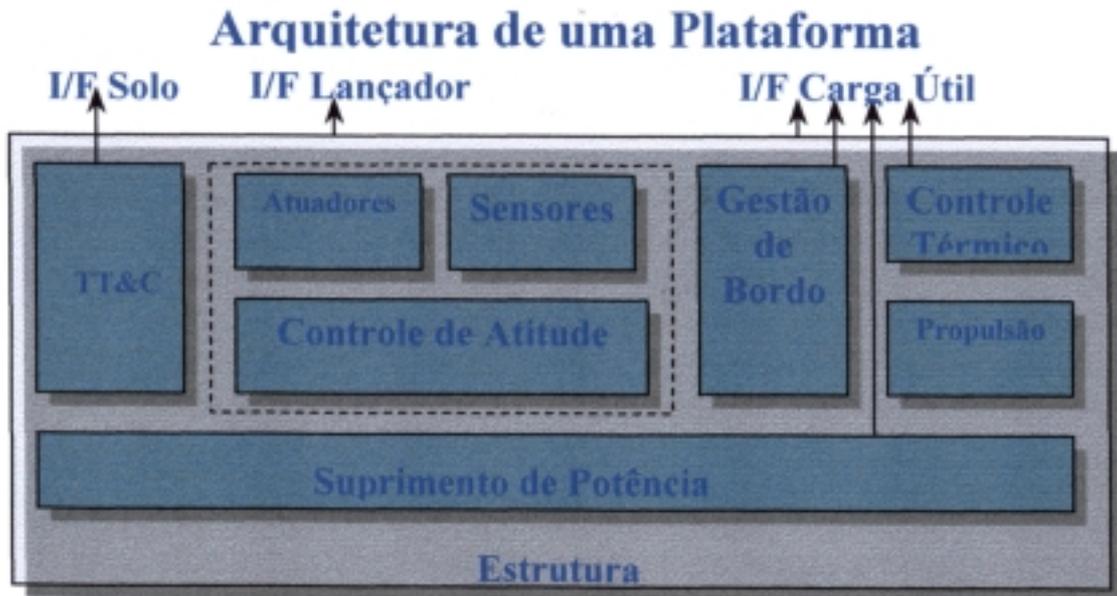


Fig.20 - Plataforma

Estas funções são executadas pelos diversos subsistemas que compõem a plataforma, conforme mostrado na Tabela 3. A arquitetura de cada subsistema, isto é, os conjuntos de equipamentos que executarão cada função, é determinada pelo tipo de carga útil e pelos requisitos impostos por ela.

Observação: A idéia de se separar o satélite em uma plataforma que provê serviços básicos, e em uma carga útil, “cliente” destes serviços tem sido explorada atualmente através do conceito de PLATAFORMAS MULTI-MISSÃO, isto é, independente da missão específica, e facilmente adaptável a cada aplicação, como é o caso da PMM da MECB, ou do projeto PROTEUS do CNES.

Neste tipo de satélite existe uma separação física entre os módulos de plataforma e carga útil, que podem então ser desenvolvidos, construídos e testados separadamente, antes da integração dos módulos e testes finais.

A principal desvantagem deste “approach”, está no fato de que a plataforma deverá cumprir requisitos mais restritivos do que aqueles que seriam encontrados, caso houvesse um projeto dedicado à cada missão. A vantagem consiste principalmente na reutilização do projeto da plataforma, e na redução do custo recorrente na fabricação de novos satélites, o que justifica sua aplicação.

TABELA 3 - DESCRIÇÃO DOS SUBSISTEMAS

SUBSISTEMA	FUNÇÕES
Estrutura	<ul style="list-style-type: none"> • acoplamento estático e dinâmico com o veículo lançador, • suporte mecânico rígido para os equipamentos do satélite, • proteção contra radiação.
Suprimento de Potência (<i>Power Supply Subsystem - PSS</i>)	<ul style="list-style-type: none"> • geração de energia elétrica (geralmente através de painéis solares), • estocagem de energia em baterias, • condicionamento, conversão e regulação de potência, • distribuição da potência aos diversos equipamentos.
Controle de Órbita e Atitude (<i>Attitude & Orbit Control Subsystem - AOCS</i>)	<ul style="list-style-type: none"> • determinação da atitude do satélite, através de sensores específicos (sensor solar, magnetômetro, giroscópio, GPS, sensor de estrelas, etc.), e processamento dos dados por computador para cálculo das correções necessárias • correção de atitude e órbita, utilizando atuadores (bobinas, rodas de reação, etc.) e o sistema de propulsão.
Propulsão	<ul style="list-style-type: none"> • fornece o impulso necessário às manobras de correção de órbita (e possivelmente de atitude), determinadas pelos dados providos pelo AOCS.
Comunicações de Serviço (<i>TMTC, TT&C - Telemetry, Tracking & Command</i>)	<ul style="list-style-type: none"> • transmissão ao solo de informações de <i>status</i> do satélite (telemetrias), • recepção, decodificação e envio de telecomandos a bordo, • geralmente utilizado em localização.

<p>Gestão de Bordo (<i>On Board Data Handling - OBDH</i>)</p>	<ul style="list-style-type: none"> • O OBDH é responsável pelo processamento de todos os dados de bordo, sejam telemetrias, ou procedimentos realizados automaticamente, como execução diferida de telecomandos, estocagem de dados, etc. Esta função é realizada por um computador de bordo, que pode acumular as funções do computador do AOCS.
<p>Controle Térmico</p>	<ul style="list-style-type: none"> • mantém todos os equipamentos dentro de seus limites de temperatura de funcionamento, • minimiza distorções estruturais causadas por efeitos térmicos, e que podem causar desalinhamento de equipamentos óticos.

3.2 DESCRIÇÃO DOS SUBSISTEMAS

3.2.1 ESTRUTURA

A estrutura de um satélite é o elemento de ligação (mecânica) entre os diversos equipamentos. Esta função implica três outras funções:

1. funções mecânicas:

- suportar os esforços submetidos durante o lançamento,
- suportar os esforços submetidos durante as operações de configuração (tais como abertura dos painéis solares, antenas, etc.),
- assegurar características de rigidez, permitindo o desacoplamento das vibrações produzidas pelo lançador e pelos apêndices estruturais (tais como painéis, mastros, antenas, etc.).

2. funções geométricas:

- prover uma superfície de montagem para os equipamentos, proporcionando uma acessabilidade suficiente,
- garantir um posicionamento preciso para os equipamentos,
- prover uma interface com o lançador,
- prover proteção contra radiação espacial.

3. funções diversas:

- prover uma superfície equipotencial, para aterramento elétrico, evitando assim descargas elétricas entre partes do satélite,
- respeitar as especificações de condutividade térmica.

Os materiais geralmente utilizados em estruturas são: o alumínio, e suas ligas, devido às características não-magnéticas, usualmente em painéis em colméia; titânio para os parafusos, e possivelmente fibra de carbono (material não-condutivo).

3.2.2 SUPRIMENTO DE POTÊNCIA

Este subsistema é responsável pela geração, armazenamento, condicionamento e distribuição de energia elétrica a todos os subsistemas do satélite. É formado por:

- painéis solares: em Si ou GaAs (mais eficiente),
- baterias: de NiCd ou NiH₂,
- reguladores e conversores, e
- elementos de distribuição (fusíveis, relés, etc.).

A energia elétrica é obtida pela conversão de energia solar através dos painéis solares, e é estocada em baterias ou enviada diretamente aos outros subsistemas através das unidades de condicionamento (*PCU - Power Conditioning Unit*) e distribuição (*PDU - Power Distribution Unit*).

Entre as várias arquiteturas possíveis para o subsistema, estão as de:

- barramento regulado: fornece tensão regulada (geralmente 28V), sendo que a bateria e os painéis solares se ligam às saídas de potência através de conversores e reguladores de tensão (Figura 21).

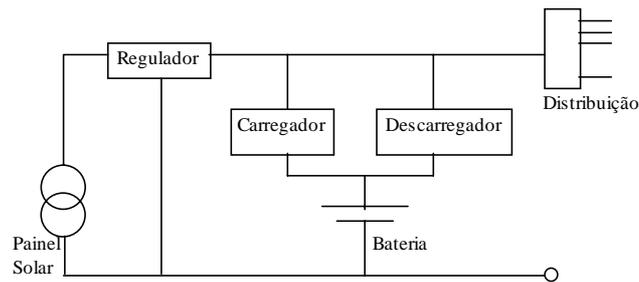


Fig. 21 - Barramento regulado.

- barramento não-regulado: as saídas de tensão estão conectadas diretamente às fontes (bateria e painéis), e variam com a tensão daquelas (Figura 22).

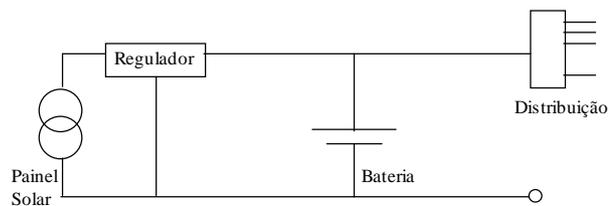


Fig. 22 - Barramento não-regulado.

- barramento semi-regulado: fornece tensão regulada através do painel (durante iluminação) e não-regulada em eclipse (diretamente da bateria). Geralmente usado em satélites geoestacionários cujos períodos de eclipse são curtos durante o ano (Figura 23).

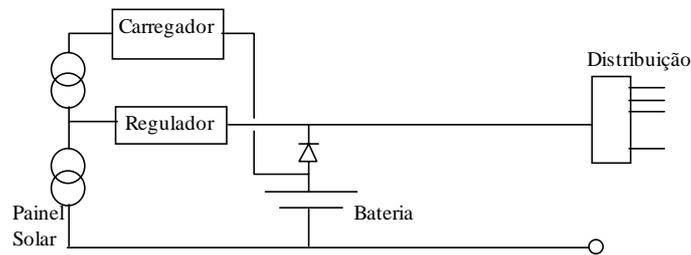


Fig. 23 - Barramento semi-regulado.

- misto: fornece tensão regulada a alguns equipamentos e não-regulada a outros.

3.2.3 CONTROLE DE ÓRBITA E ATITUDE

O projeto de uma sistema de controle de órbita e atitude é guiado pelos requisitos de apontamento da carga útil do satélite. Um sistema AOCS básico consiste de três elementos: sensores para medir erros de atitude; computador para calcular ações corretivas e atuadores para efetivar as correções. O objetivo do AOCS é estabilizar o satélite (i.e., mantê-lo numa atitude determinada compensando as perturbações).

As perturbações que instabilizam o satélite são causadas por torques aerodinâmicos, magnéticos, devidos à pressão de radiação solar ou devidos ao gradiente de gravidade. Outra fonte de instabilidade são os erros inerentes às medidas dos sensores.

A Tabela 4, a seguir, apresenta os requisitos de apontamento e estabilidade para alguns tipos de missão, juntamente com o tipo de controle de atitude utilizado.

TABELA 4 - REQUISITOS DE APONTAMENTO E ESTABILIDADE

Missão	Requisitos de Apontamento	Tipo de Sistema
científica, comunicações (LEO), experimentais exemplo: SCD1	5° a 10° 0.1° a 1°	gradiente de gravidade spin
comunicações (GEO) exemplo: BrasilSat 1, Intelsat	0.05° a 0.15° 0.05° a 0.15°	dual spin momento cinético embarcado
Observação da Terra Astronomia exemplo: SSR, Hubble	< 0.1° < 0.01°	3 eixos

A determinação da atitude do satélite é realizada pela comparação da direção dos eixos do satélite com fontes de referência disponíveis e conhecidas, que podem ser: as estrelas, o Sol, a Terra e o campo magnético terrestre. Estas fontes de referência, juntamente com outros requisitos da missão (ex.: precisão de apontamento), determinam os tipos de sensores a serem utilizados. Os sensores comumente utilizados são:

- sensor estelar: obtém a atitude do satélite, por comparação de um catálogo de estrelas gravado internamente, com a imagem das estrelas visíveis. As precisões atingidas são da ordem de centésimo de grau.
- sensor de Terra: utilizado em satélites de órbita baixa, este sensor observa o horizonte terrestre como referência, facilitando o alinhamento do eixo vertical (YAW) do satélite com a direção do NADIR.
- sensor solar: este sensor mede o ângulo entre um plano de referência no satélite e a direção do Sol.

- magnetômetros: utilizando o campo magnético terrestre, que é conhecido razoavelmente bem, o magnetômetro possui em geral três sensores alinhados com os eixos principais do satélite. A medida do ângulo formado entre estes eixos e o campo magnético fornece a informação de atitude desejada, com precisões baixas, da ordem de 1° a 5° .
- giroscópios: permitem obter a medida de velocidade angular em torno dos eixos principais do satélite.
- GPS: a utilização de receptores GPS a bordo permite a determinação da órbita e da atitude, com precisões de 100m e 0.1° respectivamente.

Entre os atuadores podemos citar:

- thrusters: ou seja, propulsores, ligados ao subsistema de propulsão. Estes propulsores permitem manobras de mudança e correção de órbita e atitude.
- bobinas magnéticas: interagem com o campo magnético terrestre, fornecendo torque para correção de atitude.
- rodas de momento e de reação: armazenam momento angular e absorvem as perturbações causadas por torques externos, mantendo assim a estabilidade do satélite.

Estes equipamentos se interligam conforme o esquema apresentado na Figura 24.

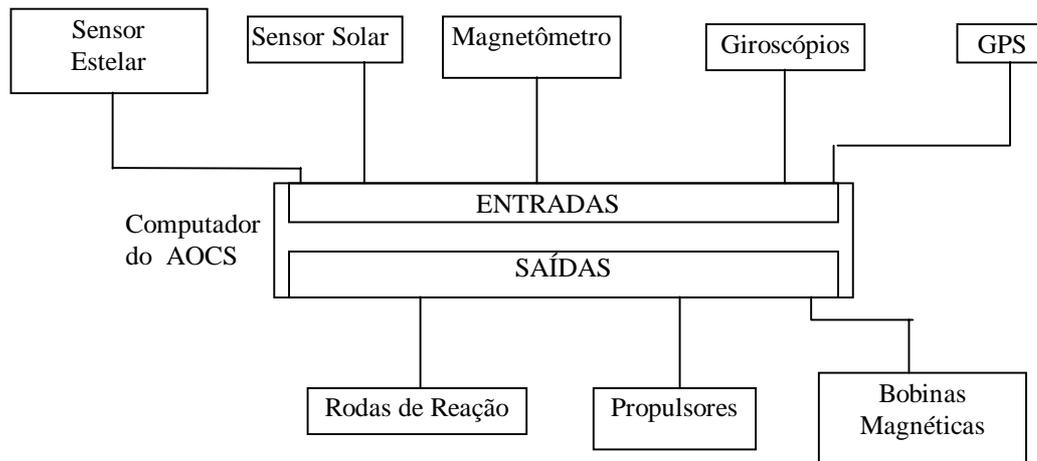


Fig. 24 - Esquema de interligação dos sensores e atuadores.

3.2.4 SUBSISTEMA DE PROPULSÃO

O subsistema de propulsão cumpre três funções básicas:

- transferência de órbita após o lançamento (p.ex. GTO → GEO),
- correção e manutenção de órbita,
- possivelmente, correção manutenção de atitude.

Este subsistema é composto de tanques, filtros e válvulas, motores e propulsores, utilizando como propelente a hidrazina (N_2H_4), no caso de sistema monopropelente, ou peróxido de azoto (N_2O_4) e mono-metil-hidrazina ($CH_3-NH-NH_2$), no caso bi-propelente.

O esquema da Figura 25 apresenta a arquitetura típica para sistema monopropelente, como é o caso dos satélites SSR e SPOT.

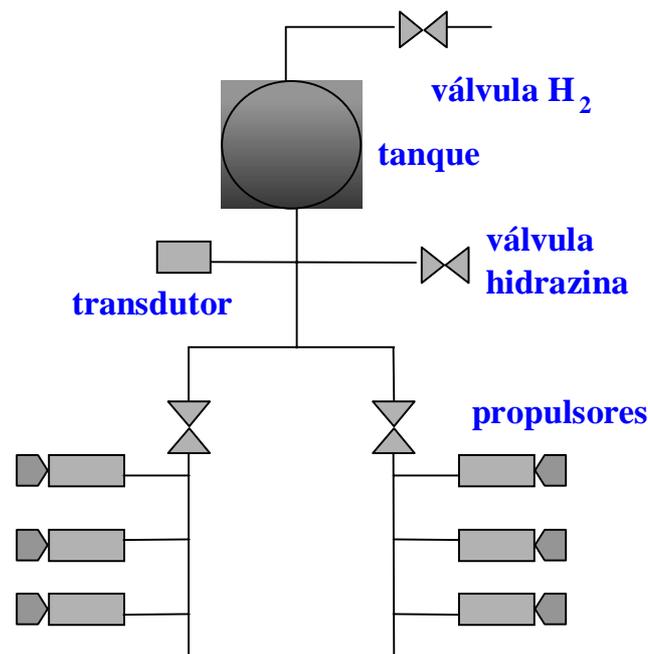


Fig. 25 - Arquitetura do subsistema de Propulsão.

As principais interfaces do subsistema são com o AOCS (que o comanda efetivamente), e com a estrutura térmica, dados os requisitos de controle térmico dos tanques, e sua estabilidade estrutural. Cabe notar que a massa deste subsistema, no lançamento pode chegar a 50% da massa total do satélite.

3.2.5 SUBSISTEMA DE COMUNICAÇÕES DE SERVIÇO (TT&C)

Telemetria, rastreamento e telecomando (*Telemetry, Tracking and Command - TT&C*) são funções vitais do satélite, que permitem estabelecer a comunicação de dados com a estação de controle no solo.

Durante sua vida útil, o satélite recebe diariamente comandos para configuração de suas funções, tais como a aquisição de imagens em uma determinada hora, e em uma parte do globo terrestre, no caso de satélites de sensoriamento remoto, ou recebem ordens para direcionar suas antenas para determinada localidade, no caso de satélites de telecomunicação. Esta comunicação da estação de controle em direção ao satélite chama-se comumente *uplink*.

O enlace de telemetria (*downlink*) é igualmente importante para o sucesso da missão. Trata-se do envio de informações sobre o estado de funcionamento do satélite para o solo. Assim, após o envio de comandos, é sempre necessária a verificação da correta execução dos mesmos, o que se dá pela transmissão de dados de telemetria pelo satélite.

A terceira função do subsistema é a de rastreamento. Enviando-se um sinal ao satélite, este retransmite o mesmo sinal ao solo, e a medida do tempo de propagação entre a emissão e recepção do sinal. Com estes dados consegue-se estimar a distância entre o satélite e a estação de controle e, por conseguinte, é possível obter a localização do satélite no espaço.

A arquitetura típica do subsistema é mostrada na Figura 26.

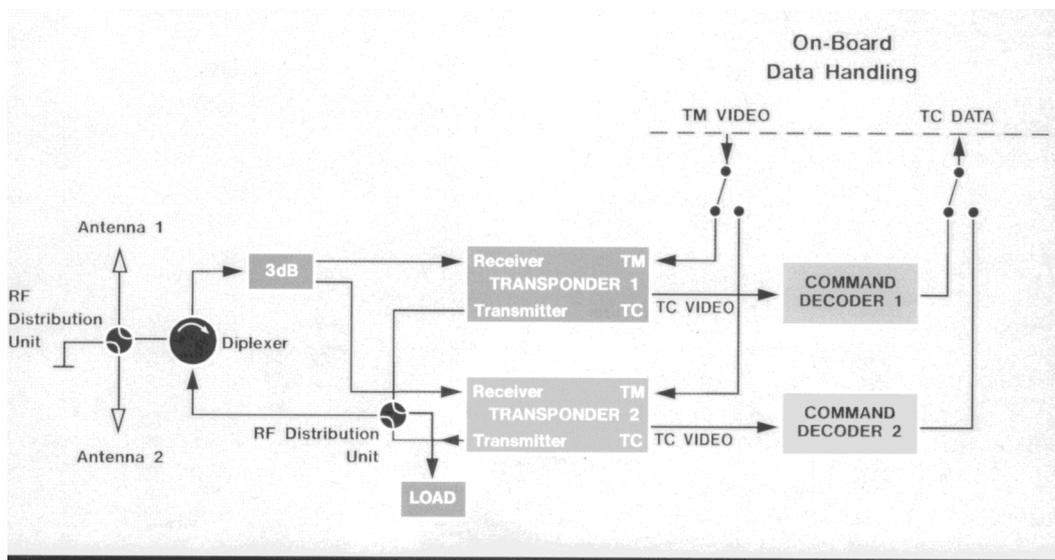


Fig. 26 - O subsistema de TT&C.

A composição é a seguinte:

- antenas: servem de elemento de interface entre os equipamentos de transmissão e recepção e o espaço livre, que é o meio de propagação das ondas eletromagnéticas.
- transponders: cumprem as funções de recepção e transmissão dos dados.
- decodificador: recebe os comandos vindos do solo, através do *transponder*, e os executa.

Como demonstrado na Figura 26, todos estes elementos são duplicados, de forma a garantir a confiabilidade da transmissão de dados, sem a qual o sucesso da missão estaria em risco.

3.2.6 GESTÃO DE BORDO (OBDH)

O subsistema de Gestão de Bordo (*On-Board Data Handling - OBDH*) é geralmente formado por um computador (*On-Board Computer - OBC*), que tem por função principal assegurar um certo nível de autonomia do satélite. De fato, dado que o satélite não está todo o tempo em visibilidade pela estação de controle (exceto no caso de satélites geoestacionários), torna-se necessário que ele possa realizar as funções abaixo de modo autônomo:

- controle do satélite: gestão dos modos de operação, em caso de falhas; aquisição de parâmetros de funcionamento para posterior envio ao solo; análise destes parâmetros para tomadas de detecção e diagnóstico de panes; execução de comandos a serem executados, não imediatamente, mas em algum momento posterior à sua recepção;
- comunicação interna do satélite: provê a intercomunicação entre equipamentos;

- processamento de dados a bordo: no caso de se compartilhar o mesmo computador com o sistema de controle de atitude (AOCS), ou ainda, controle da estocagem e compressão de dados de telemetria ou da carga útil.

Dois tipos de arquitetura são geralmente utilizados para este subsistema:

- arquitetura em estrela, na qual cada equipamento comunica-se diretamente com o OBC (Figura 27), e

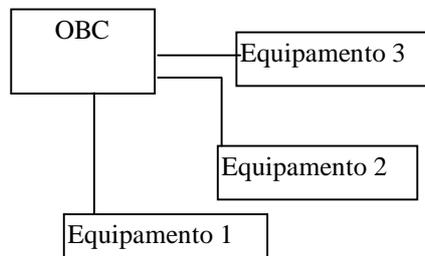


Fig. 27 - Arquitetura em estrela.

- arquitetura modular, na qual a comunicação se dá através de um barramento comum de dados, como no caso de uma rede local de micro-computadores que podem comunicar-se através de uma linha ethernet. Neste caso, cada equipamento, deve requerer permissão para usar a linha de comunicação comum, ou então deve responder ao OBC com os dados requeridos (Figura 28).

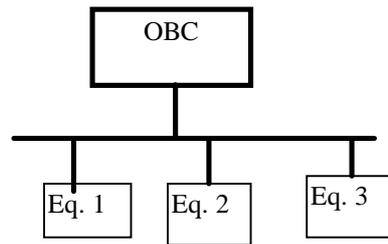


Fig. 28 - Arquitetura modular.

3.2.7 CONTROLE TÉRMICO

O objetivo principal do controle térmico é fornecer a cada equipamento condições térmicas tais que permitam o funcionamento correto do satélite. A Tabela 5 apresenta alguns níveis de temperatura de funcionamento de diversos elementos encontrados num satélite.

TABELA 5 - TEMPERATURAS TÍPICAS DE FUNCIONAMENTO

Equipamento	Temperaturas (mín. - máx.)
componentes eletrônicos	-20° C a 60° C
gerador solar	-130° C a 80° C
bateria	0° C a 30° C
tanques de hidrazina	10° C a 40° C

O controle destas temperaturas se dá por trocas de calor entre os diversos equipamentos e o espaço livre. O calor pode ser trocado de três formas:

- convecção: as trocas térmicas por convecção são devidas à diferença de temperatura entre um corpo e um fluido (ar, ou algum líquido). Assim, por exemplo, o vento de um ventilador serve de meio de troca térmica, facilitando a redução da temperatura e diminuindo a sensação de calor de uma pessoa. Ora, este tipo de mecanismo de troca térmica não pode ser utilizado no espaço, visto se tratar de um ambiente em vácuo.

- condução: dois corpos em contato, com temperaturas diferentes, tenderão a sofrer trocas de calor até que a temperatura final seja a mesma para os dois. Este mecanismo de troca é bastante utilizado em satélites, para a homogeneização das temperaturas no seu interior, colocando-se equipamentos mais quentes (tais como aqueles do subsistema de geração de potência) com outros de temperatura inferior.
- radiação: a troca de calor por radiação é a única forma pela qual o satélite pode receber ou transmitir calor ao exterior. As principais fontes de calor, que aquecem o satélite, são o Sol e a Terra, visto que esta reflete a energia provinda do Sol (esta energia refletida chama-se albedo). Por outro lado, espaço exterior pode ser representado como um corpo a uma temperatura de 4° K (extremamente frio), com o qual o satélite pode trocar calor em vista de sua redução de temperatura.

Observação: Qualitativamente, a noção de temperatura está ligada à sensação de calor produzida pelo contato com um objeto. Sabemos facilmente dizer se o objeto em questão está quente ou frio.

Até o século XIX acreditava-se que a sensação de temperatura estava ligada à “quantidade de calor” contida no objeto. Somente a partir de 1847 esta idéia foi abandonada, pois demonstrou-se que o calor não é “algo” que pode estar em um corpo, mas é uma forma de energia, que pode ser “transferida” de um corpo a outro.

Assim, no final do século XIX e início do século XX, com o advento da “Teoria Cinética dos Gases”, mostrou-se que a temperatura de um gás está diretamente relacionada com a energia cinética das moléculas que o compõem., isto é, está ligada com as velocidades de cada molécula do gás.

Desta forma, a “temperatura”, é apenas uma medida da energia cinética das moléculas que compõem o objeto. No caso do espaço, num ambiente de vácuo, e portanto em ausência de matéria (e moléculas), não se pode falar de temperatura. A partir da medição de ruído eletromagnético provindo do espaço, é que se pode dizê-lo “equivalente” a um corpo à 4° K (graus Kelvin). (0° C = 273° K).

As principais tecnologias utilizadas em controle térmico são:

- revestimentos, com materiais que absorvem ou refletem a energia irradiada pelo Sol e pela Terra,
- isolantes térmicos, que impedem a passagem por condução de energia térmica (calor) de um ponto a outro do satélite ou de um equipamento. Alguns equipamentos podem, assim, ser isolados termicamente da estrutura sobre a qual ele está montado,
- radiadores, que transferem a energia térmica do satélite ao espaço, que está a uma temperatura menor.

4 OS PROJETOS ESPACIAIS

Um projeto é um conjunto de atividades de estudo e realização de um sistema espacial.

Em geral é desenvolvido em FASES (0,A,B,C,D,E), e possui cronograma, orçamento e alocação de recursos humanos bem definidos.

Este parágrafo descreve a lógica de desenvolvimento do projeto de um satélite em suas diversas fases, o plano de verificação e testes, e as filosofias de modelos geralmente empregadas.

4.1 FASES DO PROJETO

Quanto à evolução do projeto, deve-se adotar em geral a divisão, comumente aceita e empregada em fases, conforme a tabela abaixo:

TABELA 6 - FASES DO PROJETO

Fase	Descrição	Atividades	Revisões de Projeto
0	Definição da missão	Especificação da Missão	RCM ⁽¹⁾
A	Estudos de viabilidade	Especificações funcionais	RCS ⁽²⁾
B	Definição preliminar	<ul style="list-style-type: none"> • Especificações finais • Protótipos 	PDR ⁽³⁾
C	Definição detalhada	<ul style="list-style-type: none"> • Projeto detalhado • <i>Dossiers</i> de fabricação 	CDR ⁽⁴⁾
D	Execução	<ul style="list-style-type: none"> • Construção e qualificação dos componentes do sistema 	HDR ⁽⁵⁾ RQ1 ⁽⁶⁾ (equipamentos) RQ2 ⁽⁶⁾ (sistema)
		<ul style="list-style-type: none"> • Fabricação e aceitação do modelo de vôo 	RAE ⁽⁷⁾ RAV ⁽⁸⁾
E	Operação do sistema	Lançamento e operação	

(1) RCM: Revisão de Concepção de Missão; (2) RCS: Revisão de Concepção de Sistema; (3) PDR: Revisão Preliminar de Projeto; (4) CDR: Revisão Crítica de Projeto; (5) HDR: *Hardware Design Review* (Revisão de Projeto de Equipamento); (6) RQ: Revisão de Qualificação; (7) RAE: Revisão de Aceitação de Equipamento; (8) RAV: Revisão de Aptidão ao Vôo.

A divisão do projeto em FASES é denominada Ciclo de Vida do projeto, como mostra a Figura 29.

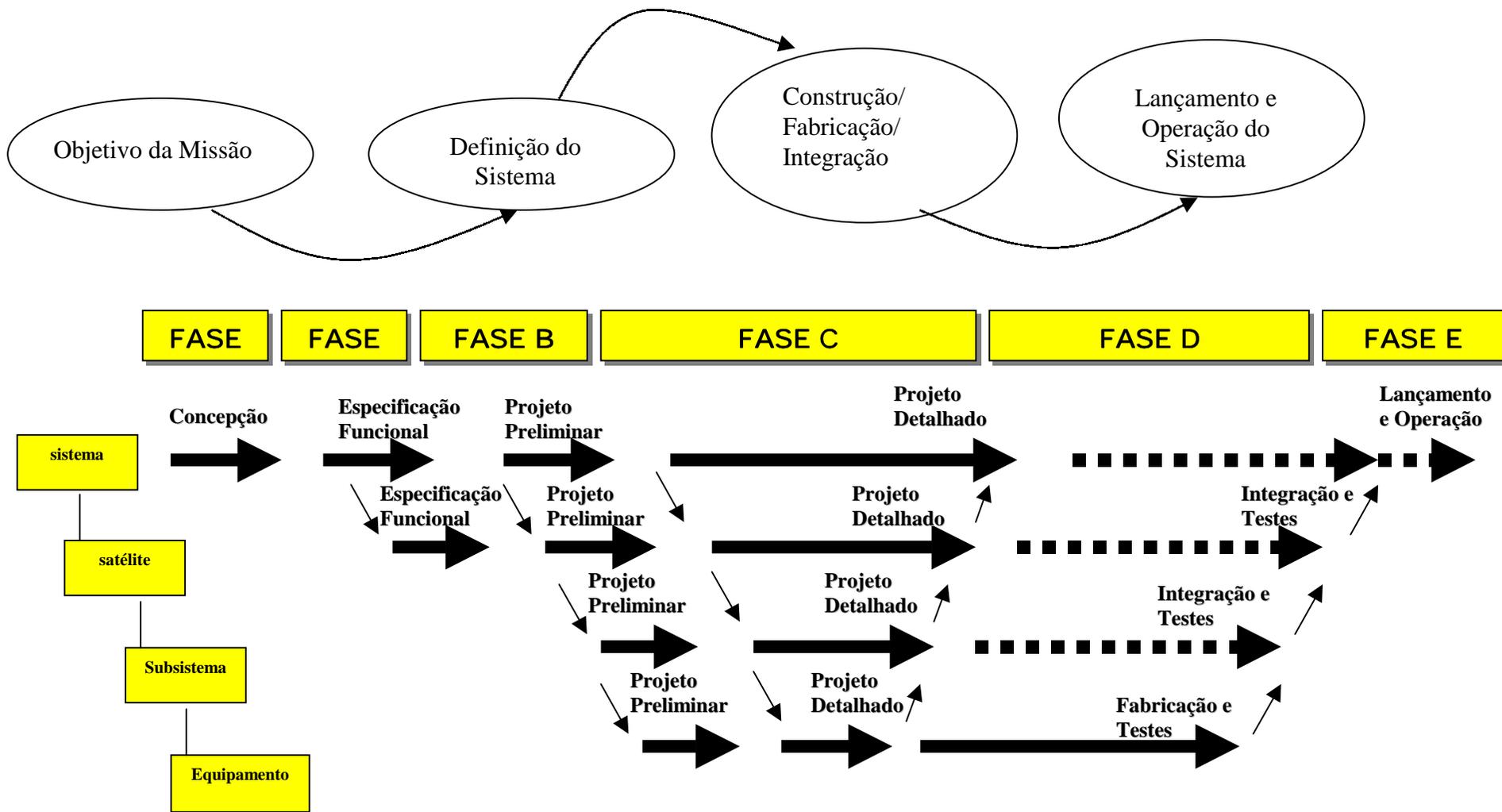


Fig.29 – Ciclo de Vida de um projeto espacial.

4.2 PLANO DE VERIFICAÇÃO

Os custos, prazos e recursos humanos empregados no desenvolvimento de um projeto espacial, requerem um plano de testes e verificações que minimize os riscos envolvidos na missão. Neste sentido, todos os requisitos do sistema devem ser verificados a nível:

- funcional,
- ambiental e
- de interfaces.

Os métodos de verificação podem ser por análise, similaridade, inspeção ou teste.

Além disso, os testes devem seguir uma lógica de encadeamento que permita detectar, o mais cedo possível, qualquer anomalia ou incompatibilidade. Este encadeamento, normalmente utilizado pela indústria espacial, é mostrado no diagrama da Figura 30.

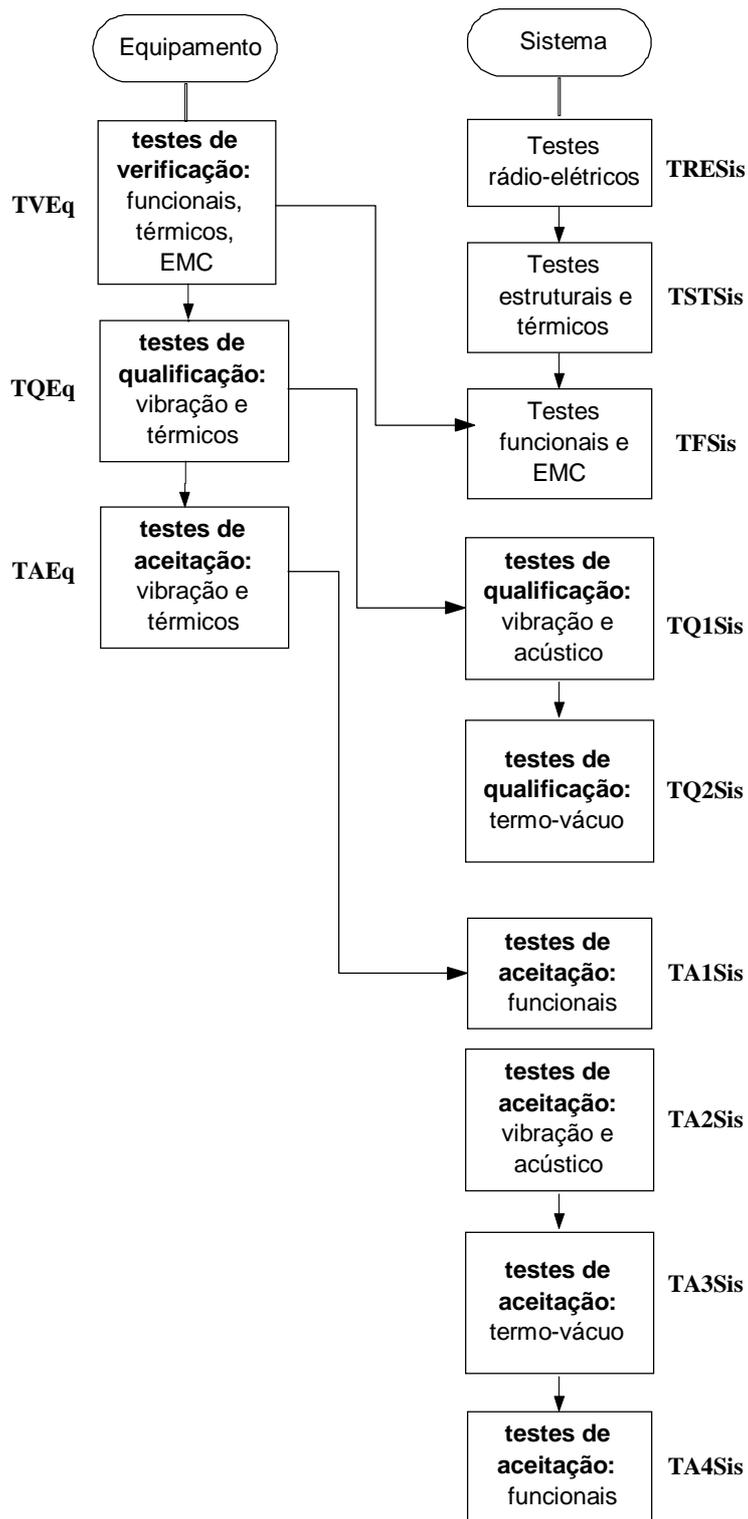


Fig. 30 - Sequência de Testes.

4.3 FILOSOFIA DE MODELOS

A definição da filosofia de modelos a ser adotada está intimamente relacionada com as fases do projeto, com os custos e prazos envolvidos na confecção de cada modelo e com o plano de testes do projeto. Deste modo, os seguintes parâmetros devem influir na escolha da filosofia de modelos:

- quantidade mínima de modelos, e máxima utilização de cada um deles, para minimizar os custos e prazos, mas que garanta a flexibilidade a nível de testes e projetos,
- disponibilidade de maquetes elétricas funcionais o mais cedo possível para identificação de possíveis riscos,
- um programa de testes que leve em conta a experiência prévia de outros projetos, e garanta uma resposta rápida a nível do projeto estrutural e térmico.

Dentro desta perspectiva, as seguintes opções de modelos se apresentam:

4.3.1 FILOSOFIA CONSERVADORA

Consiste em fabricar a maior quantidade possível de modelos a fim de satisfazer completamente o plano de verificação, conforme mostra a Tabela 7, onde as siglas para os testes são aquelas da Figura 30.

TABELA 7 - MODELOS DE DESENVOLVIMENTO - FILOSOFIA CONSERVADORA

	Modelo	Teste
Equipamento	MI, MST	TVEq
	MQ	TQEq
	MV	TAEq
Sistema	MRE	TRESis
	MST	TSTSis
	MI	TFSis

	MQ	TQ1Sis, TQ2Sis
	MV	TA1Sis a TA4Sis

MI: modelo de identificação ou de engenharia; MST: maquete estrutural-térmica;
MRE: maquete rádio-elétrica; MQ: modelo de qualificação; MV: modelo de vôo.

Assim, contam-se pelo menos três modelos completos de sistema (MI, MQ e MV), além das maquetes rádio-elétrica e estrutural-térmica, (MRE e MST) o que eleva muito o custo de desenvolvimento. Por isso, várias alternativas podem ser consideradas, onde se reúnem dois ou mais dos modelos anteriores, que acumularão os objetivos de teste.

4.3.2 ALTERNATIVA 1: PROTO-SOLO

Neste caso, reúnem-se os modelos de engenharia e de qualificação em um MIQ (modelo de engenharia e qualificação), de forma que tem-se: MRE + MST + MIQ + MV.

4.3.3 ALTERNATIVA 2: PROTO-VÔO

Utiliza-se o modelo de qualificação como modelo de vôo, agora denominado *proto-flight* MPF: MRE + MST + MI + MPF.

A Tabela 8 discute as vantagens e desvantagens das duas alternativas.

TABELA 8 - CRÍTICA DAS ALTERNATIVAS

Alternativa	Vantagens	Desvantagens	Comentários
Proto-solo	<ul style="list-style-type: none"> • economia de um modelo • modelo de vôo independente do modelo de qualificação • existência de um modelo de solo similar ao de vôo para análises e simulações • economia de dois modelos se MRE=MIQ 	<ul style="list-style-type: none"> • tempo de desenvolvimento mais longo, pois é necessário esperar a qualificação do MIQ para a fabricação do MV • maior custo: dois modelos fabricados com componentes de alta confiabilidade 	<ul style="list-style-type: none"> • o MIQ pode servir de modelo <i>spare</i>
<i>Proto-flight</i>	<ul style="list-style-type: none"> • ganho de um modelo • custos reduzidos • utiliza ao máximo a experiência acumulada em projetos anteriores e equipamentos <i>off-the-shelf</i> já qualificados. • existe modelo de solo (MI). 	<ul style="list-style-type: none"> • O modelo PF, a ser lançado, será submetido a testes de qualificação 	<ul style="list-style-type: none"> • pode ser aceitável submeter-se o PF a testes de nível intermediário entre qualificação e aceitação.