

1. Classificação <i>INPE-COM,7/PPr</i>		2. Período	4. Distribuição
3. Palavras Chaves (selecionadas pelo autor)			interna <input type="checkbox"/> externa <input type="checkbox"/>
5. Relatório nº <i>INPE-1783-PPr/064</i>	6. Data <i>Junho, 1980</i>	7. Revisado por <i>Nelson de Jesus Parada</i>	
8. Título e Sub-Título <i>PROPOSTA DE FINANCIAMENTO PARA A MISSÃO ESPACIAL COMPLETA - PROJETO SATÉLITE ANEXO B</i>		9. Autorizado por <i>Nelson de Jesus Parada Diretor</i>	
10. Setor <i>Direção</i>	Código	11. Nº de cópias <i>6</i>	
12. Autoria <i>Coordenação: Nelson de Jesus Parada Elaboração: Componentes dos Departamentos de Engenharia Espacial e Sistemas Espaciais e Assessoria de Acompanhamento e Avaliação de Projetos.</i>		14. Nº de páginas <i>437</i>	
13. Assinatura Responsável		15. Preço	
16. Sumário/Notas  <i>Este anexo é constituído pelos seguintes documentos:</i>  <i>ANEXO 1 - Missão Coleta de Dados ANEXO 2 - Ante-Projeto do Satélite ANEXO 3 - O Sistema Solo do Satélite ANEXO 4 - Integração e Testes ANEXO 5 - Atividades Industriais Associadas</i>  <i>do Documento Síntese, do Projeto Satélite, apenso da presente proposta de financiamento para as atividades a serem realizadas pelo INPE, relativas à Missão Espacial Completa, referente ao período de julho de 1980 a dezembro de 1982.</i>			
17. Observações			

MISSÃO ESPACIAL COMPLETA

ESTUDO DE VIABILIDADE DO SATÉLITE BRASILEIRO

ANEXO 1

MISSÃO COLETA DE DADOS

J.R. Oliveira  
L.G. Meira Filho  
E.W. Bergamini  
B.S.M. Galvão

CONSELHO NACIONAL DE DESENVOLVIMENTO CIENTÍFICO E TECNOLÓGICO (CNPq)

INSTITUTO DE PESQUISAS ESPACIAIS (INPE)

Dezembro 1979

● IV.7 - Problemas do Acesso Aleatório .....	30
IV.7.1 - Número de Mensagens que Chega ao Satélite ...	32
IV.7.2 - Distribuição em Frequência .....	33
IV.7.3 - Taxa de Bit e Banda Espectral .....	35
IV.7.4 - Distribuição dos Níveis dos Sinais .....	35
IV.7.5 - Probabilidade Elementar de Recepção .....	37
<u>CAPÍTULO V - SISTEMA BRASILEIRO DE COLETA DE DADOS</u> .....	39
● V.1 - Características do Sistema Brasileiro .....	39
V.1.1 - Solução Transponder .....	40
V.1.2 - Tempos de Visibilidade .....	42
V.1.3 - Capacidade do Sistema .....	46
● V.2 - Especificações da Plataforma .....	48
V.2.1 - Escolha das frequências .....	49
V.2.2 - Antena de Transmissão da Plataforma .....	51
● V.3 - Especificação do Transponder .....	53
● V.4 - Descrição da plataforma .....	54
V.4.1 - Plataforma Programável .....	54
● V.5 - Recepção de Carga Útil (TMCU) .....	59
V.5.1 - Acoplamento com o Sistema REDACE .....	61
● V.6 - Tratamento dos Dados .....	63
● V.7 - Disseminação dos Dados .....	64
V.7.1 - O Sistema RECODI na Disseminação dos Dados ....	66
<u>CAPÍTULO VI - CUSTOS</u> .....	67
<u>CAPÍTULO VII - CONCLUSÃO</u> .....	69
<u>BIBLIOGRAFIA</u> .....	70
<u>APÊNDICE - EXTRATOS DO PNPCD</u> .....	71

## CAPÍTULO I

### INTRODUÇÃO

#### I.1 - Generalidades

É bem conhecida a dificuldade de coletar dados em quantidade e em tempo hábil para atender as necessidades de avaliação, aproveitamento ou monitoramento de recursos naturais ou do meio ambiente. Em casos de regiões remotas, a dificuldade é ainda maior. Por exemplo, as seguintes necessidades de coleta de dados ambientais apresentam dificuldades especiais:

- nível de grandes rios em suas cabeceiras na Amazônia;
- precipitação em pontos uniformemente distribuídos sobre uma bacia hidrográfica em região de acesso difícil;
- temperatura e pressão na superfície do oceano;
- condições ambientais relevantes para a produtividade agrícola.

Em havendo um requisito de que os parâmetros exemplificados acima sejam amostrados com frequência, com medidas uniformes e concentração da informação em um local em curto prazo de tempo, o sistema de Coleta de Dados por Satélite (CDS) apresenta-se como o mais eficiente.

A Figura I.1 mostra a operação do sistema CDS. A informação ambiental (temperatura, pressão, velocidade de vento, nível de rio, etc.) é adquirida por sensores conectados a um pequeno rádio-transmissor denominado Plataforma de Coleta de Dados (PCD). A PCD envia regularmente estas informações para um satélite, e este as retransmite para uma estação terrena onde os dados são decodificados, processados, e distribuídos aos usuários.

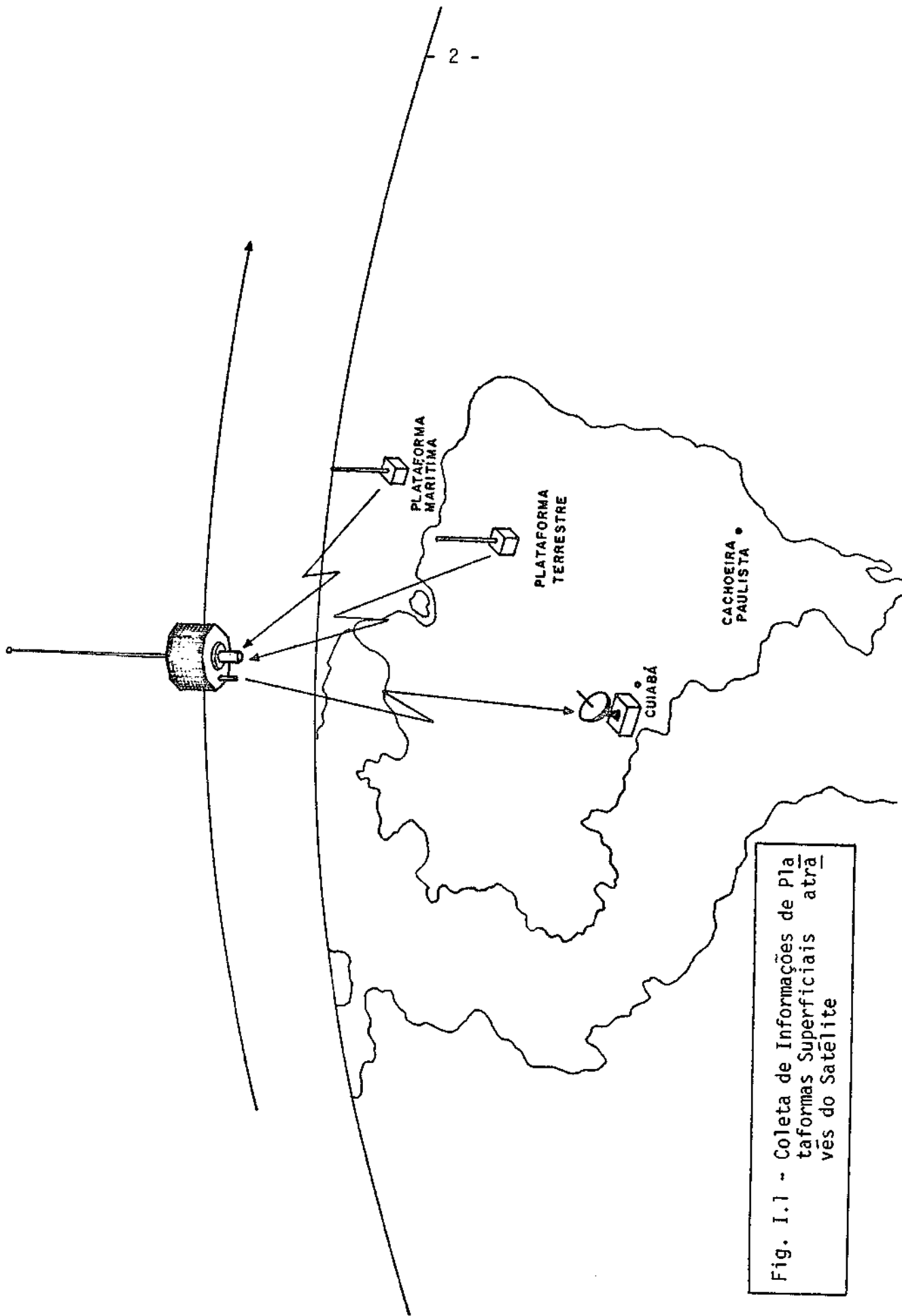


Fig. I.1 - Coleta de Informações de Plataformas Superficiais através do Satélite

## I.2 - Objetivo da Missão de Coleta de Dados

O objetivo desta missão é coletar, em tempo quase-real, dados ambientais medidos em um grande número de pontos sobre uma área extensa, através do uso de Plataformas de Coleta de Dados que transmitem a informação através de um satélite a um centro de recepção, processamento e disseminação dessa mesma informação. Os dados ambientais a serem coletados são relativos à Meteorologia, Hidrologia e Meio Ambiente de um modo geral.

A longo prazo, deseja-se uma capacidade do sistema superior a 5000 plataformas, distribuídas no território brasileiro e incluindo a região oceânica adjacente, adquiridas pelo menos uma vez a cada 24 horas com chance de sucesso superior a 95%.

O conceito do sistema implica necessariamente em Plataformas de Coleta de Dados de baixo custo unitário, construção rústica, e capazes de operar por vários meses sem assistência.

## CAPÍTULO II

### JUSTIFICATIVA DA MISSÃO

#### II.1 - Antecedentes Históricos

As primeiras experiências do INPE com Plataformas de Coleta de Dados por satélites foram realizadas em meados de 1972, com a utilização do satélite francês EOLE. Foram instaladas no Brasil 4 PCD, em um experimento destinado a verificar a viabilidade tecnológica do conceito, com resultados excelentes.

A partir de 1976, iniciaram-se os estudos visando o desenvolvimento de plataformas no país, para serem utilizadas com satélites existentes de órbita baixa, heliosíncrona (satélites TIROS/N e NOAA-6, em cooperação com os EEUU e França), e de órbita geoestacionária (satélites GOES), em cooperação com os EEUU.

Por ocasião do I Seminário de Atividades Espaciais, realizado pela COBAE em 1977, foi aprovado o projeto de desenvolvimento e construção de 10 plataformas de Coleta de Dados a serem operadas com o satélite TIROS/N (Sistema ARGOS, franco-americano).

Este projeto, já em fase final de execução, resultou no desenvolvimento de um protótipo de PCD nacional, que deverá ser homologada pelo operador do sistema na França no início de 1980.

Em 1978, o Projeto de Hidrologia e Climatologia da Amazônia, um projeto de cooperação da Organização das Nações Unidas (PNUD) que tem como órgão anfitrião no Brasil a SUDAM, propôs a utilização de PCD's para monitorar o nível de rios na Amazônia e medir a precipitação na bacia, com cerca de 100 plataformas operando com o satélite geoestacionário americano GOES.

Ainda por ocasião do I Seminário de Atividades Espaciais foi lançado um estudo de viabilidade para a construção de satélites

artificiais no Brasil, dentro da Missão Espacial Completa. Durante estes estudos, a Missão de Coleta de Dados surgiu como candidata à primeira e terceira missões.

Em meados de 1979, todas estas iniciativas foram aglutinadas e compatibilizadas em torno de um documento único aprovado pela COBAE e denominado Programa Nacional de Plataformas de Coleta de Dados. Este documento, em breve resumo, engloba as seguintes três fases:

- desenvolvimento e operação de 10 plataformas com o satélite TIROS/N (sistema ARGOS);
- desenvolvimento e operação de algumas centenas de plataformas com o satélite GOES, esforço dentro do qual enquádra-se a proposta do Projeto de Hidrologia e Climatologia da Amazônia;
- uso de satélites nacionais.

Uma característica importante de todas as fases do Programa Nacional de PCD, é o uso de plataformas construídas no Brasil e a recepção de dados diretamente do satélite, no país.

Devido a estas implicações, o Programa Nacional de Plataformas de Coleta de Dados, dentro do qual a Missão Coleta de Dados constitui a terceira fase, é incluído como apêndice a este documento.

## II.2 - A Missão de Coleta de Dados como Aplicação Espacial

Dentre as atividades espaciais, a área de Aplicações Espaciais engloba o uso de engenhos espaciais, principalmente satélites, a serviço de atividades humanas, bem como o desenvolvimento da tecnologia dos equipamentos e sistemas de bordo e de terra para este uso.

As principais aplicações espaciais, por área de aplicação, são:



- Meteorologia
- Recursos Naturais
- Telecomunicações
- Geodésia/Navegação

No Brasil, as aplicações em Recursos Naturais são normalmente designadas pelo nome da técnica mais usada até o momento, de Sensoriamento Remoto.

Os Sistemas de Coleta de Dados por satélite é uma técnica valiosa para as duas primeiras aplicações: Meteorologia e Recursos Naturais.

Sob o ponto de vista de uso do espectro de rádio, no caso para transmissão de dados ambientais, as Plataformas de Coleta de Dados têm uma caracterização própria.

O Regulamento de Rádio (Documento produzido por Conferências Internacionais) agrupa os usos do espectro eletromagnético por Serviços, com objetivos bem definidos. Em particular, define os serviços de

- Exploração da Terra por Satélites
  - Meteorologia por Satélites
- sendo que o primeiro engloba o segundo.

As frequências a serem usadas pelas Plataformas de Coleta de Dados estão atribuídas ao Serviço de Meteorologia por Satélite, com nota explicativa que permite o seu uso para a transmissão de outros dados ambientais relacionados com a exploração da terra, mas não necessariamente de meteorologia.

A área de Aplicações Espaciais tem sido objeto de uma concentração de esforços das atividades espaciais no Brasil, há vários anos. O estágio de maturação nesta área é bastante significativo, inclusive em relação a países mais desenvolvidos.

O processo de disseminação das técnicas de aplicação espacial, principalmente em Sensoriamento Remoto e Meteorologia tem causado impacto direto sobre toda uma gama das atividades de organizações governamentais e privadas, atuando em áreas tão diversas como geologia, engenharia florestal, previsão de tempo, estimativas agrícolas, etc..

O número de profissionais treinados no país é hoje suficiente para permitir a formulação de programas próprios de aplicações espaciais voltados para as necessidades do Brasil.

A relevância econômica ou estratégica é conceito que está intimamente ligado às aplicações espaciais. Em todos os casos o emprego de técnicas espaciais ou é economicamente mais vantajoso do que a obtenção dos mesmos resultados por meios convencionais, ou é insubstituível, na medida em que produz resultados que não são alcançáveis por outras técnicas.

No caso da Missão de Coleta de Dados, as afirmativas gerais acima são completamente verdadeiras, com se verá a seguir.

### II.3 - Aspectos Estratégicos

As vantagens do uso de Plataformas de Coleta de Dados por satélite são tão grandes que, pela própria necessidade de acompanhar a variação de parâmetros ambientais, o Brasil precisará utilizar satélites estrangeiros para tal fim, como reconhecido nas primeiras duas fases do Programa Nacional de Plataformas de Coleta de Dados.

Embora aquele programa preveja necessariamente a recepção dos dados no país, o fato de ser usado um satélite de outro país força o Brasil a aceitar imposições quanto à política de divulgação dos dados coletados. Assim, os operadores dos sistemas atuais impõem a condição de que os dados obtidos estejam em princípio disponíveis internacionalmente.

Embora tradicionalmente dados meteorológicos sejam permutados livremente entre os países, o mesmo acontecendo em medida diferente com os dados hidrológicos, pode-se antever com facilidade situações em que não seja de interesse para o país que isto se faça com completa liberdade, pelo menos em tempo real, como é o caso do monitoramento de parâmetros relevantes para a previsão de safras agrícolas.

É também verdade hoje que este aspecto de utilização de dados ambientais pelo país está limitado em muitos casos, como no da meteorologia, pela capacidade limitada no país de absorvê-los em tempo útil. Assim, um sistema de coleta de dados por satélite concebido e implantado no país, necessariamente, por prever inclusive o aspecto de utilização efetiva da informação, permitirá ao Brasil um melhor controle de seus recursos, com todas as implicações consequentes de soberania da nação.

Um último ponto que merece ser mencionado, é o da possibilidade de, em havendo interesse mútuo, ampliar o sistema para incluir países limítrofes do Brasil.

#### II.4 - Aspectos Econômicos

Sob o ponto de vista econômico, a justificativa da Missão de Coleta de Dados pode ser feita lembrando que a área de nosso país é superior a 8,5 milhões de quilômetros quadrados, o que torna excessivamente caro qualquer sistema convencional que se proponha a monitorar continuamente parâmetros ambientais em todo o território.

São mencionados a seguir apenas algumas aplicações de Plataformas de Coleta de Dados com significado econômico mais aparente:

- monitoramento de precipitação e nível de rios para previsão hidrológica e estimativa de potencial hidroelétrico;
- monitoramento de parâmetros agrometeorológicos significativos para previsão de safras agrícolas;

- determinação de parâmetros meteorológicos para previsão de fenômenos externos (secas, geadas, enchentes).

Como dito anteriormente, a implantação de um sistema de medidas em tempo real cobrindo todo o nosso território, com técnicas convencionais, devido às grandes distâncias e dificuldades de acesso, é extremamente mais caro quando não inviável.

Em um caso, chegou a ser feito um estudo comparativo detalhado de custo para a implantação de sistema de telemetria de dados hidrológicos para a bacia amazônica. O único outro sistema considerado viável para a região, foi o sistema de "meteor burst", a um custo cerca de 5 vezes maior que o sistema de plataformas de coleta de dados por satélite, e mesmo assim incapaz de cobrir toda a região de interesse.

A razão fundamental para a viabilidade econômica de sistemas de coleta de dados por satélites é que os custos não são proporcionais à distância a ser coberta, mas somente ao número de postos de observação, sendo que o custo unitário das plataformas é bastante reduzido.

Vale salientar que justificativa semelhante é utilizada para a Missão Sensoriamento Remoto, também prevista dentro da Missão Espacial Completa.

## II.5 - Aspectos dos Usuários

A principal função de um sistema de coleta de dados é reunir em um centro os dados recolhidos localmente pelas estações automáticas (PCD), e em seguida disseminá-los entre os vários usuários.

Assim, é importante notar que hoje, no Brasil, existe a demanda para um tal sistema, em um número de estações compatível com a capacidade projetada do sistema. Deve aqui ser feita novamente referên

cia ao Programa Nacional de Plataformas de Coleta de Dados, incluído como apêndice a este.

No Brasil, como no resto do mundo, os primeiros usuários de sistemas de coleta de dados por satélite, tem sido os órgãos da área de hidrologia.

Estã sendo organizada uma reunião de usuários em potencial para o início de 1980, com o fim de identificar e quantificar a demanda, como previsto no PNPCD. A título de exemplo, entretanto, segue-se uma enumeração do número de postos de observação atualmente operados pelos principais órgãos das áreas de hidrologia e meteorologia:

- Departamento Nacional de Águas e Energia Elétrica - 3021
- Departamento Nacional de Obras e Saneamento - 822
- Departamento de Águas e Energia Elétrica de S.P. - 1183
- Instituto Nacional de Meteorologia - 428

A Eletrobrás, por exemplo, considera que o número crescente de projetos hidroelétricos e sua participação gradativa no sistema interligado, estão tornando cada vez mais complexo o problema da utilização eficiente dos reservatórios e de seus extravasores. Hoje, considera-se imprescindível a obtenção de dados hidrométricos das bacias hidrográficas contribuintes dos diversos reservatórios, em tempo compatível com o porte das mesmas, para o fim de maximizar o aproveitamento energético do conjunto.

## CAPÍTULO III

### APLICAÇÕES

São a seguir descritas algumas aplicações contempladas para o Sistema de Coleta de Dados por satélite.

#### III.1 - Hidrologia

A coleta de dados hidrológicos pode ser dividida em dois grupos:

- o aqueles necessários para a formação de um arquivo para uso futuro (banco de dados);
- o os necessários em tempo real para tomada de decisões.

Os dados hidrológicos históricos são usados para a avaliação de potencial energético, projeto de barragens e usinas hidroelétricas, e gerenciamento de recursos hídricos de um modo geral.

Embora à primeira vista a coleta de dados históricos não represente um requisito para um sistema de Plataforma de Coleta de Dados por satélite, cuja principal característica é a obtenção da informação em tempo real, mesmo para esta finalidade há uma vantagem no uso de satélites.

Plataformas de Coleta de Dados permitem uma verificação diária do funcionamento de cada estação, fornecendo um alarme para reparação de partes eventuais nos instrumentos, o que não ocorre com sistemas automáticos somente com gravação da informação. Não se deve esquecer os possíveis casos de vandalismo, acidentes e destruição causada por animais.

Este aspecto de alarme é tão importante para os hidrologistas do Canadá, que eles optaram por um sistema de telemetria e não de gravação local dos dados, devido ao alto custo das jornadas de controle às estações hidrológicas. Verificou-se que o equipamento de telemetria instalado seria amortizado em quatro anos graças à redução do número de jornadas sistemáticas para manutenção e verificação do bom funcionamento dos instrumentos de medida.

Assim, na concepção de um sistema de coleta de dados por satélites, deve-se incluir os meios de verificação do funcionamento da estação.

O uso de dados em tempo real é, no entanto, o aspecto em que se apresentam mais claramente as vantagens do sistema de coleta de dados por satélite. O principal interesse reside na possibilidade de, através de modelos numéricos de uma bacia hidrográfica, e a partir de dados de nível dos rios e de precipitação, prever a vazão ou o nível do rio à jusante. A rapidez de acesso aos dados é crucial para permitir a tomada de decisões em casos extremos de perigo devido a enchente ou para a programação ótima da operação de barragens, navegação, etc..

No caso de previsão de enchentes, os benefícios sociais e econômicos são grandes. Talvez maiores, no entanto, são os benefícios econômicos resultantes da possibilidade de orquestrar de forma ótima a operação de sistemas de barragens pertencentes a um sistema de usinas hidroelétricas interligadas. O benefício, no caso, é trazido diretamente em termos de um aumento significativo da potência efetivamente utilizável, para uma dada potência instalada. Nesta fase de dificuldades energéticas, e considerando que a energia hidroelétrica é a mais barata disponível, o ganho obtido, embora não quantificado ainda, certamente será de uma ordem de grandeza muito superior aos investimentos envolvidos na Missão de Coleta de Dados.

A área da bacia Amazônica brasileira excluindo o Tocantins é estimada em 3 700 000 km<sup>2</sup>. Atualmente existe uma densidade de estações hidro

métricas por volta de uma estação por 40 000 km<sup>2</sup>. No Tocantins— Araguaia a densidade é de uma estação por 5 000 km<sup>2</sup>. A densidade recomendada pela OMM é de uma estação por 600 km<sup>2</sup>. Isto acarretaria uma necessidade para a bacia amazônica da ordem de 6000 postos de coleta de dados para fins hidrométricos, este número pode parecer grande, mas nos EUA o US Geological Survey (USGS) possui da ordem de 18000 postos de coleta de dados para os recursos hídricos.

### III.2 - Agrometeorologia

Nenhuma atividade econômica é tão afetada pelas condições de tempo e clima quanto a agricultura e, de um modo geral, essa dependência é responsável por 30 a 40% da variabilidade final da produção.

A produção agrícola de um país, ou de uma região, é determinada pela área plantada com cada espécie, pela produtividade intrínseca determinada pelo genótipo usado, práticas culturais, pragas, etc., e pela dependência das condições climáticas.

Na medida em que as próprias técnicas de aplicações espaciais, com o uso do sensoriamento remoto para a determinação de áreas, e de satélites meteorológicos para a estimativa de condições ambientais significativas, cresce a importância da possibilidade de monitorar "in loco" as condições de tempo mais significativas sob o ponto de vista da produtividade agrícola. Os fatores mais importantes são conhecidos.

A produtividade agrícola pode ser limitada por excesso de umidade ou, principalmente, por deficiência hídrica, quando essas condições ocorrem em determinadas fases do cultivo. O excesso de água reduz a aeração do solo e afeta o suprimento de oxigênio às raízes, inibindo a retirada de nutrientes e de água, às plantas aeróbias. A deficiência hídrica, mesmo de pequena intensidade, pode causar decréscimo de produção, se essa ocorrência coincidir com estágios críticos de desenvolvimento. O fechamento de estômatos, causado pela seca, reduz as trocas de dióxido de carbono e, conseqüentemente, a própria fotossíntese. Sob con



dições de estresse por seca, o sistema radicular torna-se ineficiente e a retirada de nutrientes é reduzida. Dada a sua frequência, o estresse hídrico é considerado o fator mais importante à limitação da produtividade agrícola mundial.

Os efeitos das temperaturas extremas sobre as plantas, com relação à sobrevivência ou danos sofridos, variam com as espécies, variedades, estágio de desenvolvimento e período de adaptação anterior. Os valores extremos são denominados temperaturas letais e, para a maioria das plantas superiores, estão em torno de 0 a 52<sup>o</sup>C. A própria fotossíntese é interrompida com temperaturas próximas a 40<sup>o</sup>C, na maioria dos vegetais. Existem muitos exemplos de efeitos depressivos na produtividade agrícola causados por temperaturas elevadas do ar e do solo, tanto nas regiões tropicais como subtropicais.

A queda de produção agrícola, causada por episódios climáticos extremos, constitui uma constante preocupação das autoridades governamentais e dos agricultores. Apesar das falhas de levantamentos estatísticos, a ordem de grandeza dos prejuízos justifica alguns exemplos.

A previsão do produto bruto agrícola do Estado de São Paulo no período 1977-78, foi estimada em torno de 100 bilhões de cruzeiros. Os levantamentos revelaram um decréscimo da ordem de 20 bilhões de cruzeiros em 1978, como consequência das condições climáticas atípicas, caracterizadas pela ocorrência de seca nos meses de novembro, janeiro e fevereiro.

Assim, como no caso anterior da hidrologia, o volume de recursos envolvido na área da agricultura é bastante elevado. A contribuição de um sistema de Plataformas de Coleta de Dados por satélites, mesmo somente para monitoramento de condições locais, em conjunto com o uso de dados de satélites de sensoriamento remoto e meteorológicos, deverá aportar contribuição substancial à estimativa, com antecedência de safras agrícolas.

### III.3 - Meteorologia

A Meteorologia é uma atividade básica de qualquer país, cujos benefícios se estendem por extensas áreas da vida humana, com importantes implicações sociais e econômicas.

Um dos fatores dos quais depende a sua qualidade é a disponibilidade de dados sobre toda a região de interesse, incluindo áreas remotas e de difícil acesso e, em particular no caso do continente sulamericano, por áreas oceânicas, onde observações regulares não podem ser feitas a não ser sobre um pequeno número de ilhas habitáveis.

Plataformas de Coleta de Dados por satélite são instrumentos ideais para fornecer informação meteorológica de locais remotos e de difícil acesso, caracterização que inclui uma grande parte de nosso território. O benefício deste tipo de aplicação será obtido por uma melhoria nas previsões de curto prazo, incluindo enchentes, bem como pelo fornecimento de informação para modelos numéricos de previsão de tempo.

Um exemplo de aplicação, a nível internacional, em esforço que contou com a participação do Brasil, foi o uso de Plataformas de Coleta de Dados por satélite, em bóias à deriva nos oceanos do Hemisfério Sul, durante a realização do Experimento Meteorológico Mundial, em 1979, para monitoramento da pressão e temperatura da superfície dos oceanos. A informação obtida por estas centenas de bóias, em conjunto com os dados obtidos por sondadores de perfil vertical de temperatura da atmosfera, a bordo de satélites meteorológicos, permitiu obter, durante o período do experimento, informações que pelas técnicas convencionais, somente poderia ser obtida pela instalação de uma estação de lançamento de balões de sondagem atmosférica a cada cem quilômetros sobre os oceanos. Como o Hemisfério Sul tem a maior parte de sua superfície coberta por oceanos, e as condições meteorológicas sobre o continente são influenciadas pelas mesmas sobre o mar, a melhoria da qualidade das previsões resultantes foi substancial. Está sendo hoje estudada a possibilidade de implementar um sistema de forma permanente. Como o maior benefício será justamente para os países do Hemisfério Sul, é importante considerar uma possível contribuição da Missão de Coleta de Dados para este esforço.

Está sendo implantado no Brasil um programa de pesquisas prioritário, de caráter nacional, objetivando o desenvolvimento de técnicas de previsão de secas no Nordeste, um problema crônico que vem dificultando o desenvolvimento homogêneo do país. As indicações hoje existentes sobre tal possibilidade contemplam a necessidade de medição de certos parâmetros ambientais em locais remotos ou sobre o oceano, que serviriam de previsores para a ocorrência de precipitação no Nordeste.

#### III.4 - Outras Aplicações

O conceito dos Sistemas de Coleta de Dados por satélite é extremamente geral. Em princípio, as informações a serem coletadas podem ser de qualquer tipo, o único requisito sendo o de que possam ser traduzidas como sinais elétricos analógicos ou digitais. A quantidade de informação a ser transmitida deverá ser relativamente reduzida, de forma a ser compatível com o sistema. Outra restrição a ser observada é de que a atribuição de frequência existente refere-se à coleta de dados meteorológicos ou ambientais. Assim, a menos que seja feita mudança na atribuição, estão excluídos os usos do sistema para transmissão de informação gerada pelo homem, o que qualificaria o sistema como de telecomunicações propriamente dito.

Mesmo dentro destas limitações, podem ser antevistas aplicações além das descritas acima, e que potencialmente poderão ser desenvolvidas nos próximos anos:

- monitoramento de incêndios em florestas;
- monitoramento de fenômenos sismológicos;
- monitoramento de fenômenos oceanográficos;

#### III.5 - Número de Bit por Parâmetro Medido

Viu-se nestes últimos parágrafos a descrição de algumas aplicações da Plataforma de Coleta de Dados. Um item importante a considerar em qualquer aplicação é a precisão com que se deseja medir um de

terminado parâmetro. Ocorre que, dependendo da aplicação, um mesmo parâmetro pode ser medido com diferentes precisões. A Tabela III.1 mostra os requisitos de precisão para estações automáticas de Meteorologia Sinótica. A Tabela III.2 mostra a precisão e excursão dos parâmetros normalmente utilizados numa estação de Agrometeorologia.

O número de dígitos binários necessário para expressar o valor de um determinado parâmetro depende da resolução com que se deseja medir e dos limites mínimos e máximos do parâmetro. Os exemplos que seguem ilustram alguns casos típicos com o cálculo do número de bits necessários.

*Temperatura* - Para o Brasil pode-se considerar uma excursão para a temperatura de  $-10^{\circ}\text{C}$  a  $50^{\circ}\text{C}$ . A resolução que se requer nesta medida depende da aplicação, sendo que a mais exigente é de  $0,1^{\circ}\text{C}$ . Portanto este instrumento deverá estar graduado com 600 níveis:

$$\bullet \text{ número de níveis} = \frac{\text{excursão}}{\text{resolução}} = \frac{60}{0,1} = 600$$

- com 9 bits é possível representar  $2^9$  ou 512 níveis. Com 10 bits pode-se representar 1024 níveis. Portanto são necessários 10 bits para representar a escala de temperatura com uma excursão de  $60^{\circ}\text{C}$  e resolução melhor que  $0,1^{\circ}\text{C}$ .

*Precipitação* - O sensor de precipitação mais fácil de ser adaptado as PCD é o tipo *cuba basculante*: para cada 0,1 mm de precipitação o sensor fecha um contacto. A precipitação total é obtida contando-se o número de vezes que o contacto fecha.

O contador deve possuir um número de bits de modo que a contagem não estore sem que antes a estação receptora tenha recebido pelo menos uma informação. Considerando-se que a precipitação total não ultrapasse os 600 mm em 24 horas, tem-se:

$$\bullet \text{ número de impulsos} = \frac{600}{0,1} = 6000$$

- com 13 bits pode-se contar  $2^{13} = 8192$  impulsos. Com 12 bits pode-se contar 4096 impulsos. Portanto, neste tipo de pluviômetro deve ser utilizado um contador com pelo menos 13 bits.

TABELA III.1

REQUISITOS DE PRECISÃO PARA ESTAÇÕES AUTOMÁTICAS DE METEOROLOGIA APLICADA

PARÂMETRO	PRECISÃO REQUERIDA	COMENTÁRIOS
Pressão atmosférica	$\pm 1,0$ mb sobre a terra $\pm 2,0$ mb sobre o mar	A variação no erro entre observações sucessivas (a cada 6 hs) não deve exceder $\pm 0,5$ mb.
Direção de vento	$\pm 20^\circ$	
Velocidade de vento	$\pm 2$ m/s abaixo de 20 m/s $\pm 10\%$ acima de 20 m/s	
Temperatura do ar	$\pm 1^\circ\text{C}$	
Temperatura do ponto de orvalho	$\pm 1^\circ\text{C}$ para um deficit inferior a $4^\circ\text{C}$ $\pm 2^\circ\text{C}$ para um deficit superior a $4^\circ\text{C}$	
Precipitação acumulada	$\pm 0,5$ mm abaixo de 5 mm $\pm 10\%$ acima de 5 mm $\pm 2$ mm abaixo de 10 mm $\pm 20\%$ acima de 10 mm	{ sobre a terra { sobre o mar A precisão quotada para medidas no mar se refere a capacidade de armazenar e transmitir o valor ao invés de amostrar as diferenças.
Visibilidade	$\pm 20\%$ quando for abaixo de 4 km	
Altura da base das nuvens	$\pm 20\%$ quando for abaixo de 600 m	
Altura de onda (mar)	$\pm 1$ m abaixo de 10 m $\pm 10\%$ acima de 10 m	
Localização geográfica (quando variável)	$\pm 1^\circ$ latitude	Na maioria dos casos este parâmetro é determinado na estação receptora.

Extraído de: Guide to Meteorological Instrument and Observing Practices, WMO No. 8 PT:3 - Geneve, 1971.

TABELA III.2

ESTAÇÃO DE AGROMETEOROLOGIA

PARÂMETRO	PRECISÃO	EXCURSÃO
Temperatura de bulbo seco	$\pm 0,1^{\circ}\text{C}$	$-10^{\circ}\text{C}$ a $+ 50^{\circ}\text{C}$
Temperatura de bulbo umido	$\pm 0,1^{\circ}\text{C}$	$0^{\circ}\text{C}$ a $+ 50^{\circ}\text{C}$
Direção de vento	8 posições	0 a $360^{\circ}$
Velocidade de vento	0,5 m/s	0 a 40 m/s
Precipitação acumulada	0,1 mm	300 mm/24 h.
Umidade do solo	1%	0 a 100%
Radiação solar incidente	1%	0-2 cal/cm <sup>2</sup> min.

## CAPÍTULO IV

### SISTEMAS DE COLETA DE DADOS EXISTENTES

#### IV.1 - Classificação dos Sistemas

Um sistema de Coleta de Dados por Satélite é constituído por três elementos: plataforma, satélite e estação receptora.

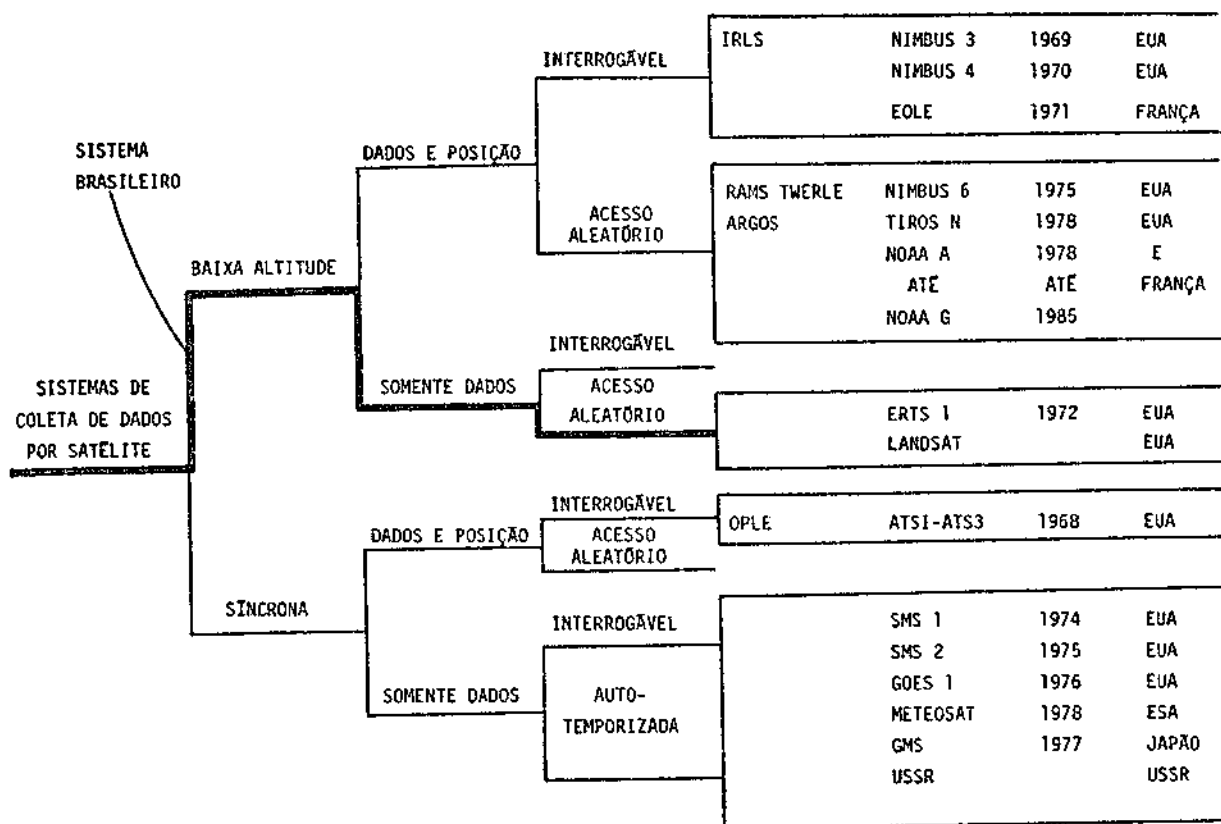
Normalmente eles são classificados, em um primeiro passo, segundo a órbita do satélite, que pode ser de baixa altitude ou geosíncrona. Em seguida vem as subdivisões segundo a possibilidade ou não de localização das plataformas e segundo o modo de operação das mesmas, podendo elas serem interrogáveis, temporizadas e de acesso aleatório. O diagrama da Figura IV.3 mostra a classificação dos sistemas de Coleta de Dados.

#### IV.2 - Modos de Operação das PCD

Existem basicamente três métodos para se estabelecer a comunicação plataforma-satélite, definidos pelo modo de operação da plataforma. Estes métodos são discutidos a seguir.

##### IV.2.1 - PCD Interrogável

O satélite interroga sequencialmente as plataformas que estão sob seu ângulo de visada. Estas, após reconhecerem suas respectivas identificações transmitem as mensagens. Este método foi utilizado nos satélites NIMBUS 3 e 4 (1969 e 1970) dos EUA e EOLE (1971) da França, todos de órbita baixa. Ele ainda é utilizado nas plataformas que operam com os satélites geosíncronos (GOES e METEOSAT). A principal desvantagem das plataformas interrogáveis está na complexidade, de construção e operação, uma vez que necessitam de receptores sempre a escuta do satélite.



- IRLS INTERROGATION, RECORDING AND LOCATION SYSTEM
- RAMS RANDOM ACCES MEASUREMENT SYSTEM
- TWERLE TROPICAL WIND ENERGY CONVERSION AND REFERENCE EXPERIMENT
- NOAA NATIONAL OCEANIC AND ATMOSPHERIC ADMINISTRATION
- ERTS EARTH RESEARCH TECHNOLOGY SATELLITE
- ATS APPLICATIONS TECHNOLOGY SATELLITE
- OPLÉ OMEGA POSTION LOCATION EQUIPMENT SYSTEM
- SMS SYNCHRONOUS METEOROLOGICAL SATELLITE
- GOES GEOSTATIONARY OPERATIONAL ENVIRONMENTAL SATELLITE
- GMS GEOSTATIONARY METEOROLOGICAL SATELLITE SYSTEM
- ESA EUROPEAN SPACE AGENCY

Figura IV.1 — Classificação dos Sistemas de Coleta de Dados.



#### IV.2.2 - PCD Temporizada

A plataforma temporizada é programada para transmitir em horários bem determinados como por exemplo: 0hs, 6hs, 9hs, 12hs, 15hs, 18hs e 21hs. Este modo de operação é aplicável principalmente a satélites geosíncronos. Com alguma dificuldade é possível também utilizar este tipo de plataforma com os satélites heliosíncronos.

#### IV.2.3 - PCD de Acesso Aleatório

Este tipo de plataforma se caracteriza pelo fato de transmitir mensagens em intervalos regulares esteja o satélite sob visibilidade ou não. O termo *acesso aleatório* vem do fato de que não é possível prever deterministicamente quais as PCD que estarão transmitindo em determinado instante. A aleatoriedade na chegada dos sinais complica um pouco o sistema de recepção e introduz uma incerteza no sucesso da decodificação correta da mensagem. Em compensação facilita enormemente a construção e instalação das PCD, reduzindo, portanto, o custo total do sistema. Este aspecto é importante, pois sendo as plataformas numerosas e normalmente instaladas em locais remotos, é necessário que o custo unitário seja módico e a concepção da plataforma seja rústica para facilitar a instalação.

#### IV.3 - Sistema PCD-GOES

O sistema PCD-GOES permite apenas a coleta de dados ambientais (meteorológicos, geológicos, hidrológicos, etc.), sem a localização das plataformas, utilizando os satélites GOES (Geostationary Operational Environmental Satellite) operados e controlados pela National Oceanic and Atmospheric Administration (NOAA) dos EUA. Este sistema possui dois satélites em funcionamento simultâneo fornecendo um serviço contínuo durante todo o ano.

Os dados coletados são codificados e transmitidos para o satélite em frequências na faixa 401,7 MHz a 402,1 MHz. As plataformas podem ser interrogáveis ou temporizadas.

O próprio usuário pode construir suas plataformas, desenvolvendo-as dentro das especificações exigidas pelo sistema.

Os dois satélites geostacionários (36000 km de altitude) estão localizados a 75°W e 135°W cobrindo uma área do globo de 75°N até 75°S e de 0° até 135°E, passando por 180°. Os satélites retransmitem em banda S as informações recebidas das plataformas. Nos EUA, em Wallops, Virgínia, existe uma estação receptora de onde os dados são então transferidos para o centro de processamento em Suitland, Maryland.

As informações são processadas em tempo real em Suitland e os resultados podem ser fornecidos aos usuários através do Global Telecommunications System (GTS), ou também através de várias outras alternativas, como correio ou linhas dedicadas, por exemplo. Existe ainda a alternativa de o próprio usuário possuir a sua estação de recepção direta do satélite.

O sistema de PCD/GOES permite obter-se dados de pelo menos 10000 plataformas a cada 6 horas, com mensagens de 30 segundos de duração média.

As características principais do Sistema GOES estão resumidas na Tabela IV.1.

#### IV.4 - Sistema PCD-LANDSAT

Este sistema, que utiliza o satélite LANDSAT, faz a coleta de dados através das PCD sem entretanto localizá-las. As plataformas podem coletar dados de até 8 sensores, transmitindo-os a uma taxa de 2500 bit/s, regularmente a cada 3 minutos, sem qualquer comando do satelite. A emissão destas mensagens é feita em UHF na frequência de 401,55 MHz.

As informações de uma plataforma são transferidas para a estação de recepção em terra quando ambas entram no campo de visibilidade.

TABELA IV.1 — CARACTERÍSTICAS DO SISTEMA POD-GOES

- Permite contactar até 10000 plataformas a cada 6 horas.
- Plataformas interrogáveis e temporizadas.
- Plataformas podem transmitir em caso de emergência.
- Dois satélites: 75°W e 135°W.
- Mensagens de 50 a 3000 bits.
- Formato do sinal

↔ Máximo 30 segundos ↔									
2,5 segundos	SINCRONISMO DE BIT	SINCRONISMO DE FORMATO	IDENTIFICAÇÃO	D A D O S				FIM DE TRANSMISSÃO	
Portadora P <sub>u</sub> <sub>ra</sub>	250	15	31	8	8	....	8	31	

- Portadora : 401,7 MHz a 402,1 MHz
- Taxa de bit : 100 bit/s
- Modulação : PM com desvio de  $\pm 1,1$  rad
- Codificação : Manchester-PCM/PM

de do satélite. Portanto, este último não armazena os dados a bordo, apenas os transfere em banda S imediatamente para uma das 3 estações de recepção: no Alasca, em Goldstone (California) e no próprio centro de tratamento em Greenbelt, Maryland.

Este sistema permite receber em 95% dos casos pelo menos uma mensagem válida de qualquer plataforma, a cada 12 horas, para até 2000 plataformas espalhadas no campo de visibilidade do satélite. Devido a interferências entre sinais de duas ou mais plataformas, há possibilidade de erros, mas o sistema pode identificar estas mensagens incorretas. A probabilidade de identificação de uma mensagem errada como certa é inferior a  $10^{-3}$  (0,1%).

Para as regiões onde o período de visibilidade mútua das plataformas e da estação é menor, pode-se aumentar a taxa de repetição das mensagens, com uma transmissão a cada 90 segundos, a fim de manter o desempenho do sistema nos níveis acima.

Nas estações de recepção os dados são decodificados e transmitidos em tempo real para o GDHS (Ground Data Handling System) em Greenbelt, Maryland, onde é feito o processamento. As informações são então separadas segundo a identificação da plataforma e o tempo em que foram recebidas e são também eliminados os dados redundantes, devido a aquisição por mais de uma estação receptora.

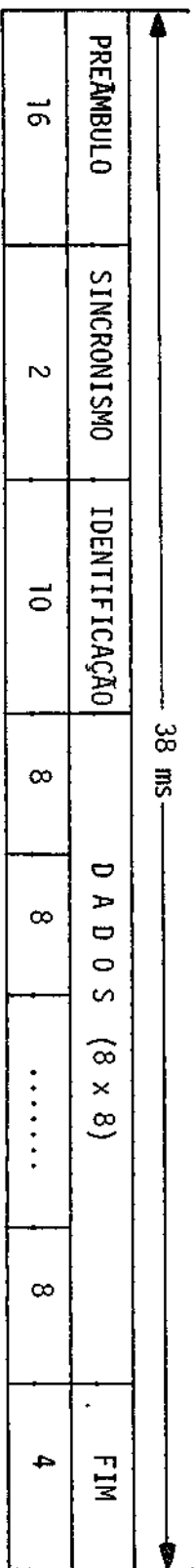
Os resultados são colocados à disposição do usuário em fitas magnéticas, cartões ou listagens, todos codificados em bits, sem conversão para parâmetros físicos.

Os dados podem ser fornecidos em forma octal, decimal, hexadecimal ou convertidos em valores físicos utilizando curvas de calibração, fornecidas pelo usuário, definidas por no máximo 20 pontos para cada sensor. Todos os resultados ficam disponíveis aos usuários num banco de dados durante um período de 3 meses.

A Tabela IV.2 resume as características principais do Sistema LANDSAT.

TABELA IV.2 - CARACTERÍSTICAS DO SISTEMA POD-LANDSAT

- Somente para coleta de dados.
- Podem coletar dados de até 8 sensores.
- Transmite regularmente a cada 3 minutos sem comando do satélite.
- Capacidade do sistema: 2000 plataformas sob ângulo de visada.
- Probabilidade de sucesso: 95% a cada 12 horas.
- Transferência dos dados da plataforma para a estação receptora ocorre somente quando ambas estão no campo de visibilidade do satélite.
- Formato do sinal



- Portadora : 401,55 MHz
- Taxa de bit : 2,5 bit/s
- Modulação : FM com desvio de  $\pm 3,5$  KHz
- Codificação : Manchester-PCM/FM

#### IV.5 - Sistema PCD-TWERLE

O sistema de coleta de dados TWERLE (Tropical Wind, Energy Conversion, and Reference Level Experiment) foi lançado em 1974 a bordo do satélite NIMBUS F. A principal função deste sistema é receber transmissões de dados provenientes de plataformas colocadas a bordo de balões e localizá-las através da medida do efeito Doppler. Cada plataforma transmite uma vez por minuto com uma duração de 1 segundo.

Todas as plataformas transmitem em uma mesma frequência de 401,2 MHz, porém a tolerância dos osciladores a cristal, adicionada ao efeito Doppler causado pelo movimento do satélite, dá uma dispersão efetiva de  $\pm 15$  kHz em torno da frequência nominal. O sistema é capaz de receber um máximo de 200 balões sob o ângulo de visada do satélite.

As características do Sistema TWERLE estão ilustradas na Tabela IV.3.

#### IV.6 - Sistema de PCD-ARGOS

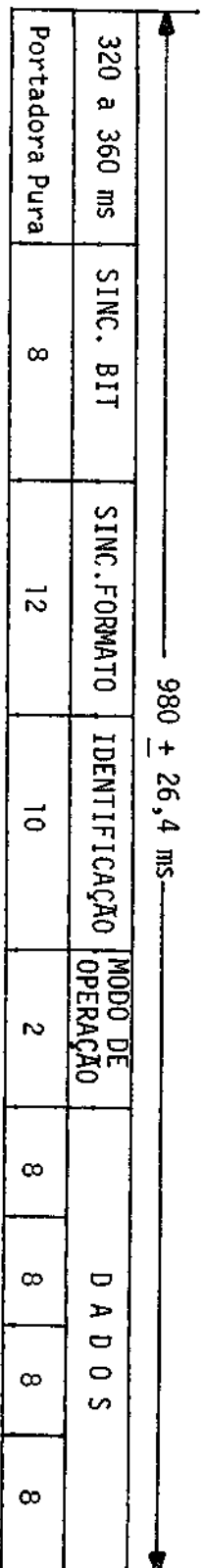
O sistema ARGOS de coleta de dados permite ainda localizar plataformas fixas ou móveis e medir a velocidade média destas últimas. Este sistema foi desenvolvido em cooperação pelo Centre National d'Etudes Spatiales (CNES) da França, pela National Aeronautics and Space Administration (NASA) e pela National Oceanic and Atmospheric Administration (NOAA), dos EUA.

A coleta de informações é feita através da série de satélites TIROS-N. O primeiro foi lançado em Outubro de 1978, e os sete subsequentes denominados NOAA A até NOAA G serão lançados a seguir, até 1985. Estes lançamentos serão feitos de modo a manter sempre dois satélites em funcionamento.

As plataformas coletam dados de até 32 sensores e os transmitem para os satélites a intervalos de tempo regulares (40 a 60 segundos para as plataformas a serem localizadas e de 60 a 200 segundos no

TABELA IV.3 — CARACTERÍSTICAS DO SISTEMA PCD-TWERLE

- Permite receber e localizar até 200 balões sob visada do satélite.
- Precisão na determinação da posição:  $\pm 5$  km
- Precisão na determinação da velocidade:  $\pm 1$  m/seg.
- Capacidade total do sistema: 1000 plataformas.
- Probabilidade de sucesso: 96% com 200 balões.
- Pode transmitir dados de até 4 sensores.
- Formato do sinal



- Portadora : 401,2 MHz
- Taxa de bit : 100 bit/s
- Modulação : PM  $\pm 60^\circ$
- Codificação : Manchester PCM/PM

caso de apenas coleta de dados). Cada mensagem emitida contém o número da plataforma e sua duração varia de 360 a 920 ms, conforme o número de sensores. Todas as plataformas transmitem na mesma frequência de 401,650 MHz, independentemente umas das outras e sem interrogação do satélite, não havendo portanto a necessidade de receptores nas plataformas, o que lhes reduz o custo, o peso e o consumo. Estas plataformas podem ser desenvolvidas por qualquer fabricante ou pelo próprio usuário, desde que de acordo com as especificações exigidas pelo sistema.

Os dois satélites giram em órbitas polares, heliosíncronas a uma altitude de aproximadamente 850 km. A sua cobertura compreende todo o globo terrestre mas devido a característica da órbita polar, o período de visibilidade é maior para as plataformas localizadas em latitudes mais elevadas, sendo mínimo para aquelas localizadas sobre o equador. Por dia os satélites garantem em média 7 passagens sobre o equador e 28 sobre os polos, com uma duração média de 10 minutos por passagem. O satélite vê as plataformas situadas dentro de um círculo de 2500 km, recebe os dados aleatoriamente e armazena-os para que sejam retransmitidos para as estações de telemetria. O sistema permite que a probabilidade de recepção de mensagem emitida pela plataforma durante a passagem do satélite seja superior a 95%.

A localização de uma plataforma se dá através da medida do efeito Doppler sobre sua frequência de emissão e o conjunto dessas medidas, durante passagens sucessivas do satélite, permite o cálculo da sua velocidade média. Balões e bóias à deriva, por exemplo, podem ser localizados com precisão de 5 km e 3 km e suas velocidades determinadas com precisão de 1,5 m/s e 0,5 m/s respectivamente.

A capacidade total do sistema é de 16000 plataformas de coleta de dados apenas e de 4000 plataformas a serem localizadas.

As retransmissões para o solo ocorrem a cada passagem do satélite sobre as estações de telemetria, o que acontece de 100 em 100 minutos correspondentes ao período da órbita. Os satélites também pos



suem transmissores em VHF e na banda S enviando ininterruptamente os dados coletados, o que permite aos usuários receberem diretamente as informações relativas às plataformas que estiverem no campo de visibilidade do satélite no momento da transmissão.

Depois que as estações de telemetria fazem a leitura dos dados recebidos do satélite estes são enviados ao Centro de Tratamento ARGOS em Toulouse. As informações são então processadas, calculadas as posições das plataformas e os resultados são colocados à disposição dos usuários em menos de 6 horas a partir do instante em que o satélite recebeu os dados da plataforma.

O usuário pode escolher o meio que lhe for mais conveniente para receber os resultados: pelo correio, semanalmente, em forma de listagem ou em fitas magnéticas ou, em casos de recebimento rápido, através de telex ou telefone com um terminal especial.

As características principais do Sistema ARGOS estão reunidas na Tabela IV.4.

#### IV.7 - Problemas do Acesso Aleatório

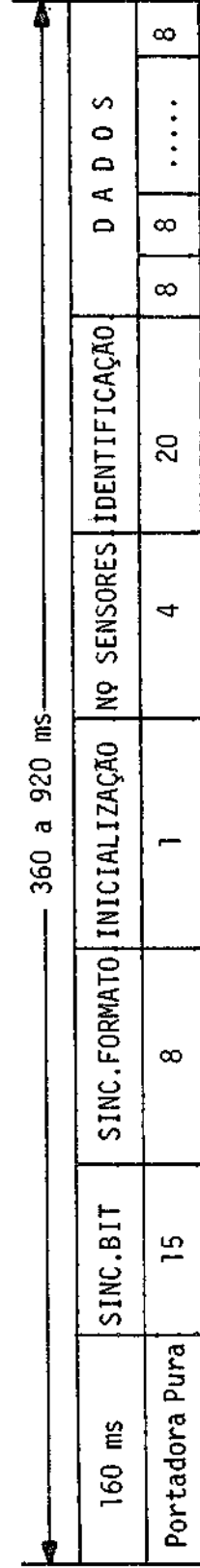
Três dos sistemas de coleta de dados descritos anteriormente fazem uso do acesso aleatório no estabelecimento da comunicação plataforma-satélite. O sistema que está sendo considerado para o Brasil também utilizará esta sistemática. A seguir são analisados os diversos fatores do acesso aleatório que influem na caracterização do sistema de Coleta de Dados.

O sistema de recepção não interroga as plataformas e as mensagens provenientes destas se apresentam na entrada do receptor de forma aleatória. O receptor não conhece nem a quantidade nem as características das mensagens que ele terá que tratar em determinado instante. É por isso que o sistema é denominado de *acesso aleatório*.

TABELA IV.4 - CARACTERÍSTICAS DO SISTEMA PCD-ARGOS

- Permite coletar dados e localizar plataformas.
- Plataformas não interrogáveis (acesso aleatório).
- Pode coletar dados de até 32 sensores.
- Transmite em intervalos regulares que podem ser de 40 a 200 segundos.
- Probabilidade de recepção de uma mensagem é superior a 95%.
- Precisão de localização: 5 km para balões e 3 km para bóias.
- Precisão na velocidade de deslocamento: 1,5 m/s para balões e 0,5 m/s para bóias.
- Capacidade total do sistema: - 16000 plataformas para coleta de dados;  
- ou 4000 plataformas a serem localizadas.

● Formato do sinal



- Portadora : 401,650 MHz
- Taxa de bit : 400 bit/s
- Modulação : PM + 1,1 rad
- Codificação : Manchester PCM/PM

Trata-se de um sistema a guichets (Unidades de Tratamento) tentando da melhor forma resolver um problema de fila de espera (os clientes são as mensagens) que é complicado pelas interferências mútuas entre mensagens.

As principais características que definem as entradas do sistema de recepção podem ser classificadas em duas categorias principais:

- O número de sinais presentes simultaneamente na entrada do receptor.
- As características destes sinais quais sejam a duração, a frequência, o nível e a banda espectral.

A maioria destas características depende fundamentalmente da órbita do satélite.

#### IV.7.1 - Número de Mensagens que Chega ao Satélite

Em determinado instante o satélite a 700 km (ou 800 km) vê uma calota esférica (elevação  $5^\circ$ ) cuja superfície é  $17,22 \times 10^6 \text{ km}^2$  (ou  $19,85 \times 10^6 \text{ km}^2$ ) que representa 3,4% (ou 3,9%) da superfície terrestre. Caso existam plataformas transmitindo mensagens de duração  $\tau$ , o satélite verá várias mensagens transmitidas entre  $t-\tau$  e  $t$ . O número de mensagens presentes na entrada do receptor em um determinado instante depende basicamente:

- do número de plataformas em visibilidade;
- do período de repetição  $T$ ;
- da duração  $\tau$  das emissões.

Um tal sistema pode ser caracterizado pelo número de plataformas em visibilidade e um período de repetição  $T$  constante igual para todas as plataformas. A lei estatística da chegada das mensagens no receptor pode ser descrita por um processo de

Poisson, definido pela taxa média  $\lambda$  de mensagens na entrada do receptor. A taxa média  $\lambda$  é dada pela relação do número médio  $N$  de plataformas em visibilidade e o intervalo de transmissão  $T$ .

$$\lambda = \frac{N}{T}$$

A função densidade de probabilidade  $p(k, \tau)$  para que  $k$  chegadas de mensagens ocorram no intervalo de tempo  $\tau$  é

$$p(k, \tau) = \exp(-\lambda\tau) \frac{(\lambda\tau)^k}{k!}$$

Para um dado  $\tau$ , tem-se o maior interesse em aumentar o período de repetição  $T$  de modo a reduzir a taxa média  $\lambda$  e consequentemente reduzir  $p(k, \tau)$ . Porém existe uma solução de compromisso para  $T$  pois o tempo de visibilidade comum plataforma-satélite-estação é menor que 13 minutos (órbita de 700 km).

Para grandes valores de  $T$  as transmissões são raras em relação ao tempo de visibilidade comum, podendo ocorrer uma ou zero transmissões durante a visibilidade. Embora neste caso as interferências mútuas sejam relativamente escassas, a probabilidade de falha cresce. Em outro extremo, ou seja pequenos valores de  $T$ , um grande número de transmissões de uma dada plataforma chega ao satélite durante a visibilidade comum, porém com pouca possibilidade de sucesso devido ao alto nível de interferências. Trabalhos que foram realizados para as PCD-ARGOS e PCD-LANDSAT chegaram a valores de  $T$  tais que garantissem pelo menos 3 transmissões por passagens típicas.

#### IV.7.2 - Distribuição em Frequência

A distribuição das frequências recebidas a bordo do satélite depende de dois efeitos:

- da distribuição estatística das frequências das plataformas, resultantes do ajuste inicial dos osciladores e suas derivas ao longo do tempo.
- do efeito Doppler resultante da velocidade relativa satélite-plataforma que produz uma variação de  $\pm 9,0$  kHz em 401 MHz para um satélite a 700 km.

É possível determinar analiticamente, ou através de simulação, a curva da distribuição em frequência na entrada do receptor de bordo. É claro que esta distribuição vai depender da hipótese utilizada para definir a distribuição das frequências de transmissão.

Admitindo-se que esta última seja caracterizável por uma lei Gaussiana, a distribuição de frequências recebidas a bordo do satélite é quase uniforme na banda de  $\pm 9,0$  kHz, apresentando um aspecto como o da figura IV.2.

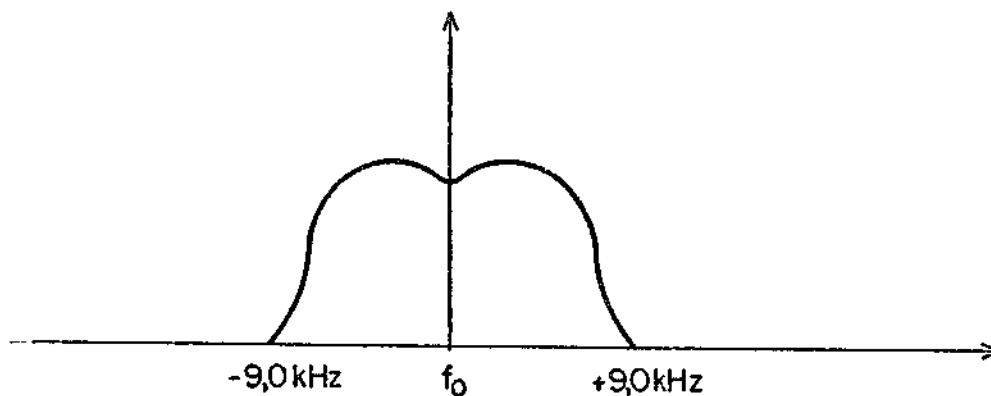


Figura IV.2 — Distribuição das Frequências Recebidas a Bordo do Satélite.

#### IV.7.3 - Taxa de Bit e Banda Espectral

A probabilidade de interferência sobre uma mensagem que está sendo recebida é dada pela fórmula (Coates, 1975)

$$P_i = 1 - \left( 1 - \frac{2\tau}{T} \frac{2\Delta f}{F} \right)^{N-1}$$

onde

$N$  é o número de plataformas em visibilidade

$F$  é a banda de dispersão das frequências recebidas (efeito Doppler)

$T$  é o intervalo entre transmissões sucessivas.

A dispersão das frequências, causada principalmente pelo efeito Doppler, é fixada pela altura do satélite. O intervalo entre transmissões é determinado de modo a garantir um certo número de transmissões por passagem do satélite. Portanto os únicos parâmetros que restam para uma possível otimização são a duração  $\tau$  da transmissão e a banda espectral  $\Delta f$  ocupada. A duração  $\tau$  de transmissão pode ser diminuída aumentando-se a taxa de bit. Por outro lado o aumento da taxa de bit provoca um aumento da banda ocupada  $\Delta f$  compensando praticamente o ganho obtido com a diminuição de  $\tau$ .

#### IV.7.4 - Distribuição dos Níveis dos Sinais

A distribuição dos níveis de sinais recebidos interveem fortemente no fenômeno de interferências mútuas: uma emissão recebida a um nível fraco ao mesmo tempo que uma a nível elevado tem grande chance de ser deturpada por esta última. Por outro lado existem dificuldades em construir um transponder linear com grande dinâmica (~19 dB). O artifício utilizado para manter o nível de sinal recebido a bordo dentro de certos limites consiste em construir as antenas do satélite e da plataforma com diagramas de radiação que equalizem as perdas no espaço livre. A figura IV.3 mostra a compensação de ganho obtido com as duas antenas.

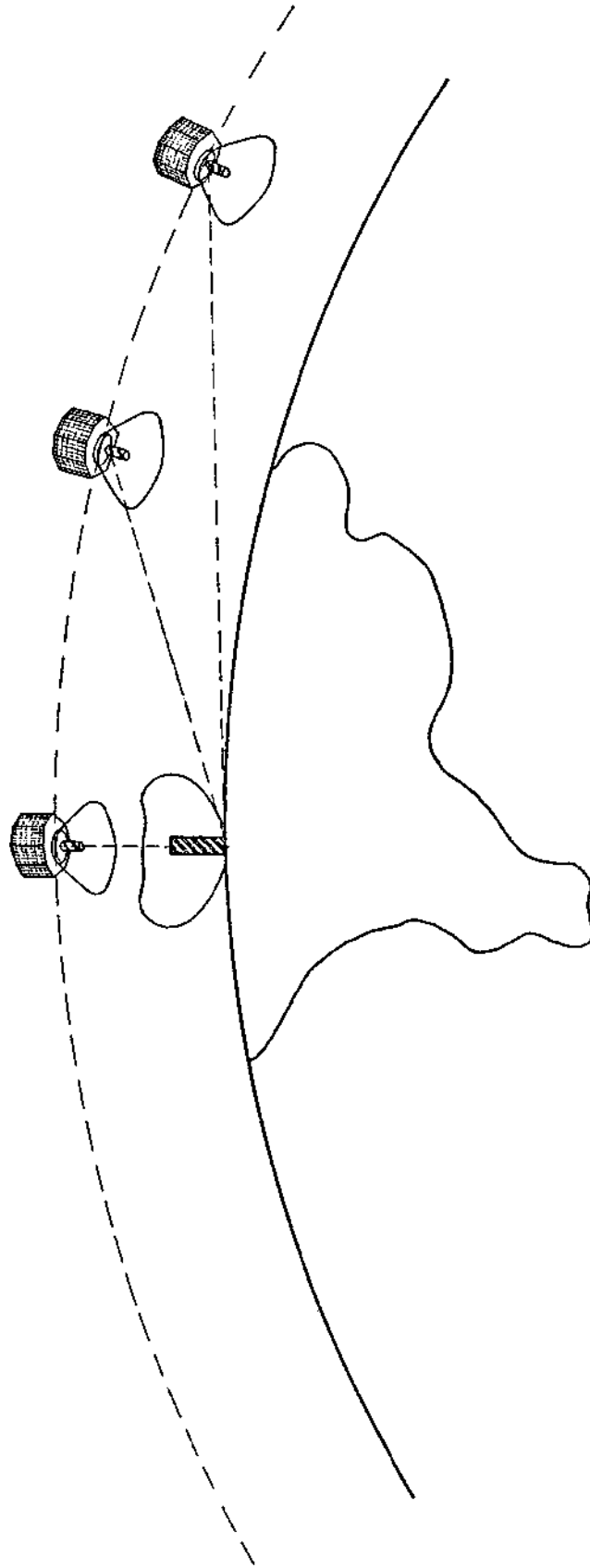


Figura IV.3 — Diagramas de Radiação das Antenas da Plataforma e do Satélite.

#### IV.7.5 - Probabilidade Elementar de Recepção

Seja  $\tau$  a duração da emissão de uma plataforma e  $T$  o período de repetição. A relação  $\frac{\tau}{T}$  caracteriza a parte de ocupação do sistema para esta plataforma. A soma dos  $\frac{\tau}{T}$  para as plataformas em visibilidade do satélite em um determinado instante fornece a característica da taxa de ocupação do sistema naquele local. A curva  $P_e = f(\sum \frac{\tau}{T})$  (Figura IV.4) permite determinar o desempenho do sistema ligado ao acesso aleatório. Nesta Figura  $N$  é o número máximo de plataformas em visibilidade de do Sistema ARGOS, com  $T = T_{\max} = 200$  seg e  $\tau = \tau_{\min} = 360$  seg.

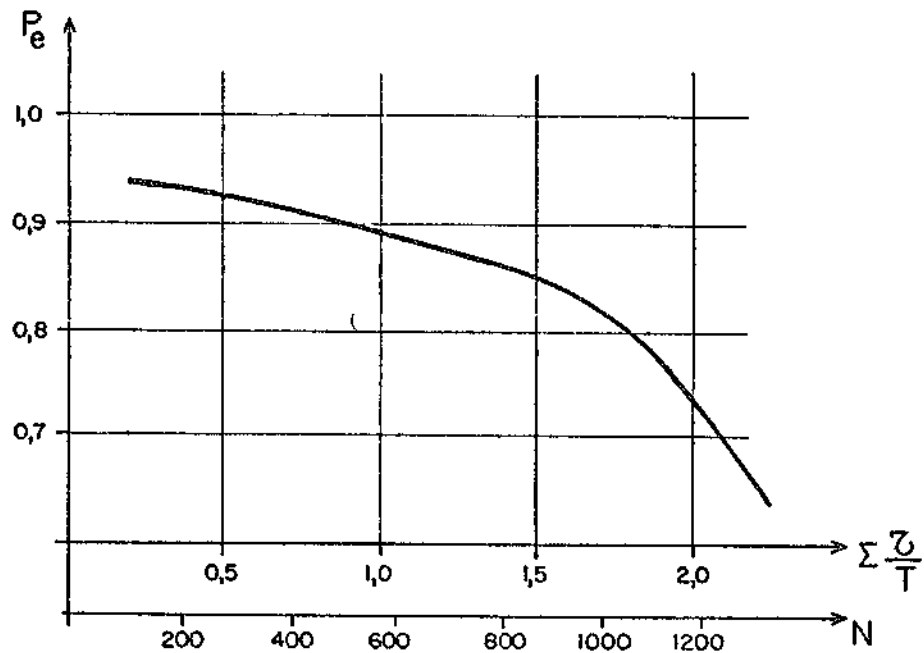


Figura IV.4 — Probabilidade elementar de Recepção em função da taxa de ocupação (Curva levantada para o Sistema ARGOS).



Quando o satélite está em visibilidade de uma plataforma e esta transmite uma mensagem, a probabilidade de recepção é definida por

$$P_1 = P_e$$

Por outro lado a probabilidade de receber  $\underline{n}$  mensagens transmitidas por uma plataforma durante a passagem é

$$P_n = P_e^n$$

Admitindo que todas as mensagens emitidas ao longo da passagem são idênticas, basta receber corretamente apenas uma mensagem sobre as  $\underline{n}$  que foram transmitidas. A probabilidade de coletar informação ao longo de uma passagem é

$$P = 1 - (1 - P_e)^n$$

significando a probabilidade de que *pe lo menos uma* das  $\underline{n}$  mensagens transmitidas foi recebida corretamente.

Em resumo o que se procura no projeto de um sistema de coleta de dados com acesso aleatório é maximizar a probabilidade de sucesso e o número de plataformas possíveis de serem instaladas em uma dada região. Viu-se que a solução deste problema é uma tarefa complexa cuja solução analítica é dificultada principalmente pelos efeitos não lineares do receptor em presença de sinais de diferentes níveis com separação variável em frequência. Resta a simulação, que conduz a resultados bastantes satisfatórios como no caso ARGOS cujas discrepâncias com o caso real se situaram abaixo de 3%.

## CAPÍTULO V

### SISTEMA BRASILEIRO DE COLETA DE DADOS

#### V.1 - Características do Sistema Brasileiro

A opção adotada para o Sistema Brasileiro de Coleta de Dados (PCD-BR) possui características comuns aos sistemas LANDSAT, GOES e ARGOS. Elas se resumem no seguinte:

- As plataformas transmitirão aleatoriamente, como nos sistemas ARGOS e LANDSAT.
- O formato do sinal será compatível com o do sistema ARGOS.
- O equipamento de bordo é um transponder como no sistema GOES.
- A recepção de uma plataforma só ocorrerá quando ela e a estação receptora estiverem sob visibilidade do satélite. Esta é uma característica do sistema LANDSAT.
- A demodulação do sinal, realizada em Terra, utilizará a metodologia do equipamento ARGOS.

Para atender ao requisito relativo à capacidade do sistema (5000 plataformas), foi necessário prever 4 canais separados de 30 KHz para as frequências portadoras. A capacidade de cada canal está entre 1000 e 2000 plataformas.

A opção, nesta fase, por um formato de transmissão compatível com o do sistema ARGOS se justifica pela estimativa de que até a data de lançamento do satélite brasileiro (1986) existirá no Brasil um número considerável (300 a 500) de plataformas operando com este sistema. Deste modo, toda a infraestrutura industrial de apoio já desenvolvida e a experiência na operação da rede poderão ser aproveitadas.

Além disso, as plataformas ARGOS existentes poderão ser facilmente re cambiadas para o sistema brasileiro. Duas soluções estão sendo consi deradas para isto:

- mudar a frequência da portadora das plataformas através de uma simples troca de cristais dos osciladores;
- escolher a faixa do transponder do satélite brasileiro de modo a cobrir o canal alocado ao ARGOS.

#### V.1.1 - Solução Transponder

O equipamento de bordo (carga útil) para a Missão Cole ta de Dados, se restringe a um *Transponder* cuja função é receber os si nais das plataformas em 401 MHz e retransmiti-los (sem processamento) na faixa de 2,2 GHz. A Figura V.1 mostra o diagrama de operação do con junto Plataforma, Satélite e Estação Receptora.

Esta solução - quando comparada com a outra, também pos sível, a de demodular, processar e armazenar os dados a bordo - apre senta as seguintes vantagens:

- maior simplicidade do equipamento de bordo que deve possuir qua lidade espacial e portanto custo mais elevado;
- a modularidade da Estação Receptora. Esta pode iniciar a opera ção com apenas um Receptor de TMCU e expandir conforme cresci mento do número de plataformas.

A maior desvantagem da solução transponder está no fato de que para haver recepção de uma determinada plataforma, é necessário que ela e a estação receptora estejam sob visibilidade do satélite.

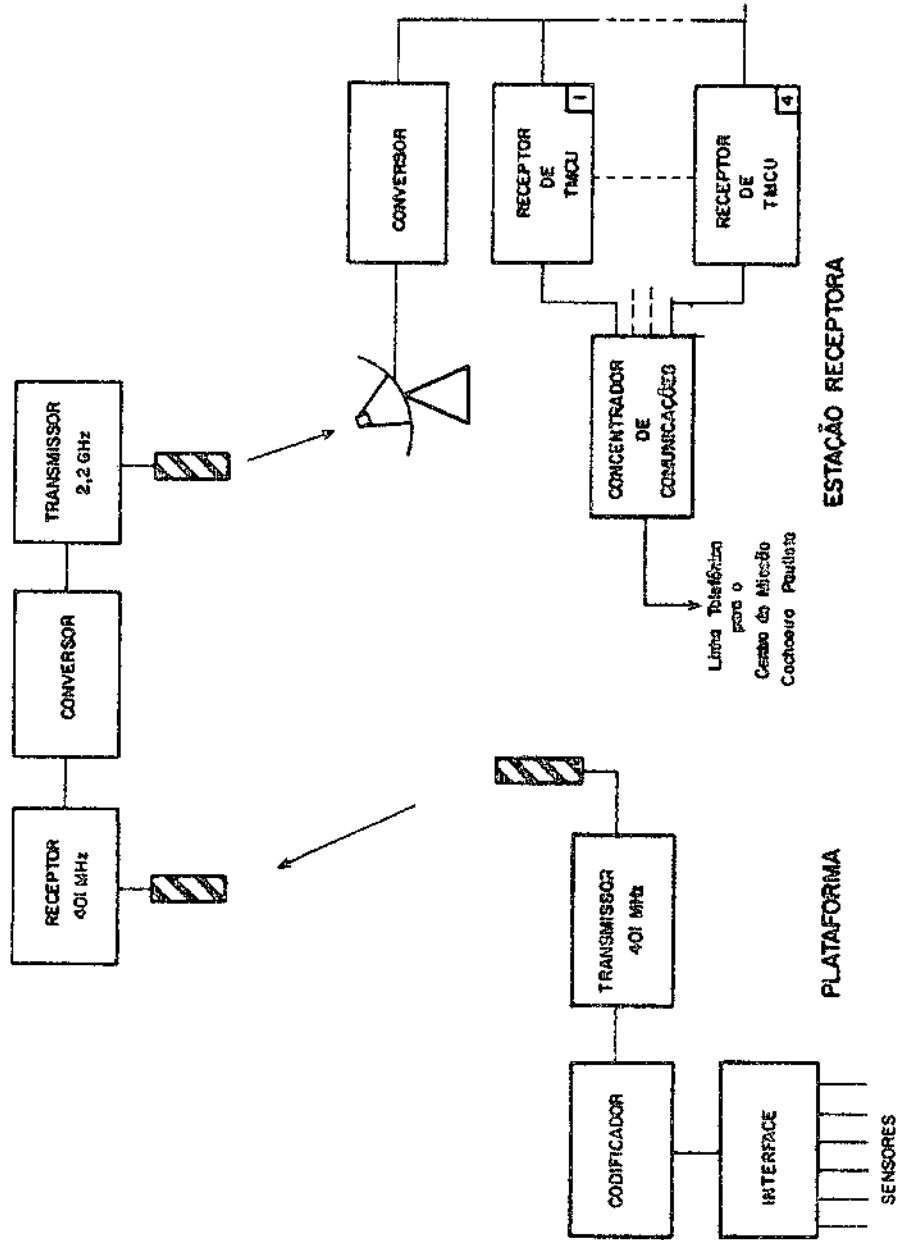


Fig.V.1 - Diagrama de Operação da Solução Transponder.

### V.1.2 - Tempos de Visibilidade

A Figura V.2 ilustra a geometria do problema de visibilidade comum entre a plataforma e estação receptora e o satélite (aqui todos situados no mesmo plano, por simplicidade).

Vê-se que esta solução transponder sofre uma limitação na cobertura no sentido de que parte do tempo em que as plataformas vêem o satélite, este não é visto pela estação receptora.

Para estimar esta perda em cobertura foi realizada uma simulação com as seguintes hipóteses:

- órbita circular a 700 km e  $30^{\circ}$  de inclinação;
- foram distribuídas 18 plataformas procurando cobrir todo o Brasil (ver Tabela V.1);
- Estação Receptora em Cuiabá.

A simulação consistiu em calcular a relação percentual do tempo médio diário de visibilidade plataforma-satélite e o tempo médio diário de visibilidade plataforma-satélite-estação. A média foi calculada sobre um "ciclo" orbital de 20 dias.

Os resultados permitem concluir que a estação de Cuiabá cobre da ordem de 65% do tempo de visibilidade plataforma-satélite. As Figuras V.3 e V.4 ilustram dois casos típicos da evolução do tempo de visibilidade de 15 dias. Para a plataforma em Cuiabá pode-se ver que a duração de visibilidade é na maioria dos casos superior a 8 minutos e que em geral existe pelo menos uma passagem por dia com duração igual ou superior a 10 minutos (600 segundos).

Já para uma plataforma na Ilha de Trindade estes tempos caem para a metade.

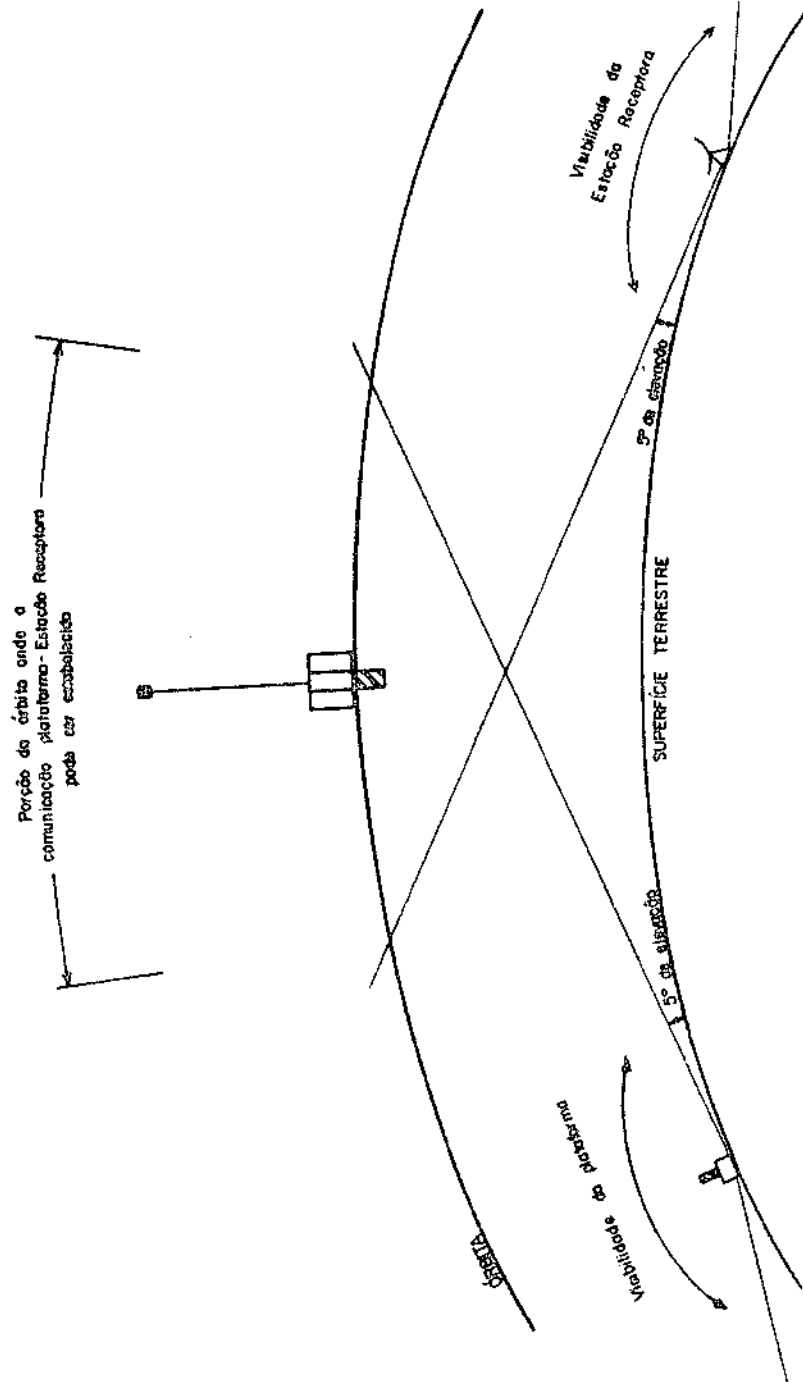
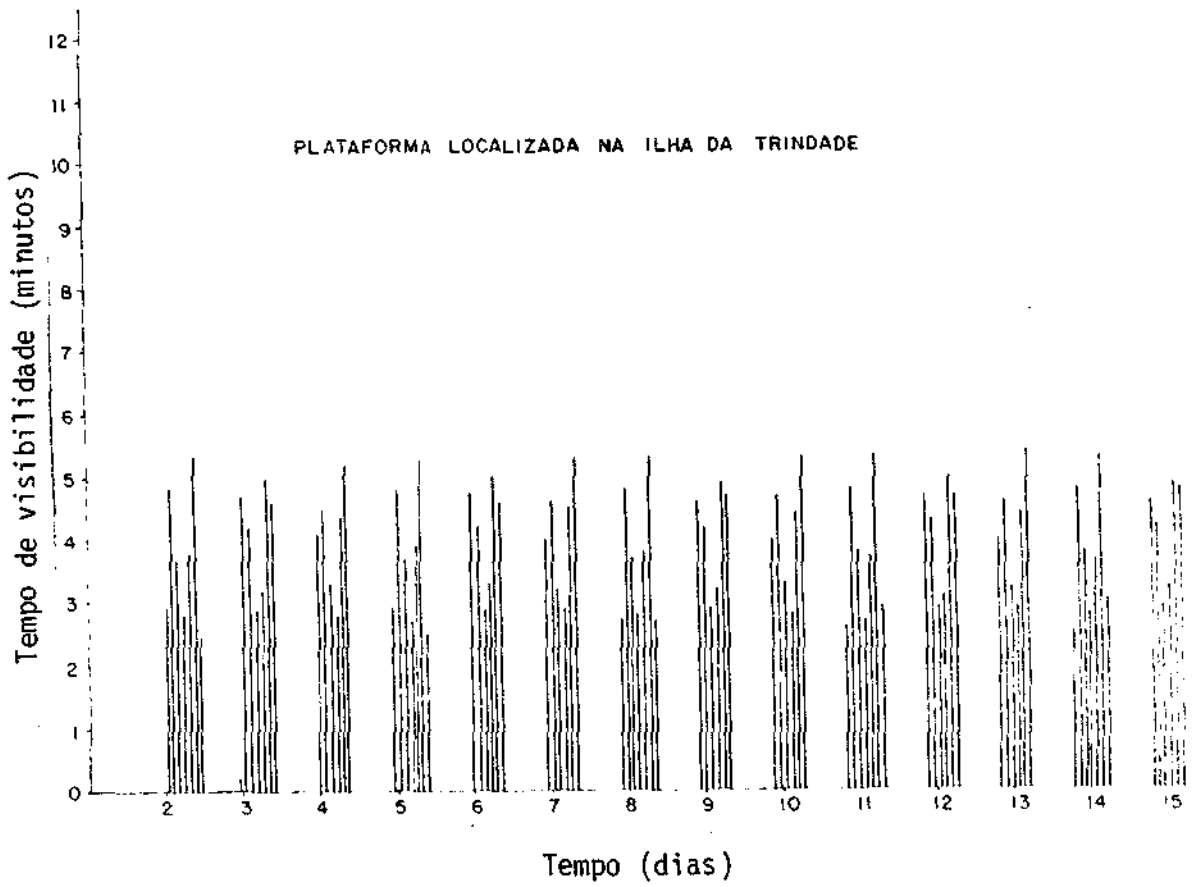
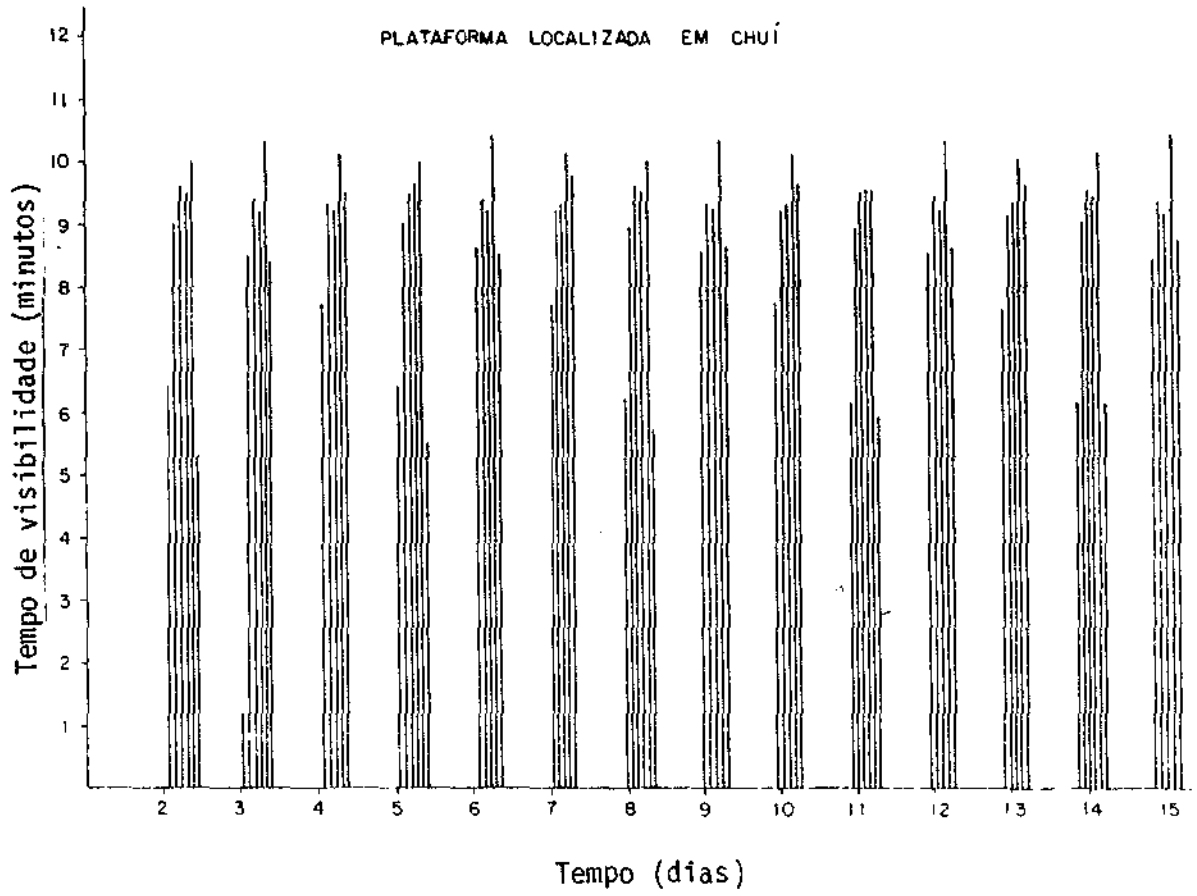


Fig.V.2 - Geometria da visibilidade comum.

TABELA V.1

PLATAFORMAS ESCOLHIDAS PARA O CÁLCULO  
DA PERDA EM COBERTURA

NÚMERO	LOCAL	LATITUDE (Sul)	LONGITUDE (Oeste)
1	Uaupês	0 <sup>o</sup> 07'	67 <sup>o</sup> 05'
2	Belém	1 <sup>o</sup> 27'	48 <sup>o</sup> 29'
3	Manaus	3 <sup>o</sup> 06'	60 <sup>o</sup> 00'
4	Ilha Fernando de Noronha	3 <sup>o</sup> 50'	32 <sup>o</sup> 25'
5	Fortaleza	4 <sup>o</sup> 00'	38 <sup>o</sup> 30'
6	Natal	5 <sup>o</sup> 35'	35 <sup>o</sup> 15'
7	Cruzeiro do Sul	7 <sup>o</sup> 30'	72 <sup>o</sup> 30'
8	*	8 <sup>o</sup> 00'	50 <sup>o</sup> 00'
9	Porto Velho	8 <sup>o</sup> 45'	65 <sup>o</sup> 34'
10	Salvador	12 <sup>o</sup> 58'	38 <sup>o</sup> 29'
11	Cuiabá	15 <sup>o</sup> 32'	56 <sup>o</sup> 05'
12	Brasília	16 <sup>o</sup> 13'	44 <sup>o</sup> 29'
13	Arquipélago Abrolhos	17 <sup>o</sup> 45'	38 <sup>o</sup> 50'
14	Ilha da Trindade	20 <sup>o</sup> 30'	29 <sup>o</sup> 00'
15	Maracajú	21 <sup>o</sup> 38'	55 <sup>o</sup> 10'
16	Cachoeira Paulista	22 <sup>o</sup> 29'	45 <sup>o</sup> 01'
17	Porto Alegre	30 <sup>o</sup> 03'	51 <sup>o</sup> 10'
18	Chui	33 <sup>o</sup> 48'	53 <sup>o</sup> 30'





### V.1.3 - Capacidade do Sistema

Para se estimar a capacidade em número de plataformas do sistema brasileiro de coleta de dados foram utilizados resultados de simulação do sistema ARGOS.

Por limitações do programa de simulação, foram utilizados 850 km para altura da órbita e uma inclinação quase polar. Em uma zona aproximadamente equivalente à do Brasil (latitude de +5° a 33° e longitude cobrindo um total de 38°) foram distribuídas 1000, 1500 e 2000 plataformas contendo 32 bit de dados e transmitindo em intervalos de 200 segundos. O satélite atravessa esta zona aproximadamente no seu meio. Os resultados desta simulação são apresentados na Tabela V.2

TABELA V.2

PROBABILIDADE DE SUCESSO

NÚMERO DE PLATAFORMAS NO BRASIL	PROBABILIDADE DE SUCESSO EM CADA TRANSMISSÃO
1000	0,78
1500	0,69
2000	0,63

A probabilidade de sucesso na recepção de uma plataforma em uma determinada passagem depende do número n de vezes que ela transmite e da probabilidade de sucesso em cada transmissão.

$$P = 1 - (1 - P_e)^n$$

Como pelo menos em 4 passagens diárias o tempo de visibilidade satélite-plataforma é superior a 600 segundos (para qualquer

TABELA V.3

ESPECIFICAÇÕES DA PLATAFORMA

	NOMINAL	TOLERÂNCIA
Frequência da portadora	401,650 MHz* 401,620 MHz 401,590 MHz 401,560 MHz	± 1,2 KHz
Envelhecimento		2 KHz
Potência	35 dBm	± 0,5 dBm - 1,5 dBm
Cadência de bit	400 Hz	± 5 Hz
Codificação	Bifase-L	
Modulação	Fase ± 60°	± 6°

\* Esta frequência será utilizada apenas nas plataformas ARGOS já existentes no Brasil na época do lançamento do satélite. Outra opção para os quatro canais é mostrada na Figura V.6.

plataforma no Brasil) a probabilidade de sucesso nestas passagens será superior a 0,95 se a probabilidade for superior a 0,63.

Este resultado permite concluir que se não houvesse o problema de visibilidade com a estação receptora a capacidade do sistema brasileiro seria, por canal, superior a 1500 plataformas transmitindo 32 bit. Como existe o problema de visibilidade e a Estação Cuiabá pode cobrir 65% do tempo que o satélite vê as as plataformas, a capacidade do sistema cai nesta mesma proporção. A capacidade com os 4 canais será portanto superior a  $0,65 \times 4 \times 1500 = 3900$ . E para conseguir isto será necessário alterar convenientemente os períodos de repetição das plataformas: aumentando para as que tem maior tempo de visibilidade e diminuindo no caso contrário.

## V.2 - Especificações da Plataforma

As especificações elétricas que a plataforma deve satisfazer se referem a:

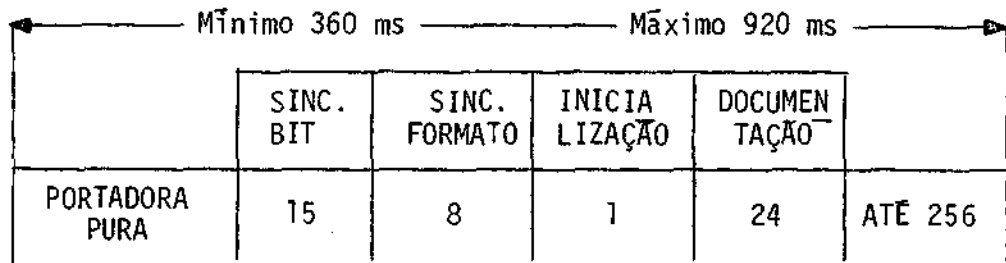
- frequência e sua estabilidade;
- potência irradiada;
- formato da mensagem.

Como primeira aproximação para o estabelecimento destas especificações, adotou-se as mesmas das da PCD - ARGOS. A Tabela V.3 e a Figura V.5 resumem estas especificações.

A *frequência da portadora* deverá estar na banda de 401 a 403 reservada à Meteorologia. Outros detalhes relativos à escolha das frequências são discutidos mais adiante.

A *potência* apresentada na tabela se refere à potência isotrópica irradiada efetivamente. Existe um valor máximo que não deve ser ultrapassado para evitar a saturação do Transponder de bordo e um valor mínimo para garantir um bom desempenho do sistema.

O *formato* da mensagem deverá ser compatível com o das plataformas ARGOS no sentido que o receptor de TMCU deverá ser capaz de detetar ambas as mensagens.



Sincronismo de bit - 15 bit 1

Sincronismo de formato - 8 bit 00010111

Fig. V.5 - Formato da mensagem

O período de repetição das transmissões deverá ser fixado em torno de um valor médio igual a 200 segundos. Plataformas em posições desfavoráveis em relação à Estação deverão transmitir em intervalos menores e as mais favoráveis em intervalos maiores que 200 segundos.

#### V.2.1 - Escolha das frequências

A frequência das portadoras transmitidas pelas plataformas deverá ser escolhida dentro da faixa que vai de 401 a 403 MHz, atribuída por regulamentos internacionais ao serviço de meteorologia por satélite (enlace de subida). Na escolha destas é necessário considerar os sistemas existentes, particularmente o ARGOS (401, 650 MHz  $\pm$  20 KHz) e o GOES (de 401,7 a 402 MHz), que são sistemas operacionais com boas chances de continuarem a existir após 1985.

O sistema brasileiro de coleta de dados deverá ocupar uma faixa de 120 kHz com 4 canais espaçados de 30 kHz. Na Figura V.6

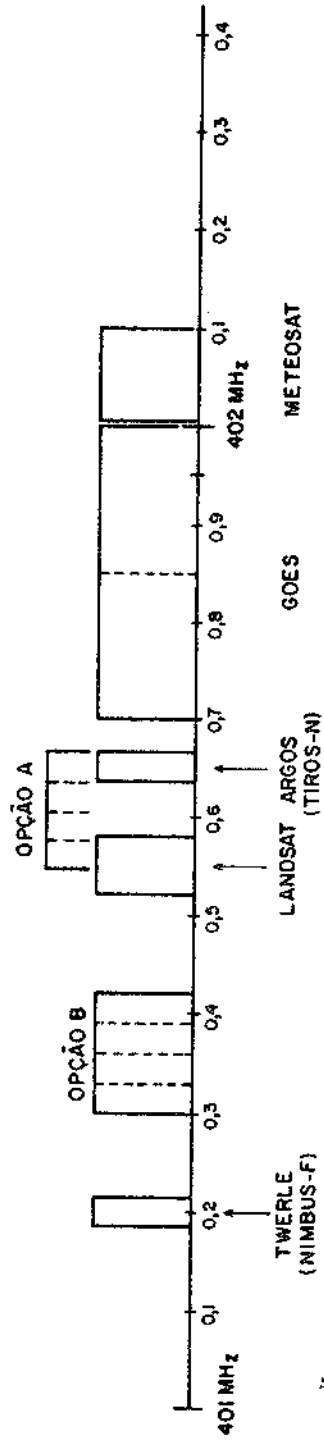


Fig. V.6 - Espectro de frequências atualmente utilizado em PCD e as duas opções para o sistema brasileiro.

são mostradas duas opções para a localização dos canais das PCD. A opção B se situa na região livre que vai de 401,2 a 401,5 MHz.

A opção A apresenta aspecto interessante que é o de englobar o canal do sistema ARGOS. Com isto, será possível captar as PCD-ARGOS que serão instaladas no Brasil até a data de lançamento do 1º satélite brasileiro, sem necessidade de adaptação já que optou-se nesta fase de estudos em manter a compatibilidade do formato dos dados da PCD-BR com o da ARGOS.

A viabilidade desta opção dependerá da desativação completa do sistema de plataforma LANDSAT. Sabe-se que a NASA não pretende mais por a bordo dos próximos LANDSAT o sistema de coleta de dados e que o último portador deste sistema foi o LANDSAT-C, lançado em março de 1978.

#### V.2.2 - Antena de Transmissão da Plataforma

A antena de transmissão para a Plataforma de Coleta de Dados, deve satisfazer as seguintes características:

- diagrama de irradiação moldado para compensar a atenuação de propagação quando o satélite estiver a ângulos menos elevados;
- excelente relação frente-costa, para evitar-se reflexão na terra;
- excelente polarização circular.

Dos critérios acima foi selecionada a antena tipo Hélice Quadrifilar, cujo diagrama de irradiação típico pode ser visto na Figura V.8, e cujas características radioelétricas são:

- faixas de frequência: 401,56 - 401,65 MHz (opção A);  
401,42 - 402,3 MHz (opção B);

- diretividade: 5,0 dB;
- polarização: circular à direita.

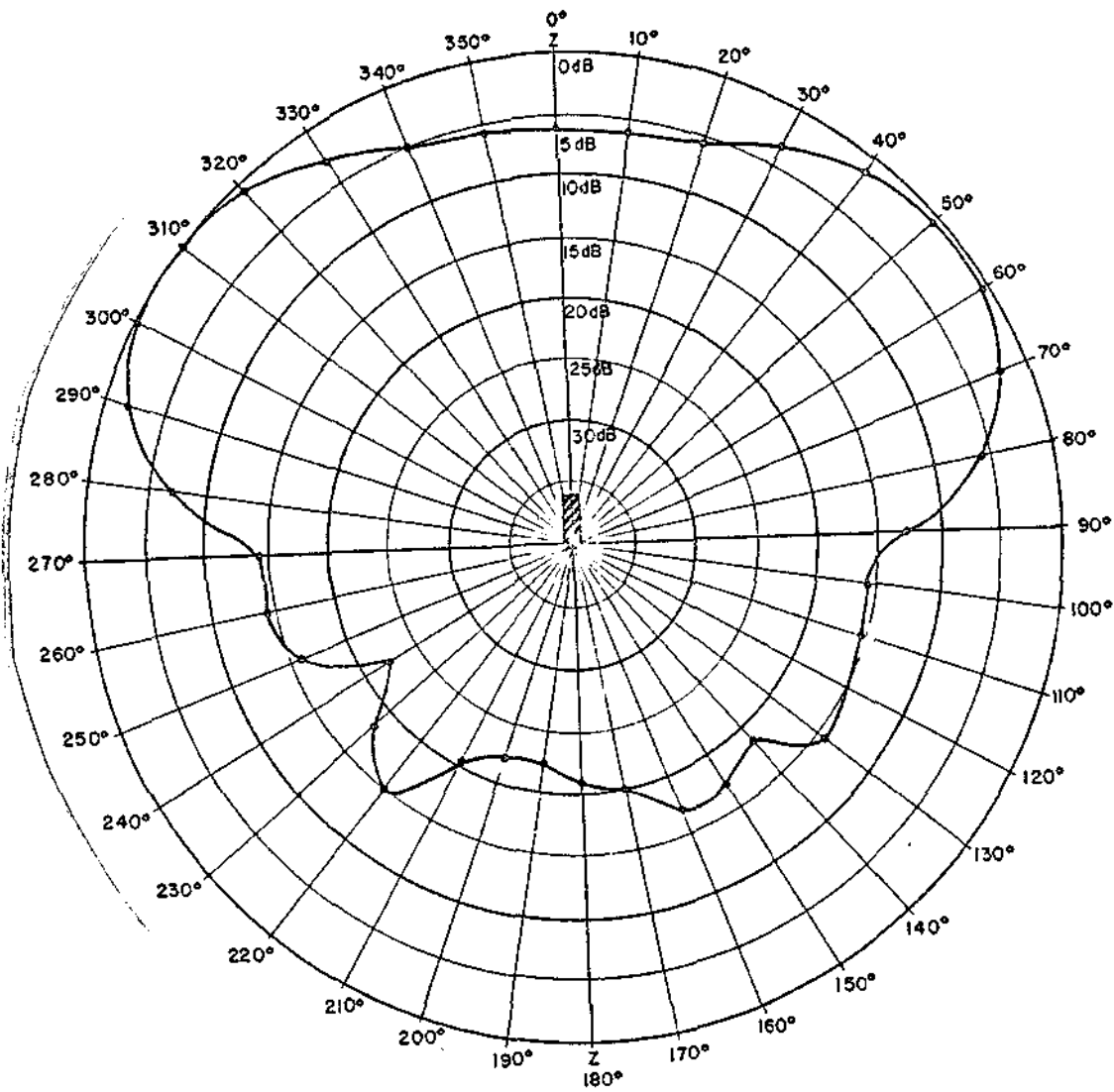


Fig.V.8 - Diagrama de Irradiação da Antena da PCD.

### V.3 - Especificação do Transponder

O transponder constitui a carga útil do satélite para a Missão Coleta de Dados tendo por finalidade receber os sinais emitidos por um grande número de plataformas e retransmití-los para uma ou mais estações terrenas de recepção.

O transponder recebe o conjunto dos sinais das PCD através de uma antena de UHF (401 MHz), transpõe o espectro recebido para SHF (faixa de 2200-2290 MHz), amplifica o conjunto de sinais transposto e retransmite para terra, acrescido de um tom piloto através da antena do subsistema de telecomunicações de serviço (R/TM/TC).

A faixa espectral ocupada pelo Transponder, de 150 kHz, é capaz de acomodar os quatro canais de transmissão das PCD e mais a frequência piloto de referência conforme mostra a Figura V.8.

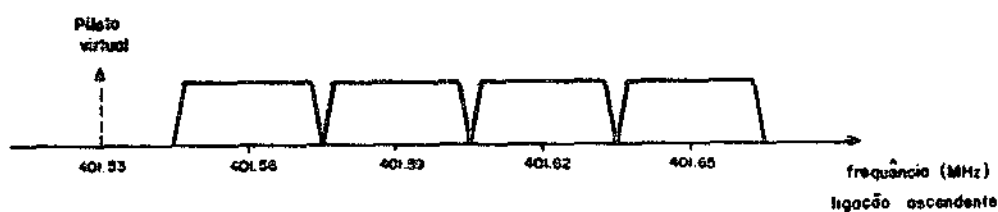


Figura V.8 - Esquema do Espectro das Transmissões de Coleta de Dados.

O efeito Doppler da ligação descendente será eliminado na recepção em Terra com o auxílio do sinal piloto de referência.

A potência média solicitada do transponder será em torno de 100 mW, devendo o mesmo ser capaz de transmitir até 170 mW sem entrar em saturação.

O conjunto transponder e antena de recepção em Terra foram projetados de modo a permitir a operação do sistema para uma gama dinâmica de até 20 dB nos sinais emitidos pelas PCD que chegam ao satélite.



#### V.4 - Descrição da plataforma

O funcionamento em *acesso aleatório* do sistema de coleta de dados brasileiro (PCD-BR) permite utilizar circuitos eletrônicos simples e de baixo custo.

O diagrama da Figura V.9 mostra os principais subsistemas da plataforma a ser desenvolvida para o PCD-BR.

Os circuitos INTERFACES transformam os sinais elétricos fornecidos pelos sensores (tensão, frequência, contato, etc.) em um formato único compatível com a unidade de CONTROLE E FORMATAÇÃO. As interfaces são ligadas em cascata com as saídas conectadas em "WIRED-AND" fornecendo os dados em forma serial.

Foi adotado este sistema de aquisição sequencial dos sensores devido a multiplicidade de características dos mesmos. O número de bits necessários por parâmetro medido é extremamente variável e depende da aplicação. Esta solução permite atribuir qualquer número de bit por sensor e conectar um número de sensores limitado apenas pelo total de bit que pode ser transmitido. Uma outra vantagem deste sistema é a modularidade: a plataforma configurada para uma aplicação terá o estritamente necessário para o seu funcionamento; ampliações futuras poderão ser realizadas, simplesmente adicionando novas interfaces.

##### V.4.1 - Plataforma Programável

A PPCD deverá ser, basicamente, uma unidade para aquisição de dados. Estes dados deverão ser, tipicamente, de natureza analógica, em sua origem. No entanto está prevista também a aquisição de dados que já possam estar na forma digital, na sua origem.

A Figura V.10 ilustra as possíveis conexões que uma PPCD poderá ter. Em geral, nem todas estas possíveis configurações deverão ocorrer simultaneamente, pois cada uma delas deverá depender da aplicação que se tem em vista.

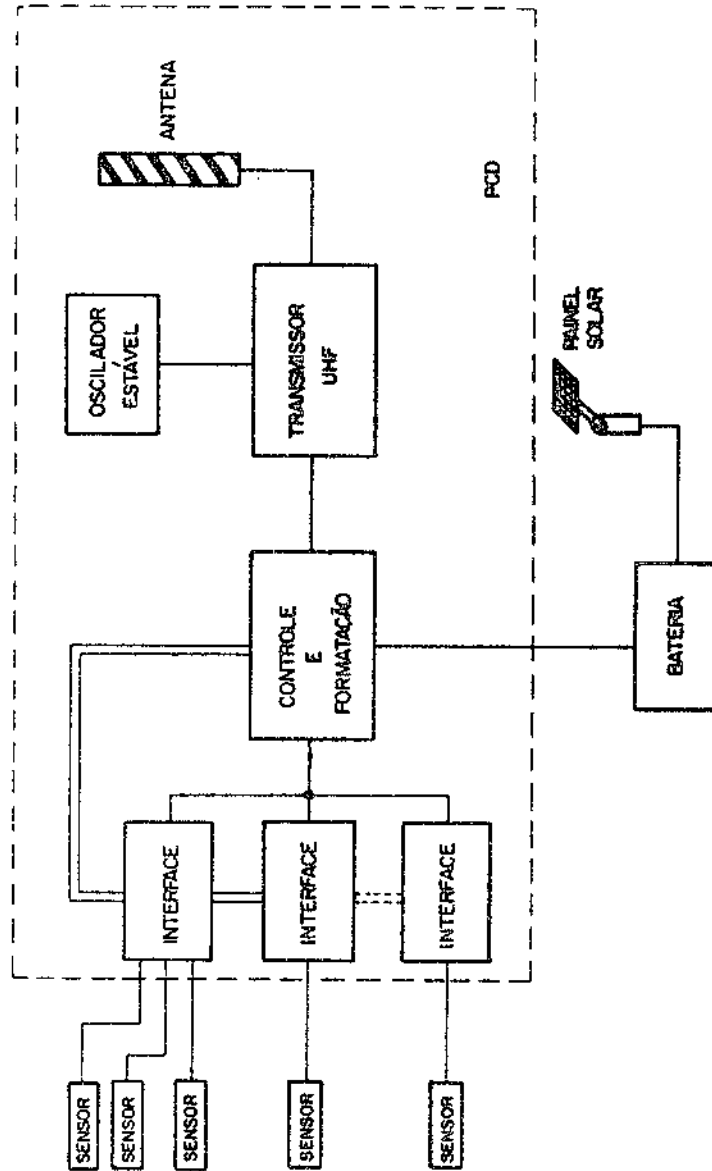


Fig.V.9 - Diagrama da PCD

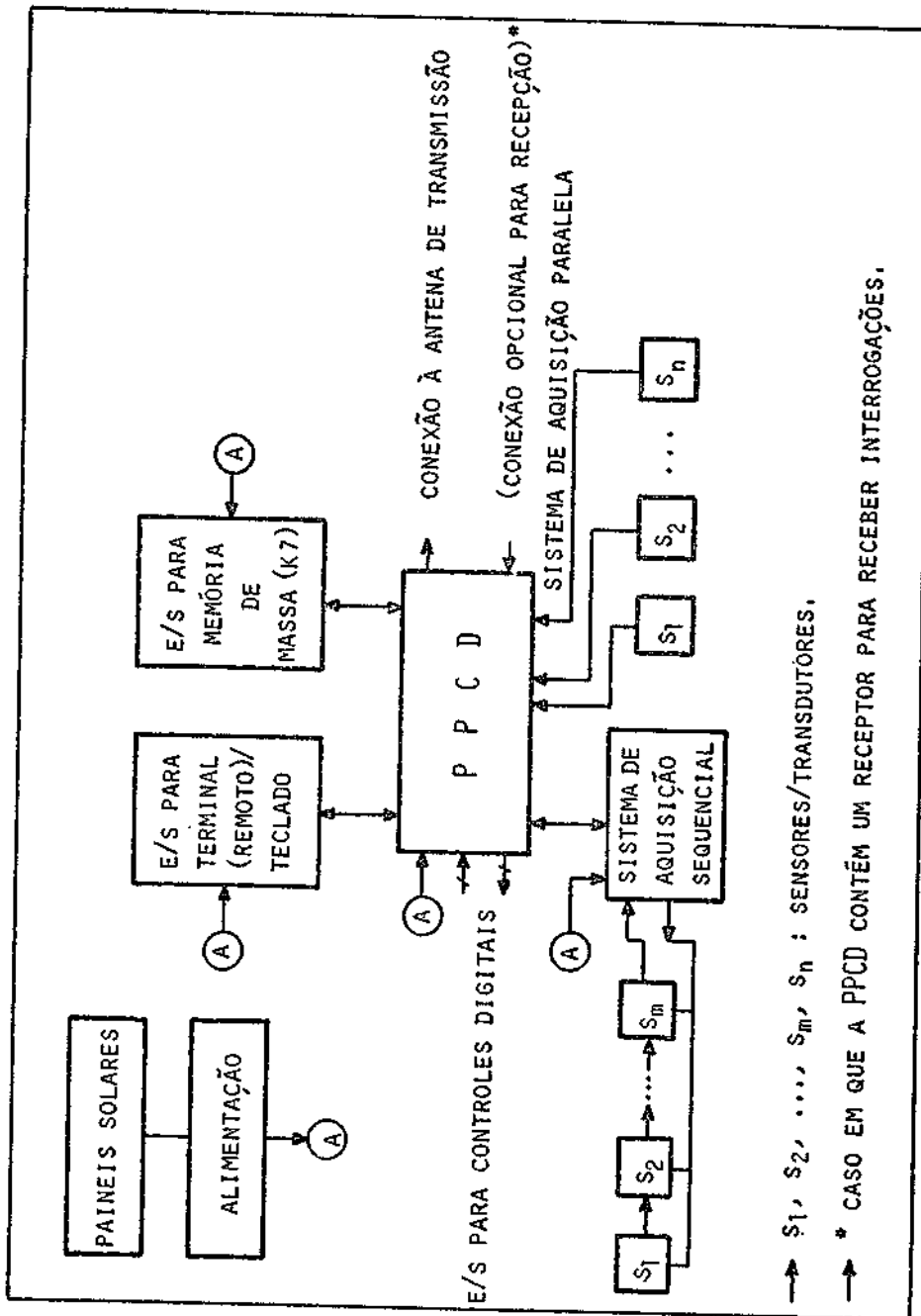


Fig. V.10 - Possíveis Configurações da PPCD

A principal vantagem deste tipo de plataforma é a sua programabilidade e a modularidade de sua arquitetura interna, graças à compatibilidade existente entre os componentes de uma mesma família, em torno de um micro-processador. Ao mesmo tempo em que se pode obter considerável compacticidade na sua montagem, pode-se também expandir modularmente os seus portes de comunicação, sejam eles sequenciais ou paralelos. Daí podem resultar modelos operacionais de PPCD's que poderão ser mais complexos do que aquele esquematizado na Figura V.10, mas que poderão ser de particular interesse em certos tipos de aplicação.

A PPCD representada na Figura V.10 prevê:

- uma entrada sequencial para aquisição de dados sequenciais já colocados na forma digital, através de um sistema de aquisição sequencial de dados. Este sistema poderá adquirir, sequencialmente, dados de sensores, tanto em forma analógica como digital;
- um conjunto de entradas paralelas para aquisição de dados analógicos ou digitais. Este sistema estará naturalmente embutido dentro da PPCD, recebendo a denominação de sistema de aquisição paralela;
- um conjunto de entrada/saída (E/S) de dados digitais. Quando atuarem como saídas, estes dados digitais poderão exercer a função de controle, por exemplo, ligando ou desligando a alimentação de energia de um sensor, auxiliando na leitura de dados armazenados externamente à PPCD, etc;
- uma parte de E/S para comunicação síncrona/assíncrona de dados sequenciais. A este porte pode ser conectado um teclado ou um terminal, próximo ou remoto, para E/S de dados ou mensagens. Estes dados ou mensagens poderão estar sendo, por exemplo, transmitidos pela PPCD ao Centro de Operações de Missão, via Satélite. Este poderá ter o seu acesso também utilizado para simples diagnóstico ou teste da PPCD, com a ajuda do terminal ou teclado;

- um porte de E/S de comunicação síncrona/assíncrona de dados sequenciais para conexão a uma memória digital de massa (ex. cas sette);
- um porte de saída para conexão à antena do transmissor de PPCD;
- um porte de entrada para conexão, opcional, para recepção de interrogações ou sinais externos, na ausência de um receptor na PPCD.

Vale ressaltar que a programabilidade da PPCD deverá oferecer considerável flexibilidade na sua operacionalização:

- adaptação a formatos diferentes de mensagem;
- execução de rotinas de diagnóstico para uso próprio e externo;
- pré-processamento de sinais adquiridos com tabelas de calibração ou de transformação de unidades de medida;
- acúmulo, simultâneo à transmissão, de dados em uma memória de massa (cassette, por exemplo);
- reconfiguração operacional interna da PPCD ou a desativação de sensores por efeito de diagnóstico interno ou efetuado à distância;
- manipulação e cifragem de mensagens ou dados considerados con fidenciais;
- interconexão aérea ou por cabos de plataformas em rede para certos tipos de aplicação.

Estas são algumas das muitas vantagens que poderão ser oferecidas com certa facilidade pela PPCD, graças a sua programabilidade.

A possibilidade de utilizar a PPCD como meio de transmissão de mensagens abre um número considerável de aplicações para este tipo de recurso. Por exemplo, a partir de um lugar remoto (navio, avião, etc.), um operador, com um simples teclado (eventualmente um terminal teletipo), pode transmitir dados ou mensagens via plataforma. Sua programação poderá se incumbir de transmitir estas mensagens com uma frequência que otimize a probabilidade de recepção.

#### V.5 - Recepção de Carga Útil (TMCU)

O equipamento de recepção de Carga Útil, instalado no Centro de Operação, deverá receber, demodular e formatar os dados brutos para serem enviados ao Centro de Missão em Cachoeira Paulista onde serão tratados e distribuídos aos usuários.

O diagrama da Figura V.11 mostra o equipamento necessário para receber um canal, ou seja, um conjunto de plataformas que transmite em uma mesma frequência. A configuração final prevê a instalação de 4 conjuntos como este, capaz, portanto, de receber 4 canais.

Os principais subsistemas do Receptor de Carga Útil são:

- um *conversor* para converter a frequência da portadora de 2,2 GHz para uma frequência intermediária próxima de 1 MHz;
- um *regenerador de frequência piloto* que fornece a frequência para todo o conjunto, eliminando virtualmente o efeito Doppler do enlace de descida;
- um *analisador de espectro* para detetar a presença de sinal e determinar a frequência da portadora;
- quatro *unidades de tratamento* idênticas capazes de tratar até quatro mensagens simultaneamente;

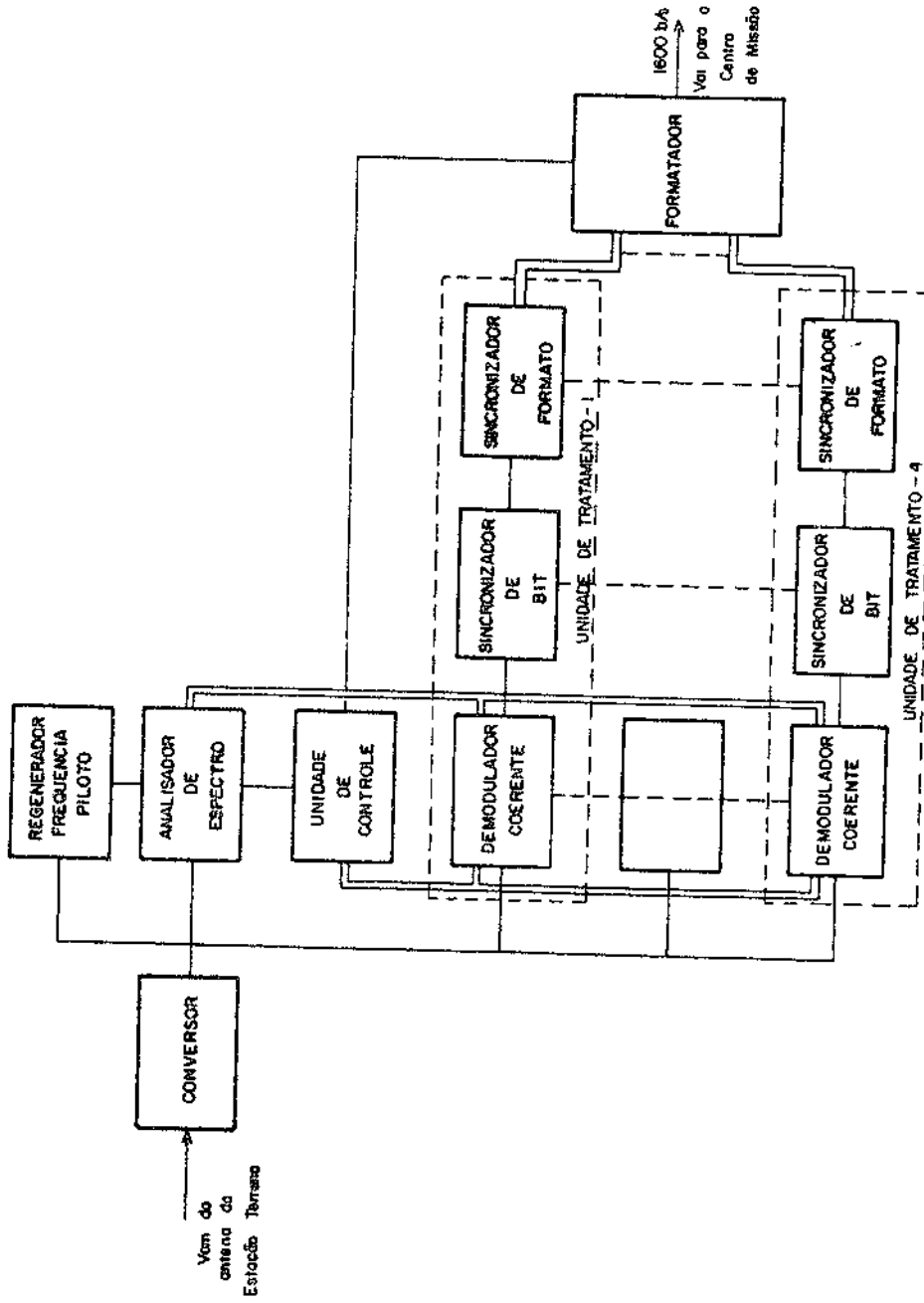


Fig. V.11 - Receptor de Telemetria de Carga Útil (TMCU)

- um *formatador* com capacidade de armazenar sinais provenientes das 4 unidades de tratamento e manter uma taxa de bit constante na saída superior a 1600 bit/s.

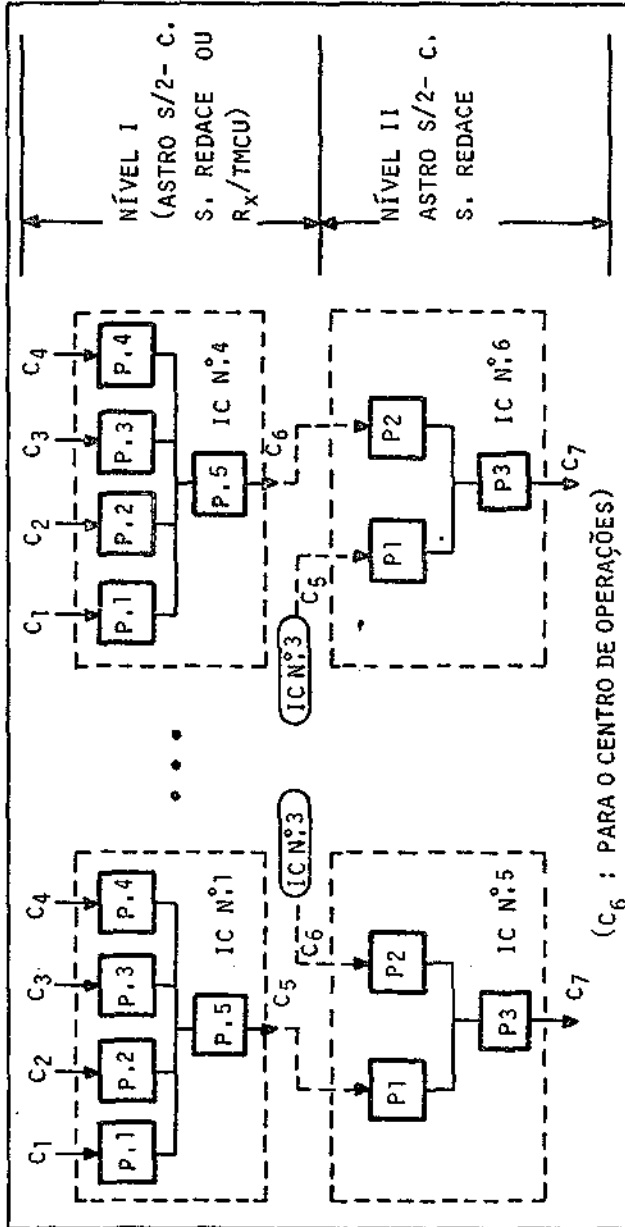
O analisador de espectro sintetiza para os demoduladores as frequências dos sinais dos PCD que vão sendo detetados. A unidade de controle decide qual das unidades de tratamento será atribuída para tratar o sinal que está sendo recebido, controlar o tempo de alocação e ativar o formatador de saída.

#### V.5.1 - Acoplamento com o Sistema REDACE

O sistema que deverá compor a Rede de Dados para Controle Espacial - REDACE, está representado na Figura VIII.1 do Anexo 3. A recepção de telemetria de carga útil (TMCU) deverá acoplar-se ao sistema REDACE através das Interfaces de Comunicação - IC's que deverão estar, pelo menos em parte, residentes no computador ASTRO S/2 - C, localizado nas estações terrenas do sistema solo do satélite.

O receptor de TMCU poderá acoplar-se às IC's em um de dois níveis diferentes de compactação das mensagens a serem recebidas das PCD'S, via satélite. O nível a ser escolhido vai depender de várias considerações técnicas a serem desenvolvidas na fase de projeto da Missão Coleta de Dados. Vamos comentar, de forma breve, as duas opções de acoplamento, de acordo com o esquema da Figura V.12. No primeiro caso, a recepção de mensagens de TMCU pode ser feita pelas IC's a uma taxa (provável) de 400 bits/seg, em grupos de até quatro (C1-C4) mensagens simultâneas para cada IC (Nível I). Deverão ser previstos até quatro conjuntos de IC, para um total máximo de 16 canais de mensagens de entrada. Os canais de saída (C<sub>5</sub> ou C<sub>6</sub>) das IC's (até 4 IC's) do Nível I podem então entrar, em pares, nas IC's do nível II. Neste caso, a taxa mínima de bits neste canal (C<sub>5</sub> ou C<sub>6</sub>) de comunicações deverá ser de 1600 bits/seg. Por sua vez, cada IC do Nível II deverá ser capaz de receber duas mensagens (por C<sub>5</sub> ou C<sub>6</sub>) e concentrá-las, retransmitindo-as pelo seu porte de saída, gerando a mensagem, por C<sub>7</sub>, a ser enviada pelo sis





- AS TAXAS DOS CANAIS C<sub>1</sub> A C<sub>4</sub> DEVERÃO SER DE 400 BITS/SEG.
- AS TAXAS DOS CANAIS C<sub>5</sub> E C<sub>6</sub> SERÃO DE 2400 BITS/SEG., POSSIVELMENTE.
- A TAXA DO CANAL C<sub>7</sub> DEVERÁ SER DE 4800 BITS/SEG.
- AS INTERFACES DE COMUNICAÇÃO - IC'S DE N.ºS. 1 A 4 CONTÊM CINCO PORTES (P1 - P5) DE COMUNICAÇÃO SÍNCRONA.
- AS INTERFACES DE COMUNICAÇÃO - IC'S DE N.ºS. 5 E 6 CONTÊM TRÊS PARTES (P1 - P3) DE COMUNICAÇÃO SÍNCRONA.

Fig. V.12 - Acoplamento Receptor TMCU - REDACE

tema REDACE ao Centro de Operações da Missão, a uma taxa de 4800 bits/seg. Deverã ser decidido em fase posterior o nível (I ou II) em que o sistema REDACE serã acomplado ao receptor de TMCU.

#### V.6 - Tratamento dos Dados

A configuração em condições normais do sistema solo prevê a Estação de Telemetria e Telecomando em Cuiabã e o Centro da Missão em Cachoeira Paulista. Os dados das plataformas recebidos em Cuiabã serã enviados em forma bruta para Cachoeira Paulista onde receberã diversos tipos de tratamento.

Recapitulando, a estrutura da mensagem apõs os 160 ms de portadora modulada compõe-se de:

- 15 bits correspondentes a sincronização de bit;
- 8 bits para sincronização de formato;
- 1 bit de inicialização de mensagem;
- 24 bits de documentação contendo informações sobre tamanho da mensagem, modo de operação e identificação da plataforma.

A informação sobre o tamanho da mensagem é importante para o receptor de carga útil, pois poderã ser rejeitadas aquelas mensagens que não correspondem ao esperado.

A identificação da plataforma deverã ser implementada com um código que permita a detecção do erro. No Centro de Tratamento uma das primeiras operações realizadas sobre os dados serã a verificação da identificação da plataforma. Serã eliminadas aquelas para as quais não seja possível determinar a identificação.

Os parâmetros medidos pelos sensores serã tratados independentemente para cada plataforma. Ao instalar uma plataforma o usuário deverã fornecer ao Centro da Missão uma ficha de inscrição contendo todas as informações relativas àquela plataforma como por exemplo:

- identificação da plataforma;
- ordem de instalação dos sensores;
- número de bit por sensor;
- curva de calibração de cada sensor (máximo de 20 pontos), etc.

Os resultados fornecidos aos usuários poderão ser de dois tipos:

- simples transcodificação das informações recebidas para octal, decimal ou hexadecimal;
- ou conversão das informações dos sensores em parâmetros físicos. A Figura V.13 mostra o exemplo da curva de calibração de um termômetro.

#### V.7 - Disseminação dos Dados

A disseminação dos dados aos usuários deverá ser realizada pelos diversos meios de comunicação conforme as necessidades de cada um.

O fator determinante da escolha do meio de transmissão será o atraso que o usuário pode tolerar a partir do instante em que o dado foi gerado pela plataforma.

Existirão usuários que necessitarão dos dados praticamente em tempo real. Em tais casos, poderão ser utilizados:

- linhas de Telex, que são acionadas pelo Centro da Missão tão logo os dados estejam disponíveis ou pelo usuário, consultando um arquivo, no momento em que necessitar dos dados;
- ou canais telefônicos dedicados interligando o computador do usuário ao computador do Centro da Missão.

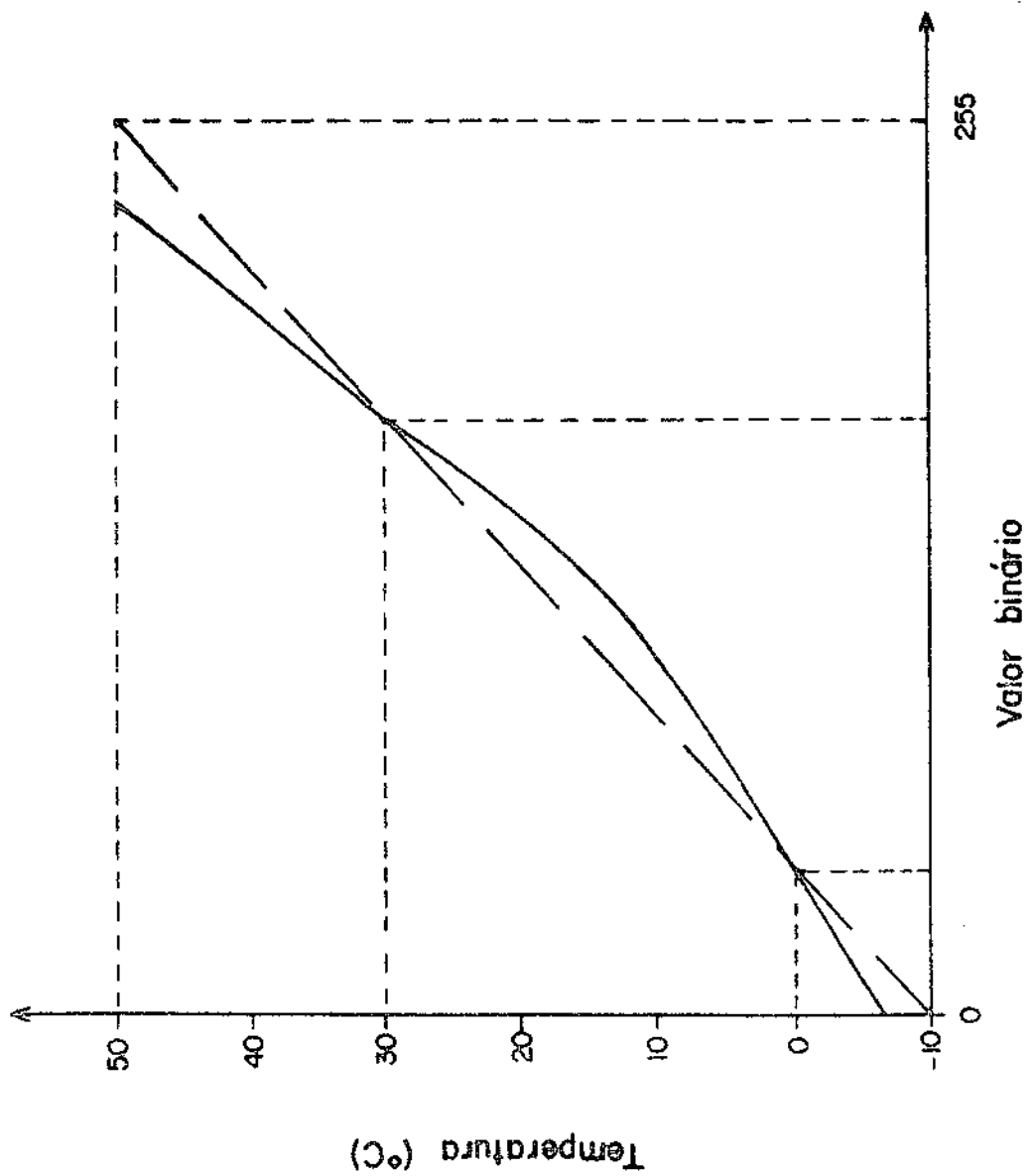


Fig. V.13 - Exemplo de uma curva de calibração de um termômetro usando diodo de silício como elementos sensor

Para outro tipo de usuário os dados poderão ser fornecidos com dias de atraso. Nestes casos, poderão ser utilizados:

- listagens fornecidas por computador e enviadas pelo correio;
- fitas magnéticas também enviadas pelo correio periodicamente ou por solicitação do usuário.

#### V.7.1 - O Sistema RECODI na Disseminação dos Dados

O sistema que deverá compor a Rede de Coleta e Disseminação de Dados - RECODI -, que deverá ter também, em relação à Missão Coleta de Dados, o objetivo de disseminar os dados de coleta com os recursos de transmissão e processamento de dados que o sistema deverá oferecer. Com esta finalidade, o Sistema RECODI deverá ter o seu nó em Cachoeira Paulista, conectado ao Centro da Missão (veja à Figura VII.1 do Anexo 3). Assim sendo, além dos serviços mais convencionais (telex, listagens, telefone, etc.) que o Centro de Missão venha a oferecer para a disseminação de dados, o seu banco de informações poderá ser consultado, remotamente, por usuários que tenham acesso ao Sistema. Para tanto, será necessário montar um banco de dados no Centro de Missão, de acordo com as rotinas de acesso a serem padronizadas pelo Programa Operacional do Sistema RECODI (veja Anexo 3). Este deverá prever, também, a possibilidade de conexão a Estacionetes, se elas vierem a ser desenvolvidas em fase posterior na Missão Coleta de Dados. Neste caso, as Estacionetes poderão ser vistas como nos terminais do Sistema, pois elas poderão incorporar recursos de processamento padronizado para a rede de coleta e disseminação de dados. Vale notar que o Sistema deverá também servir como infra-estrutura de coleta de dados, a partir dos seus pontos de acesso aos usuários.

## CAPÍTULO VI

### CUSTOS

Os custos de desenvolvimento e fabricação das plataformas de coleta de dados foi considerado a parte dentro da Missão Espacial Completa com a denominação "Projeto Plataforma de Coleta de Dados ARGOS".

Este projeto visa: desenvolver e industrializar protótipos de uma plataforma tipo ARGOS; instalar e operar uma rede piloto de PCD para demonstrar a viabilidade e colher subsídios para a Missão Coleta de Dados do primeiro Satélite Brasileiro. As plataformas desenvolvidas neste projeto deverão ser compatíveis com o sistema brasileiro.

Os custos deste projeto encontra-se detalhado na Proposta de Projeto - PNAE/COBAE — "PCD/ARGOS - Plataforma de Coleta de Dados ARGOS".

O orçamento total do projeto para o período 1980-1985 é de Cr\$ 115.000.000,00. As principais despesas se referem a

- 18 500 para compra de um minicomputador, sensores e simulador de ambiente.
- 7 500 para cobrir os custos de fabricação de 50 plataformas.
- 960 para despesas de instalação das 50 plataformas.
- 77 747 para pagamento do pessoal que trabalha no projeto.
- 10 293 para material de consumo e outras despesas.

TABELA VI.1

CUSTOS DO PROJETO PCD/ARGOS

Cr\$ Milhões

Pessoal	77 747
Equipamentos	18 500
Contratos Industriais	7 500
Despesas para Instalação de 50 Plataformas	960
Material de Consumo e Outras Despesas	10 293
T O T A L	115 000

## CAPÍTULO VII

### CONCLUSÃO

A fase atual dos trabalhos de análise da Missão Coleta de Dados permitiu concluir a sua viabilidade dentro das condições impostas pelo lançador.

A consideração de uma única estação receptora em Cuiabá mostra que a capacidade do sistema embora caia abaixo do especificado, atende as necessidades em número de PCD para os primeiros anos de operação. Os estudos que se seguirão, incluindo a estação receptora (de reserva) em Cachoeira Paulista e eventualmente algumas mini-estações, deverão detalhar melhor o estudo realizado sobre a capacidade, bem como de terminar a localização de possíveis mini-estações.



BIBLIOGRAFIA DO ANEXO 1

MISSÃO COLETA DE DADOS

CNES - SERVICE ARGOS - Journees Sur L'utilisation D'ARGOS, Toulouse, France, 28-29 mars 1979, Texte des communications.

TAILLADE-CARRIERE, M. Satellite Data Collection Systems-Hidrologic Application, Centre National D'Etudes Spatiales, Toulouse, France.

COATES, J.L. The NIMBUS F Random Access Measurement System (RAMS). IEEE Trans. on Geosc. Elect. Vol. GE-13, nº 1, January 1975

APÊNDICE

EXTRATOS DO PROGRAMA NACIONAL DE PLATAFORMAS  
COLETA DE DADOS POR SATÉLITES

1. Índice do Documento.
2. Capítulo VI: Programa Brasileiro de PCD.

INDICE

I. Introdução .....	1
II. Sistemas Existentes de Coleta de Dados por Satélites .....	4
III. Comparação entre os Três Sistemas .....	12
IV. Áreas de Aplicação de PCD's .....	13
V. Aspectos Institucionais .....	16
VI. Programa Brasileiro de PCD .....	20

ANEXOS

- I. Projeto de PCD's do INPE
- II. Participação Brasileira no Projeto EOLE
- III. Declaração de Política do Sistema PCD/GOES
- IV. Declaração de Política do Sistema PCD/ARGOS (TIROS-N)
- V. O Setor Elétrico e a Telemetria de Dados Hidrológicos

## VI - PROGRAMA BRASILEIRO DE PCD

### 6.1 - INTRODUÇÃO

O CNPq/INPE, dentro da programação aprovada pela COBAE, está conduzindo um projeto (ANEXO I), objetivando:

- desenvolvimento e construção de 10 PCD's;
- operação experimental das plataformas;
- recepção direta das informações retransmitidas pelo satélite.

O projeto, como originalmente elaborado, previa a utilização do satélite TIROS-N (Sistema ARGOS). Tendo em vista, entretanto, as diferentes vantagens e desvantagens do sistema, em comparação com o do satélite GOES, e ainda as políticas ligeiramente diferentes adotadas pelos operadores dos satélites, foi recentemente avaliada a possibilidade de adaptá-lo ao uso do satélite GOES. A conclusão é de que tecnicamente não haveria maiores dificuldades ou diferenças de custo, se o projeto for modificado para utilizar o satélite GOES.

Assim, o projeto experimental com 10 estações será conduzido com um ou ambos dos satélites existentes. Por tratar-se de um pequeno número de estações, e devido às características experimentais, não haverá maiores complicações quanto ao uso de satélite, sendo inclusive possível que não seja necessário acordo formal com os operadores ~~do satélite.~~ *do mesmo*

Como previsto no projeto em execução, a esta fase inicial deverá seguir-se, se aprovada, uma fase em que será feita a utilização de um dos satélites existentes (GOES ou TIROS-N), para a operação de um número maior de plataformas. Em uma terceira fase, completar-se-á a utilização de parte da capacidade do satélite brasileiro sendo planejado dentro da Missão Espacial Completa, para prover esta função, já em termos completamente nacionais.

## 6.2 - FASES DO PROGRAMA NACIONAL

O CNPq/INPE propõe-se a organizar, operar e gerenciar um programa de âmbito nacional de utilização de PCD's, através dos seguintes passos distribuídos em três fases:

FASE I : Implantação de um Sistema Experimental e Preparação de um Sistema Operacional.

- Continuação do programa, já aprovado, do projeto e construção de 10 plataformas, sua operação com o Satélite TIROS-N ou GOES ou ambos e a recepção dos dados através da Estação TIROS-N ou GOES ou ambas já existentes no CNPq/INPE (pequenas modificações serão necessárias nas estações, as quais, já foram consideradas no programa aprovado).
- Levantamento usuários potenciais de PCD dentre os órgãos atuantes nas áreas de hidrologia, meteorologia, meio-ambiente e oceanografia, para o dimensionamento das necessidades do sistema.
- Baseado no parecer da COBAE e do CSN sobre quais seriam os dados que poderiam ser captados pelos sensores, entrada em contacto com os operador(es) do(s) satélite(s), para ver a possibilidade de implantação do sistema operacional brasileiro. Como já foi dito, os operadores dos dois satélites atuais exigem que os dados obtidos sejam, de alguma forma, divulgados publicamente: para o sistema ARGOS (satélite TIROS-N), os dados obtidos devem ser depositados, a posteriori, junto ao Centro Mundial de Dados-A, localizados nos EEUU; para o satélite GOES, os dados tem <sup>que</sup> de ser transmitidos, em tempo real ou a posteriori, na medida em que a utilização do satélite somente será permitida, se vier a satisfazer o interesse de uma agência do governo americano. Assim, talvez existam restrições quanto ao tipo de dados a serem coletados nessa segunda fase.

Por exemplo, se for decidido que informações sobre níveis de rios não devam ser sistematicamente difundidas, a utilização de PCD para tal finalidade somente poderia ser feita através de outro meio (aluguel de um canal Intelsat, por exemplo) ou durante a terceira fase do Programa.

- Preparação de documento relativo às atividades constantes da Fase II do Programa e seu envio à COBAE para análise e aprovação.

#### FASE II: Implantação e Operação de um Sistema Operacional com Satélites Estrangeiros.

- Acordos necessários com os operadores dos satélites.
- Entrega do protótipo experimental desenvolvido à indústria para a fabricação, para os usuários, das PCD necessárias. Estima-se, no mínimo, o número de PCD em cerca de 300 e o custo de cada plataforma em U\$3,500 (três mil e quinhentos dólares).
- Adaptação final das Estações TIROS-N e GOES do CNPq/INPE para funcionarem como estações receptoras. Como foi dito em itens anteriores, o CNPq/INPE já dispõe de capacidade de recepção das informações transmitidas pelos satélites TIROS-N e GOES, uma vez que o sinal das PCD retransmitido pelos satélites utiliza a mesma portadora que a da transmissão das imagens meteorológicas, capacidade esta já instalada. Será necessário apenas modificar a unidade de decodificação dos sinais, o que será feito na FASE I. Entretanto, pequenas modificações serão necessárias, tendo em vista o número maior de PCD na fase operacional, assim como a implantação do Centro de Distribuição de Dados aos Usuários, em tempo real, através de linhas de telex da EMBRATEL. Entretanto, dependendo da localização física dos usuários que necessitem dos dados em tempo real, poderá ser mais econômico a instalação de outras estações de recepção

direta dos sinais retransmitidos pelos satélites. Estima-se em cerca de U\$ 50,000 (cinquenta mil dolares) o custo de uma tal estação, que pode ser fabricada inteiramente no país (o CNPq/INPE tem o projeto), com um número muito pequeno de sub-sistemas importados.

#### Operação do Sistema.

Preparação de documento relativo às atividades constantes da FASE III do Programa e seu envio à COBAE para análise e aprovação. Este documento poderá ser feito separadamente ou poderá estar incluído dentro da proposta final da Missão Espacial Completa, que será apresentada ainda este ano à COBAE.

#### FASE III: Implantação e Operação de um Sistema Operacional com o Satélite Brasileiro (Missão Espacial Completa).

- Obviamente, a execução desta fase dependerá da aprovação final para a realização da Missão Espacial Completa. Tanto dentro do projeto puramente brasileiro, como dentro da proposta de cooperação apresentada pela França e, presentemente, sendo estudada e detalhada por um grupo misto Franco-Brasileiro, a retransmissão de dados obtidos por PCD espalhadas pelo território nacional constitui uma das mais fortes candidatas a ser incluída no experimento a ser realizado pelo satélite brasileiro.

A idéia básica é a de se ter um satélite em órbita de baixa inclinação (não superior a  $30^{\circ}$ ), o que propiciaria o recobrimento de todo o território nacional, com várias passagens diárias. O sistema a ser utilizado será bem parecido com aquele do satélite TIROS-N, sendo que os detalhes do projeto serão posteriormente encaminhados à COBAE para análise e decisão. O lançamento do satélite deverá ocorrer em meados de 1985, data em que seria considerada, então, como a de início de operação do sistema brasileiro.

Caso o Brasil decida, antes de 1985, ter um satélite de tele-  
— comunicações geostacionário, deveria, então, ser estudada a  
— possibilidades de utilização desse satélite dentro do Programa.  
ma. Como o satélite será geostacionário, o sistema deverá  
ser parecido com aquele do satélite GOES.

É importante assinalar que, da forma proposta, o Programa  
dá grande ênfase ao aspecto do domínio tecnológico completo do sistema,  
incluindo a fabricação totalmente no Brasil das plataformas, a constru-  
ção no Brasil das estações receptoras e, caso aprovada a Missão Espa-  
cial Completa, também a construção do segmento espacial.

No gráfico, a seguir, está apresentado o cronograma tri-  
mestral dos principais eventos esperados nas três fases propostas para o  
Programa.





MISSÃO ESPACIAL COMPLETA  
ESTUDO DE VIABILIDADE DO SATÉLITE BRASILEIRO

ANEXO 2  
ANTE-PROJETO DO SATÉLITE

CONSELHO NACIONAL DE DESENVOLVIMENTO CIENTÍFICO E TECNOLÓGICO (CNPq)  
INSTITUTO DE PESQUISAS ESPACIAIS (INPE)

Dezembro 1979

## ÍNDICE

<u>CAPÍTULO I - CARACTERÍSTICAS GERAIS DO PRIMEIRO SATÉLITE BRASILEIRO</u>	1
● I.1 - Introdução .....	1
● I.2 - Características do Satélite .....	3
I.2.1 - A Estrutura do Satélite .....	3
I.2.2 - Os Subsistemas de Bordo .....	8
● I.3 - Configuração Opcional para o Satélite .....	14
● I.4 - Estudo de Viabilidade do Satélite .....	16
<u>CAPÍTULO II - ESTRUTURA E CONTROLE TÉRMICO</u> .....	18
● II.1 - Estrutura .....	18
● II.2 - Controle Térmico .....	23
<u>CAPÍTULO III - SUPRIMENTO DE ENERGIA</u> .....	25
● III.1 - Introdução .....	25
● III.2 - As Órbitas .....	27
● III.3 - O Gerador Solar .....	29
● III.4 - A Bateria .....	36
● III.5 - Condicionamento de Potência .....	38
<u>CAPÍTULO IV - CONTROLE DE ATITUDE</u> .....	41
● IV.1 - Introdução .....	41
● IV.2 - Especificações do Sistema .....	42
● IV.3 - Sistema de Frenagem IO-IO .....	43
IV.3.1 - Análise do Sistema Io-Io .....	44
● IV.4 - Sistema de Amortecimento .....	51
IV.4.1 - Análise do Sistema .....	52
IV.4.2 - Dimensionamento do Sistema de Amortecimento para o Satélite Brasileiro .....	55
● IV.5 - Medida de Atitude do Satélite .....	59

IV.5.1 - Concepção do Sistema Básico .....	59
IV.5.2 - Sistema de Aspecto Magnético .....	60
IV.5.3 - Sistema de Aspecto Solar .....	62
● IV.6 - Estabilização por Gradiente de Gravidade .....	67
IV.6.1 - Análise do Sistema a Gradiente de Gravidade	67
IV.6.2 - Dimensionamento do Sistema para o Satélite Brasileiro .....	73
IV.6.3 - Desempenho e Discussão .....	85
 <u>CAPÍTULO V - SUPERVISÃO DE BORDO</u> .....	 88
● V.1 - Introdução .....	88
● V.2 - Padrão INPE de Supervisão de Bordo - PISB .....	89
● V.3 - Unidade de Processamento e Comunicação - UPC .....	90
● V.4 - Unidade de Processamento Distribuído - UPD .....	93
● V.5 - Memória Principal - $M_m$ .....	95
● V.6 - Barramento de Dados - BD .....	96
● V.7 - Computador ASTRO B/3 .....	96
V.7.1 - Introdução .....	96
V.7.2 - Fases de Desenvolvimento .....	99
V.7.3 - Programa Operacional Integrado - POI .....	101
● V.8 - Apoio de Laboratório ao Desenvolvimento da Supervisão de Bordo .....	104
● V.9 - Referências .....	107
 <u>CAPÍTULO VI - SUBSISTEMA DE TELECOMUNICAÇÕES DE SERVIÇO</u> .....	 108
● VI.1 - Introdução .....	108
● VI.2 - Características Gerais .....	108
VI.2.1 - Faixas de Frequências Utilizadas .....	108
VI.2.2 - Padrões e Modos de Funcionamento .....	109
● VI.3 - Cobertura Radioelétrica e Visibilidade .....	111
● VI.4 - Cálculos de Radioenlaces .....	116
VI.4.1 - Cálculo da Máxima EIRP* Permissível para o Satélite .....	116

VI.4.2 - Cálculo da EIRP Requerida para as Comunicações .....	117
VI.4.3 - Cálculo das Relações S/N <sub>0</sub> para Rastreo ....	119
VI.4.4 - Cálculos de EIRP para Órbita Elíptica .....	120
VI.4.5 - Cálculos Relativos à Ligação Ascendente ....	120
VI.4.5.1 - Cálculo para Telecomando .....	120
VI.4.5.2 - Cálculos para Rastreo .....	121
● VI.5 - Descrição do Subsistema R/TM/TC .....	122
VI.5.1 - Introdução .....	122
VI.5.2 - Transponders, Codificador e Decodificador ..	122
VI.5.3 - Rede de Antenas .....	125
VI.5.3.1 - Gabaritos .....	125
VI.5.3.2 - Seleção das Antenas Elementares .	132
VI.5.3.3 - Implantação das Antenas .....	132
VI.5.4 - Estimativas de Massa, Volume e Consumo de Energia .....	133
<u>CAPÍTULO VII - SUBSISTEMA TRANSPONDER DE COLETA DE DADOS</u> .....	134
● VII.1 - Introdução .....	134
● VII.2 - Características Gerais .....	134
● VII.3 - Cálculos de Enlace .....	139
VII.3.1 - Relação P/N <sub>0</sub> Requerida .....	139
VII.3.2 - Cálculo para Ligação Ascendente .....	140
VII.3.3 - Cálculo para a Ligação Descendente .....	140
VII.3.4 - Gama Dinâmica dos Níveis de Potência das Emissões .....	142
● VII.4 - Descrição da Carga Útil .....	144
VII.4.1 - Transponder .....	144
VII.4.2 - Antena de UHF .....	145
VII.4.3 - Estimativas de Massa, Volume e Consumo de Energia .....	148

CAPÍTULO I

CARACTERÍSTICAS GERAIS DO PRIMEIRO SATELITE BRASILEIRO

R. R. Scarabucci

## CAPÍTULO I

### CARACTERÍSTICAS GERAIS DO PRIMEIRO SATÉLITE BRASILEIRO

#### I.1 - Introdução

O primeiro satélite brasileiro terá massa máxima permitida de 100 kg, vida útil superior a 2 anos e órbita circular de altura entre 700 e 800 km. A inclinação da órbita será otimizada para a aplicação da carga útil — neste caso coleta de dados transmitidos por plataformas superficiais distribuídas pelo território brasileiro — com o ângulo de cruzamento do traço ascendente em relação à linha do equador próximo de 20°.

O controle de atitude do satélite será do tipo passivo, através de gradiente de gravidade produzido por mastro desenrolável em órbita. A orientação do satélite em relação ao sol será medida através de sensores ópticos e magnéticos e transmitida para a Terra. A orientação do satélite em relação à Terra será calculada em Terra, sabendo-se a posição do satélite em relação à Terra.

A potência máxima de operação, por cerca de 15 minutos por órbita, será próxima de 50 watts. Esta potência será suprida através de painéis solares fixos colados sobre a estrutura do satélite.

A missão do satélite será a de retransmitir para a Terra os sinais emitidos por plataformas superficiais, terrestres ou marítimas, através de um transponder que recebe em UHF, converte os sinais para a banda S e os transmite em direção à Terra, onde serão coletados por estações terrenas localizadas em Cuiabá e Cachoeira Paulista. A Figura I.1 ilustra a operação de coleta de informações da estação de Cuiabá através do satélite.

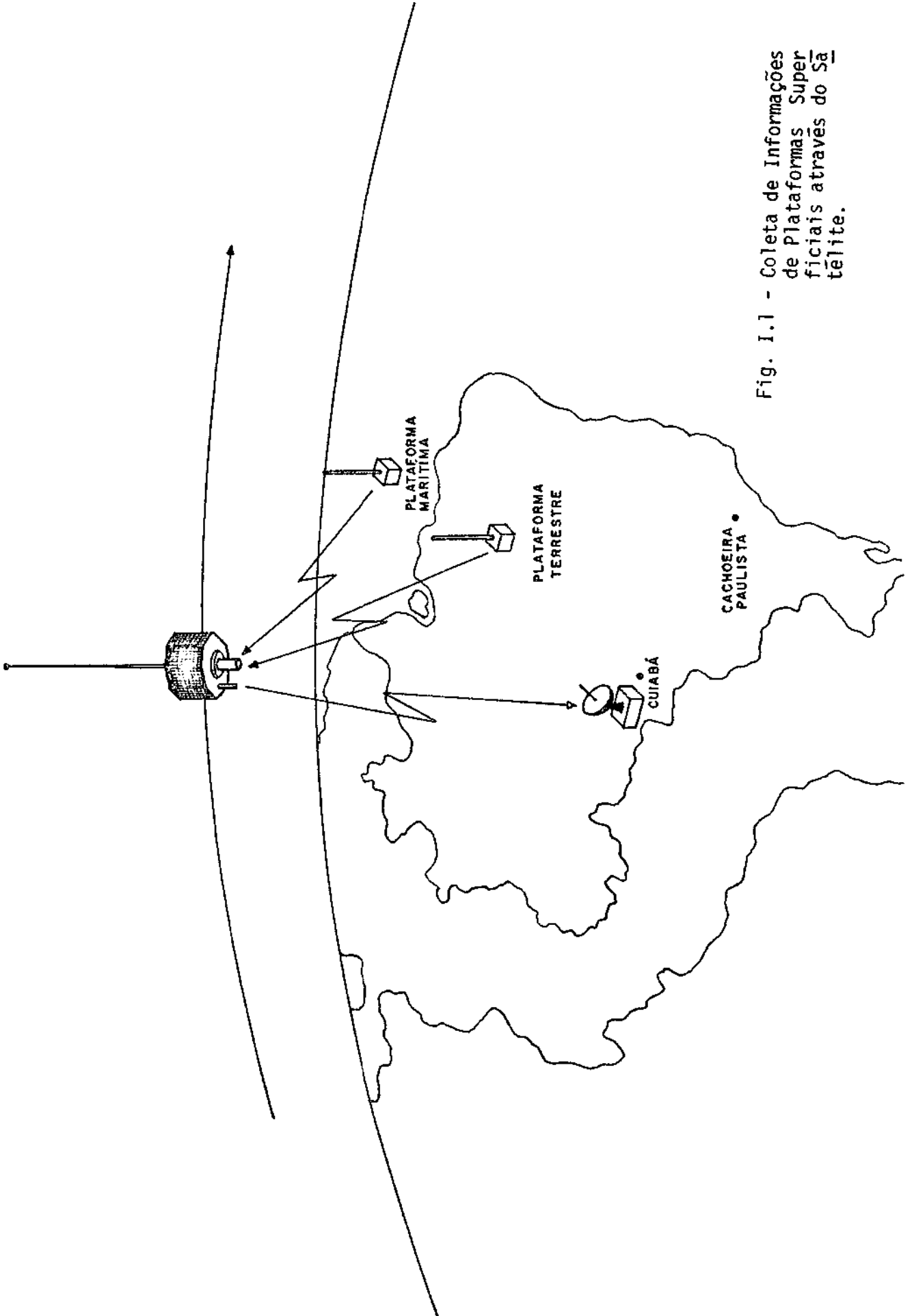


Fig. I.1 - Coleta de Informações de Plataformas Superficiais através do Satélite.



O sistema de solo do satélite é constituído de estações terrenas para operações de rastreio, telemedida e telecomando situadas em Cuiabá e Cachoeira Paulista, de Centros de Controle, de Operação e de Missão localizadas também em Cachoeira Paulista e de dependências situadas junto à Base de Lançamentos para as operações de lançamento do satélite.

No que segue são descritas as características gerais do primeiro satélite brasileiro.

## I.2 - Características do Satélite

Nesta seção descreve-se sucintamente todos os subsistemas que constituem o satélite.

### I.2.1 - A Estrutura do Satélite

O satélite é um prisma reto de base octogonal inscrita num círculo de diâmetro igual a 1000 mm; cada lado do octógono mede 383 mm e a altura do prisma é de 700 mm. A menor área aparente lateral do prisma é aproximadamente igual a área vista segundo o eixo longitudinal do prisma. Deste modo as células instaladas nas superfícies laterais, quando iluminadas lateralmente, produzem tanta energia quanto aquela produzida pelas células instaladas numa das bases, quando estas forem iluminadas ao longo do eixo longitudinal do prisma.

A Figura I.2 mostra uma vista do satélite, ilustrando os seguintes pontos:

- superfícies laterais cobertas por células solares;
- superfície superior (não visível) também coberta por células solares; de lá sai o mastro (aqui já desenrolado) com massa na ponta;

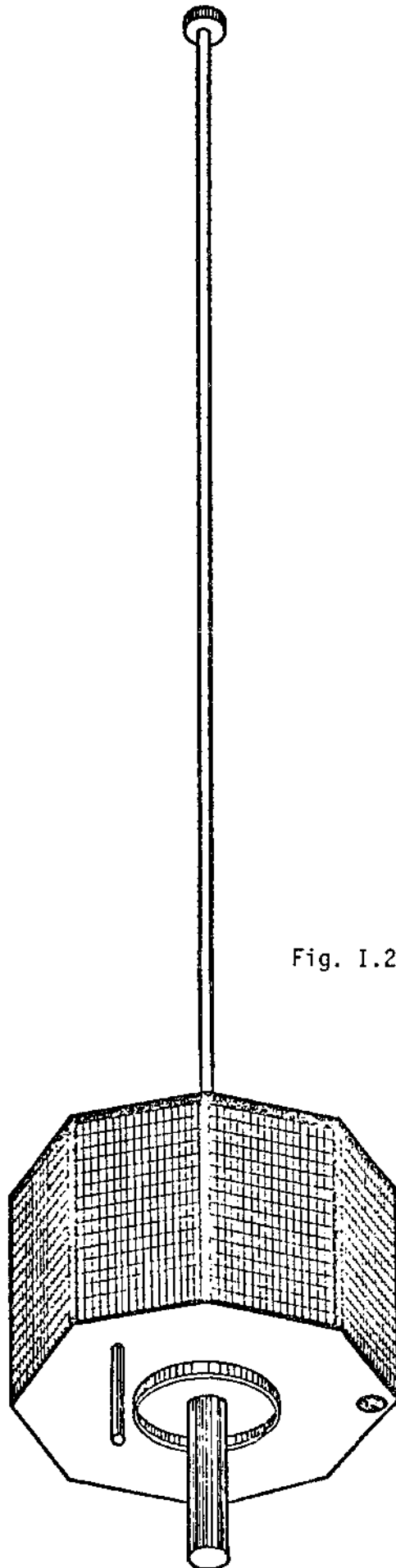


Fig. I.2 - Vista do Satélite de Coleta de Dados.

- painéis da base inferior mostrando
  - antena de UHF (central maior)
  - antena de banda S
  - sensor solar  $Z^-$
  - adaptador anelar de ligação ao veículo lançador.

A Figura I.3 mostra todas as interfaces da estrutura do satélite com o meio exterior, a saber:

- no painel superior
  - abertura para mastro
  - sensores solares  $Z_{Y+}^+$  e  $Z_{Y-}^+$
  - abertura para antena suplementar ~~≠~~ 2
  - células solares
- nos painéis laterais
  - células solares
  - sensores solares  $X^-$ ,  $X^+$ ,  $Y^-$ ,  $Y^+$
- na base inferior
  - sensor  $Z^-$
  - abertura para antena de UHF
  - abertura para antena principal banda S (~~≠~~ 1)
  - anel adaptador

Para lançamento, o satélite é montado sobre o último estágio do veículo lançador, como mostra a Figura I.4. O satélite é montado com a antena de UHF voltada para baixo, penetrando pela parte superior do adaptador cônico do lançador. O mastro de controle de atitude por gradiente de gravidade é obviamente lançado recolhido, enrolado laminarmente mas preso à massa que será levada a uma certa distância do satélite

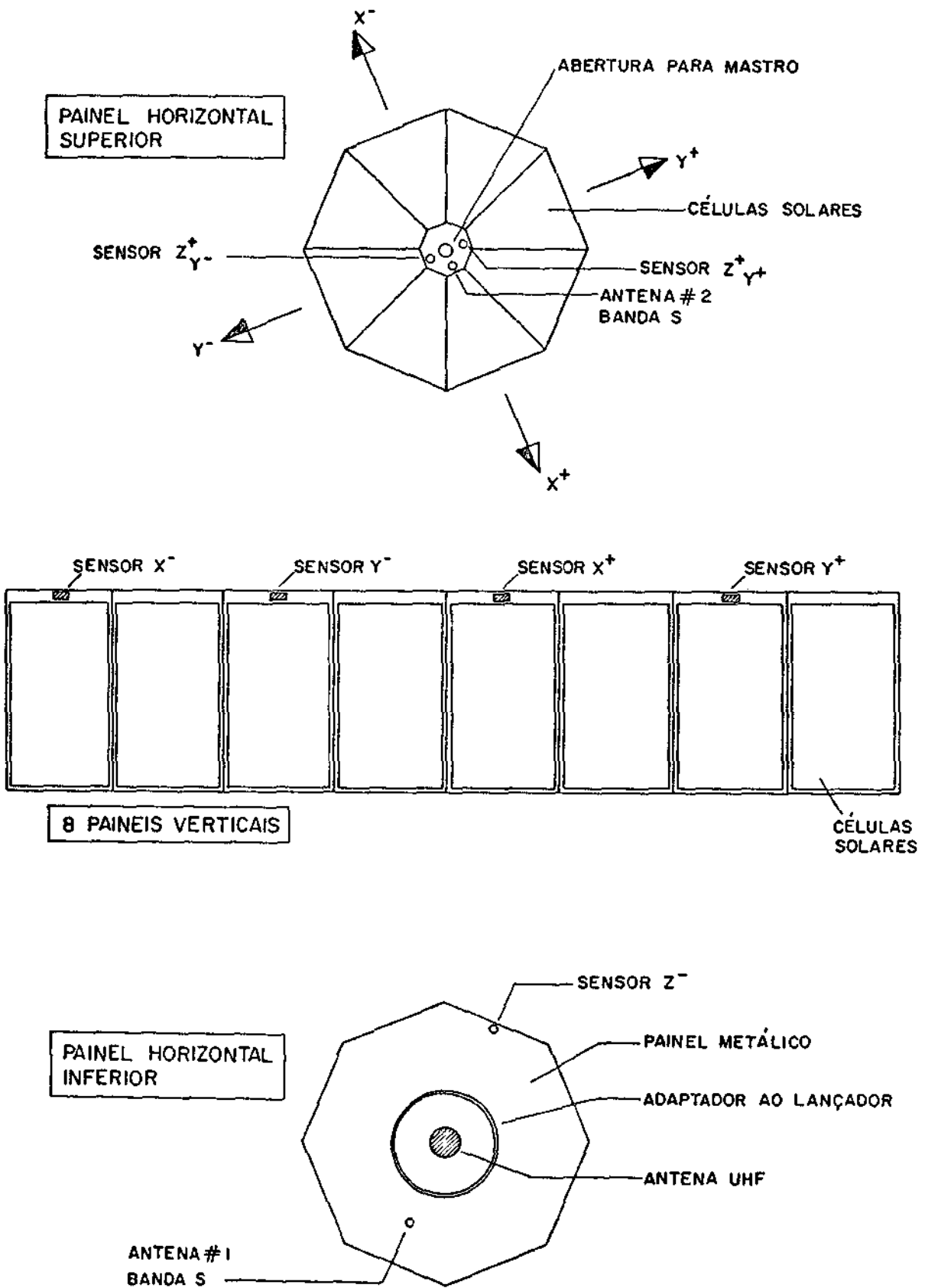


Fig. I.3 - Interfaces da Estrutura com o meio exterior.

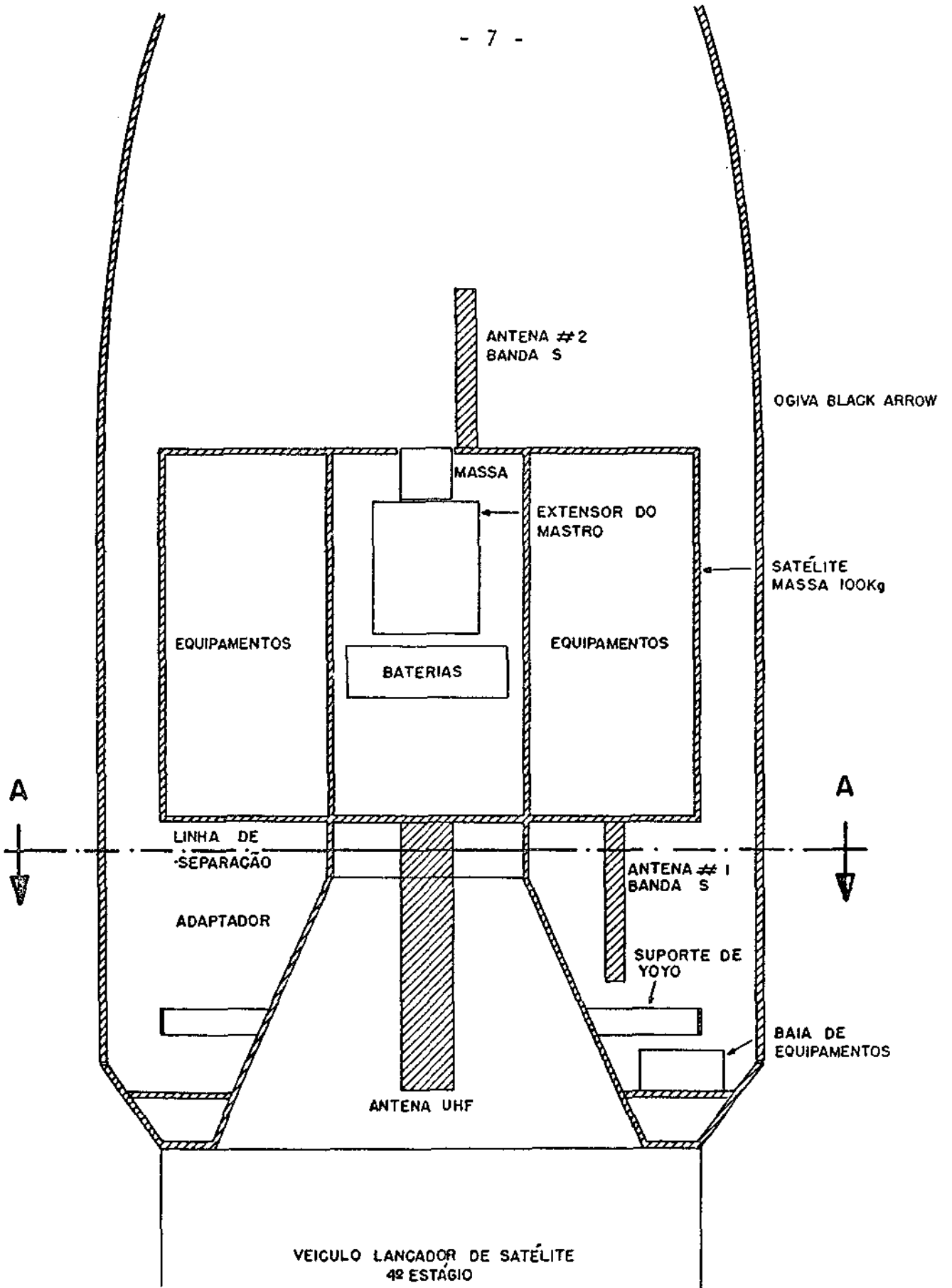


Fig. I.4 - Posição do Satélite na Ogiva para Lançamento

quando em órbita. Instalado sobre o cone adaptador do lançador fica o suporte do yoyo, que será utilizado para reduzir a rotação do conjunto (satélite + último estágio do lançador) antes da separação do satélite, durante o processo de injeção em órbita.

A ogiva ilustrada na Figura I.4 é a Ogiva Black Arrow, de origem inglesa e que será provavelmente utilizada pelo Brasil nos primeiros oito lançamentos.

### I.2.2 - Os Subsistemas de Bordo

A bordo do satélite existem os seguintes subsistemas:

- Suprimento de Energia
- Supervisão de Bordo
- Rastreo, Telemetria e Telecomando
- Controle de Atitude
- Carga Útil Transponder

A Figura I.5 mostra os subsistemas de bordo do satélite e as suas interligações.

O subsistema de Suprimento de Energia é composto do gerador solar (painéis de células sobre o corpo do satélite), do regulador shunt, da bateria e do conversor dc/dc.

O subsistema de Supervisão de Bordo é composto de uma unidade de processamento e comunicação, do barramento de dados e de duas unidades de processamento distribuído. Este subsistema se comunica, de um lado com o Transponder de R/TM/TC, recebendo dados de telecomando provenientes da Terra e enviando informações do estado dos diversos subsistemas de bordo, e do outro lado com todos os outros subsistemas de bordo através de suas duas unidades de processamento distribuído.

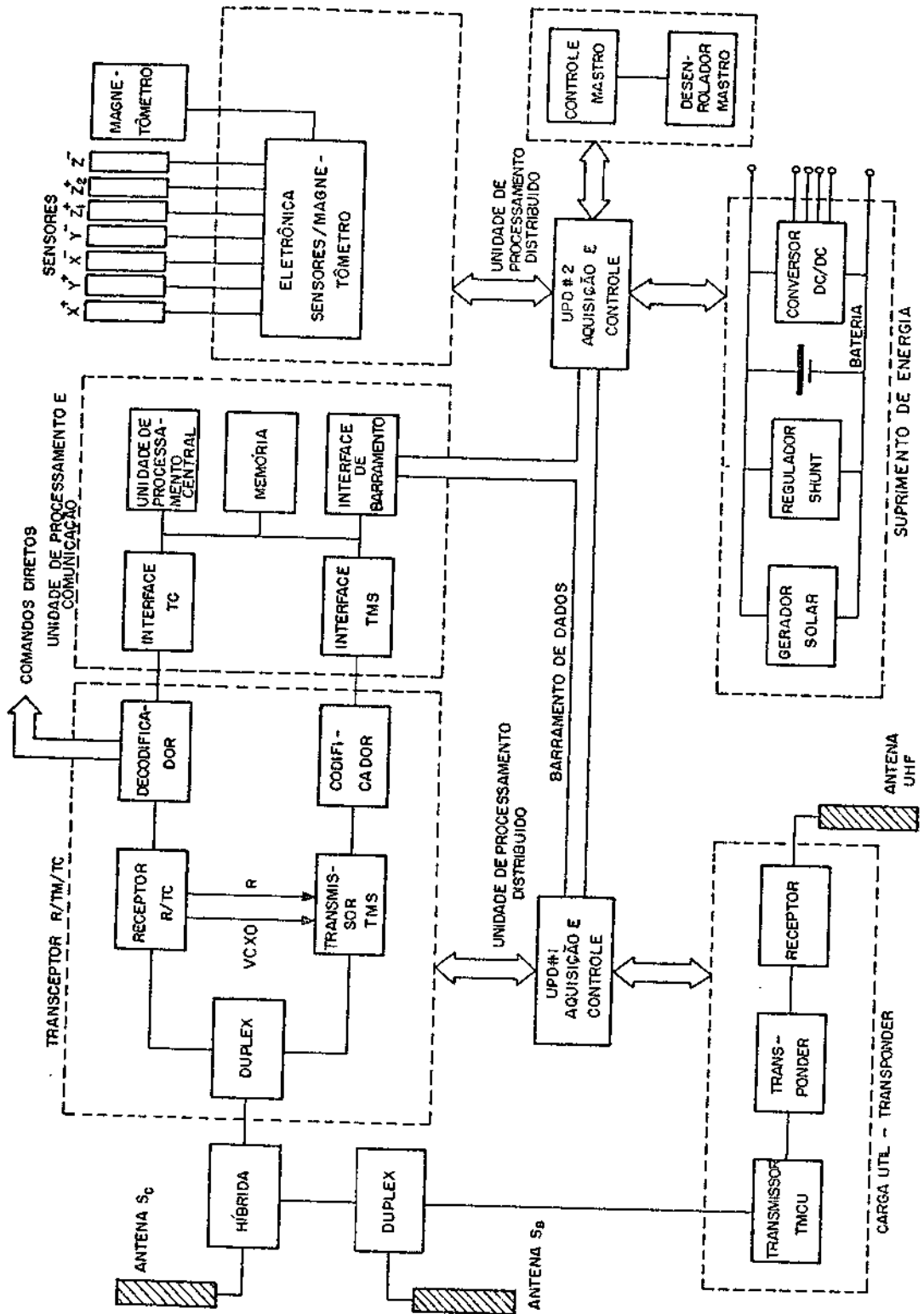


Fig. I.5 — Os Subistemas de Bordo do Satélite

O subsistema de Rastreamento/Telemetria e Telecomando é responsável pelas telecomunicações de bordo, excluindo a telemetria de carga útil, a cargo de outro subsistema.

O Controle de Atitude do satélite será do tipo gradiente de gravidade. Para tanto será tão somente necessário esticar-se um mastro com uma massa na ponta, quando o satélite estiver em condições apropriadas. Estas condições serão determinadas por sinais processados numa Eletrônica de Sensores/Magnetômetro transmitidos para Terra via UPD # 2 (ver Figura I.5). Esta Eletrônica processa sinais provenientes de 7 sensores solares e de um magnetômetro que mede as três componentes do campo magnético local.

O subsistema de Carga Útil - Transponder consiste basicamente de uma antena de UHF, de um receptor, um transponder propriamente dito (translação pura de frequências de UHF para a banda S) e um transmissor que emite seu sinal pela antena  $S_B$  via um duplex (ver figura I.5).

As antenas  $S_C$  (de cima) e  $S_B$  (de baixo) transmitem e recebem sinais do transceptor R/TM/TC graças às combinações de filtros existentes nos dois duplex e na híbrida da Figura I.5. Deste modo, o enlace R/TM/TC Terra-Satélite é sempre garantido, qualquer que seja a orientação do satélite em relação à Terra, inclusive de cabeça para baixo. Isto é particularmente importante durante os primeiros dias, após ter sido o satélite colocado em órbita.

A Figura I.6 mostra uma primeira distribuição de massas no satélite, com as massas máximas aceitáveis para cada subsistema. Todas as redundâncias necessárias foram levadas em consideração. Assim, os seguintes equipamentos serão duplicados: Carga Útil-Transponder (exceptuando - se antenas), R/TM/TC, Suprimento de Energia (eletrônica e bateria) e a Supervisão de Bordo.

A Figura I.7 mostra a distribuição de potência no satélite e a Figura I.8 o quadro de frequências utilizadas.



Fig. I.6 - DISTRIBUIÇÃO DE MASSAS DO SATÉLITE

SUBSISTEMA	MASSA (kg)	
● <u>CARGA ÚTIL</u>		
1 Caixa Receptor + Transponder — 2 circuitos	6,0	
1 Caixa Transmissor — 2 circuitos	4,0	
1 Antena UHF	1,0	
● <u>R/TM/TC</u>		
1 Caixa Receptor + Decodificador — 2 circuitos	6,0	
1 Caixa Transmissor — 2 circuitos	4,0	
2 Antenas Banda S	0,5	
● <u>2 DUPLEX + HIBRIDA</u>	0,5	
● <u>SUPRIMENTO DE ENERGIA</u>		
1 Caixa Reg. Shunt — 2 circuitos	4,0	
1 Caixa baterias — 2 módulos	7,5	
1 Caixa conversor — 2 circuitos	4,0	
● <u>SUPERVISÃO DE BORDO</u>		
1 Caixa UPC — 2 circuitos	5,0	
1 Caixa UPD # 1 — 2 circuitos	2,0	
1 Caixa UPD # 2 — 2 circuitos	2,0	
● <u>SENSORES</u>		
7 Sensores X <sup>+</sup> , Y <sup>+</sup> , ...	1,0	
1 Magnetômetro	0,3	
1 Caixa Eletrônica Associada — 1 circuito	1,7	
● <u>MASTRO</u>		
1 Caixa de Desenrolador + Controle Associado — Barras Amortecedoras	3,0	
1 Massa	3,0	
● <u>CABLAGEM</u>	5,0	
● <u>CELULAS SOLARES</u>		
Rede Montada sobre o corpo	6,0	
● <u>ESTRUTURA</u>	24,0	
● <u>TINTA</u>	1,0	
● <u>ISOLANTES + SENSORES TÉRMICOS</u>	2,0	
	SUB-TOTAL	93,5
	MARGEM	6,5
	TOTAL MÁXIMO	100,0

Fig. 1.7 - DISTRIBUIÇÃO DE POTÊNCIA NO SATÉLITE

Conversor dc/dc com rendimento de  $\approx 75\%$

S U B S I S T E M A	POTÊNCIA (Watt)	
	Operação (15 minutos)	Quiescente
Suprimento de Energia (Conversor dc/dc)	13.0	5.0
R. TM. TC.	15.0	8.0
Supervisão de Bordo	8.0	3.0
Eletrônica/Sensores	3.0	1.0
Carga Útil - Transponder	12.0	2.0
Margem	4.0	1.0
T O T A L	55.0	20.0

Fig. 1.8 - QUADRO DE FREQUÊNCIAS UTILIZADAS NO SATÉLITE

SISTEMAS	FREQUÊNCIAS
Plataformas Superficiais (Terra → Satélite)	<ul style="list-style-type: none"><li>• período de repetição - 200 s (ajustável)</li><li>• duração de cada emissão &lt; 960 ms</li><li>• frequência de emissão - 400 MHz</li><li>• taxa de dígitos 400 bit/s</li><li>• modulação PM</li></ul>
Telecomando (Terra → Satélite)	<ul style="list-style-type: none"><li>• frequência de emissão 2060 MHz</li><li>• banda de 300 k Hz</li><li>• taxa de dígitos 2 k bit/s</li><li>• modulação PCM/PSK/PM</li></ul>
Telemetria (Satélite → Terra)	<ul style="list-style-type: none"><li>• frequência de emissão 2210 MHz</li><li>• banda de 300 kHz</li><li>• taxa de dígitos 2 K bit/s</li><li>• modulação PCM/PSK/PM</li></ul>
Telemetria de Carga Útil (Satélite → Terra)	<ul style="list-style-type: none"><li>• frequência de emissão 2270 MHz</li><li>• banda de 100 kHz</li><li>• modulação PM</li></ul>

### I.3 - Configuração Opcional para o Satélite

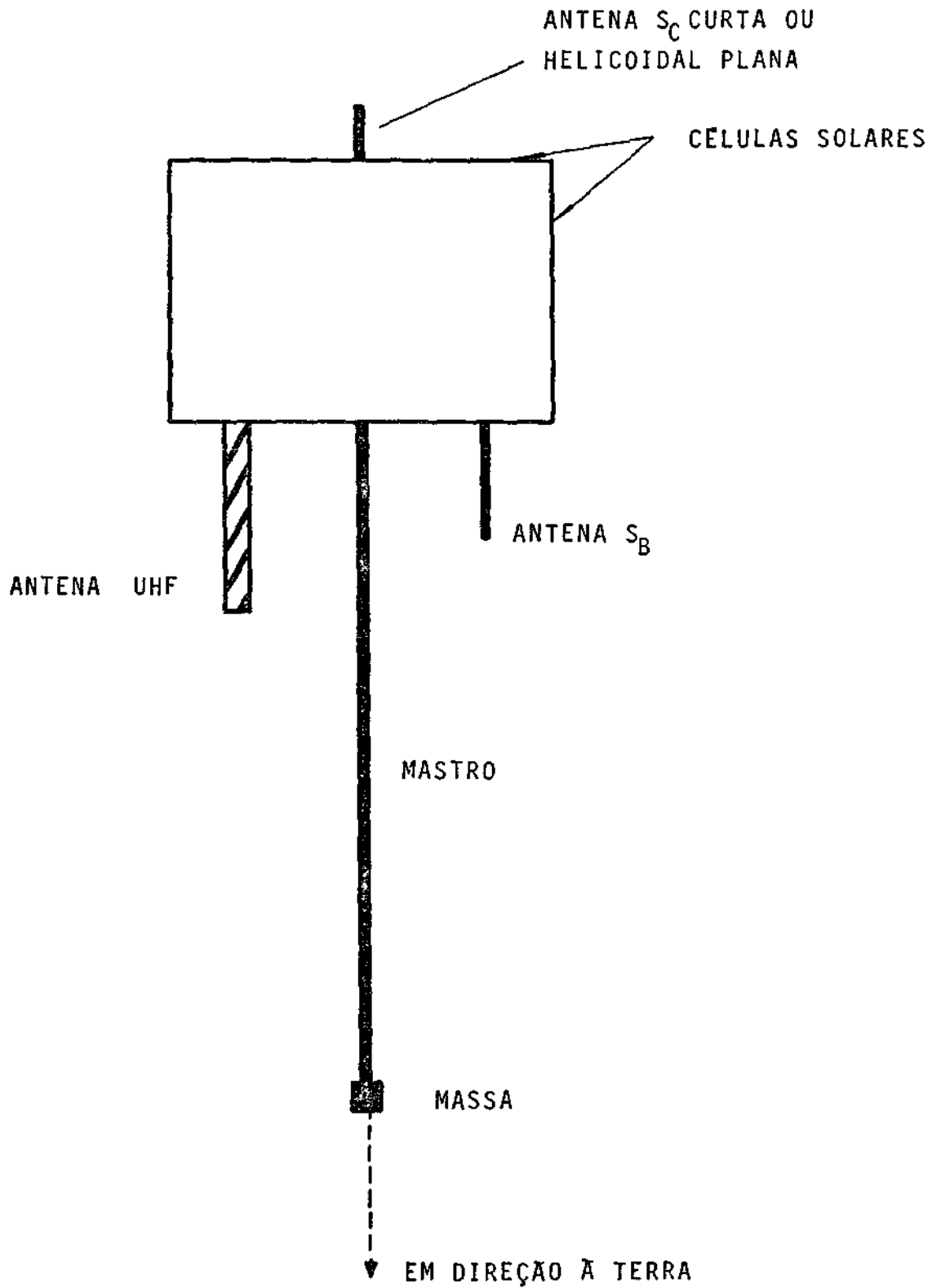
Dada a arquitetura básica do satélite, isto é, prisma reto de base octogonal, existem duas regiões no espaço para se estender o mastro com massa na ponta para as quais se tem controle efetivo de apontamento das antenas em direção ao centro da Terra: para cima (direção ou posta ao centro da Terra) ou para baixo (em direção à Terra).

Na configuração descrita em I.2.1 (Configuração Nominal), o mastro é desenrolado a partir da base antigeocêntrica, ficando, durante a vida útil do satélite, sempre apontando para cima e garantindo que as antenas de UHF e  $S_B$  estejam sempre apontando em direção à Terra. Nestas condições, tanto o mastro como a antena  $S_C$  (que é usada efetivamente somente durante os primeiros dias após o lançamento do satélite) projetam sombras sobre a rede de células solares, dispostas sobre o painel antigeocêntrico, degradando o desempenho do gerador solar, para quase todas as posições relativas do sol. Esta degradação já foi levada em conta durante os estudos de viabilidade do satélite, resultando numa potência média mínima de 45 watts durante 65 minutos após dois anos de funcionamento.

Uma configuração opcional a ser estudada resultaria da possibilidade de se desenrolar o mastro a partir da base geocêntrica do prisma, ficando o mastro, portanto, sempre abaixo do satélite — como mostrado na Figura I.9. Em adição, a antena  $S_C$ , colocada na base antigeocêntrica recoberta de células solares, poderia ser uma antena curta ou, preferencialmente, uma antena helicoidal plana, pois dispor-se-ia, nesta opção, de cerca de 17 cm de diâmetro livre no centro do painel. Estas possibilidades parecem bem viáveis e serão examinadas à luz de outras limitações que possam aparecer.

Uma primeira implicação desta configuração opcional é que a antena de UHF deverá ser instalada fora da região central do painel de baixo (ver Figura I.9). Será necessário verificar o efeito do mastro sobre os diagramas de radiação das antenas de UHF e da banda  $S$  ( $S_B$ ). Como consequência, será também necessário verificar-se o acoplamento

Fig. I.9 — OUTRA CONFIGURAÇÃO A SER ESTUDADA  
PARA O PRIMEIRO SATÉLITE



to mecânico lançador-satélite. O posicionamento do satélite dentro da o giva do lançador seria possivelmente como mostrado na Figura I.10 e ha verã necessidade de se verificar, em detalhe, a viabilidade do funcionamento do Yoyo sem interferir na antena de UHF, bem como se examinar se o espaço que seria disponível para a baia de equipamentos do lançador é suficiente e/ou apropriado.

Caso as limitações apontadas acima sejam todas contornãveis tecnicamente, as superfícies recobertas por células solares estã rão sempre livres de sombras, o que implicará num melhor desempenho do gerador solar.

#### I.4 - Estudo de Viabilidade do Satélite

Nos capítulos que seguem são apresentados os diversos sub sistemas que compõem o Satélite Coleta de Dados. Nesta fase de estudos, o nível de detalhamento a que se chegou para cada subsistema é bem variável. Essas diferenças de nível de detalhamento são aparentes nas descrições dos subsistemas, a seguir, onde se verifica que os diversos capítulos não são homogêneos entre si, sob o ponto de vista de nível de detalhamento ou especificação. Deste modo, além de corresponderem a parte do estudo de viabilidade do satélite, as análises apresentadas nos proximos capítulos indicam também o grau de desenvolvimento atingido pelas diversas equipes no projeto do satélite em Novembro de 1979.

Os subsistemas do satélite são apresentados e discutidos na seguinte ordem:

- Estrutura e Controle Térmico
- Suprimento de Energia
- Controle de Atitude
- Supervisão de Bordo
- Rastreo, Telemetria e Telecomando
- Carga Útil Transponder.

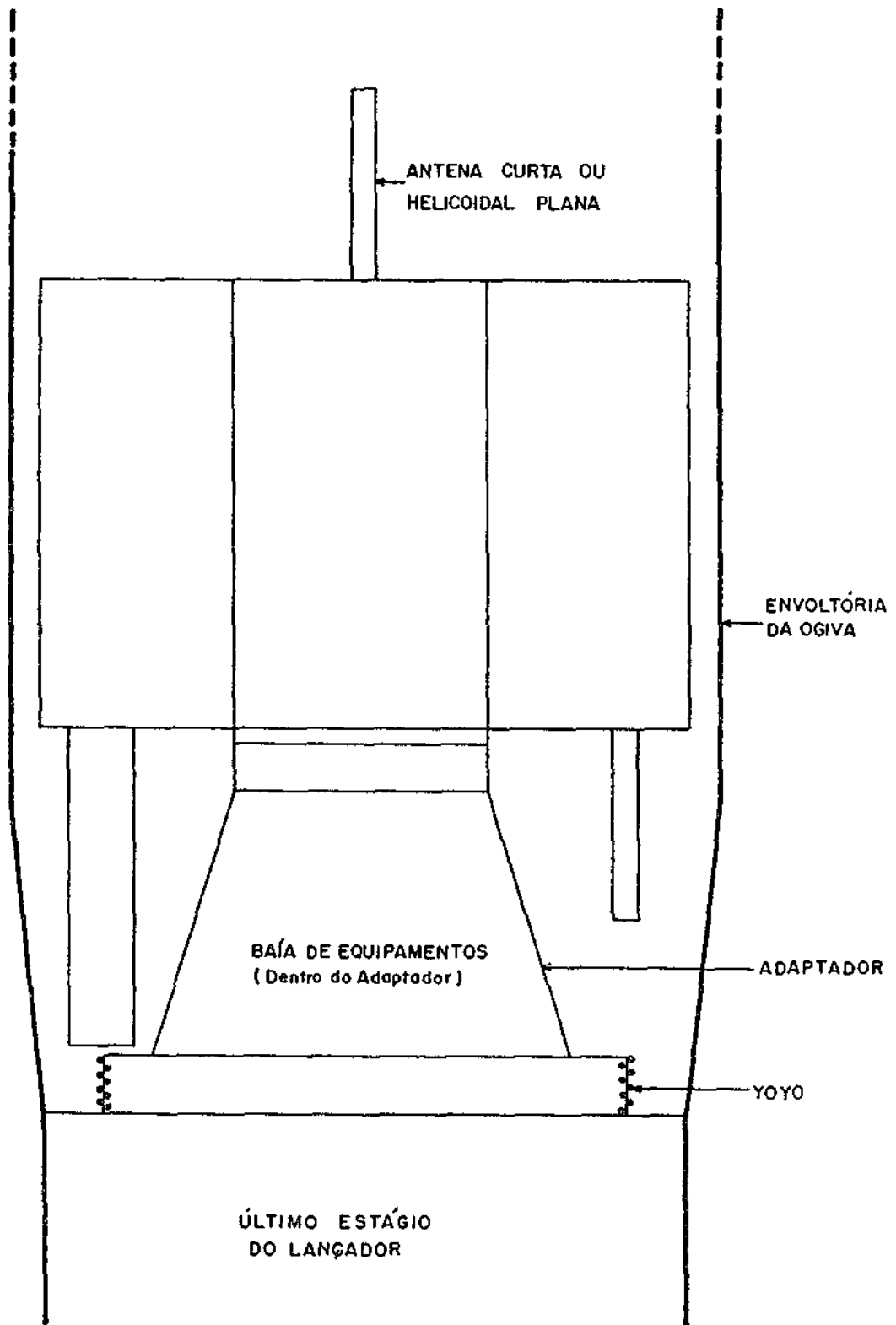


Figura I.10 — Satélite dentro da ogiva para lançamento (configuração opcional).

CAPÍTULO II

ESTRUTURA E CONTROLE TÉRMICO

W. Boruszewski

H. P. Cardoso

N. Montagnana Jr.

O. B. de Oliveira Fº.



## CAPÍTULO II

### ESTRUTURA E CONTROLE TÉRMICO

#### II.1 - Estrutura

Considerações de ordem energética — superfície externa otimizada quanto à recepção de energia solar — e arquitetônica — simplicidade de distribuição dos equipamentos e facilidade de posterior acesso aos mesmos — determinaram a configuração estrutural básica, cuja vista explodida é apresentada na Figura II.1, e cuja forma final é de um prisma octogonal reto com área da base aproximadamente igual a da superfície lateral projetada.

O material predominante é o Alumínio, dadas suas características largamente testadas e aprovadas no campo aeroespacial, prevenindo-se ainda ampla utilização do painel tipo colméia como componente estrutural de reconhecido valor no que tange a sua relação resistência/peso.

Como principal elemento interno, o tubo central, tem seu interior aproveitado como cilindro porta-equipamentos, sendo que o seu tronco anular exterior é utilizado na conexão com o lançador. Consequentemente, deve ser mais resistente que qualquer outro elemento estrutural.

Os restantes quatro painéis internos, tipo colméia, dividindo o interior em quatro setores idênticos, e sendo receptores dos demais equipamentos, trabalham ainda na transmissão dos esforços repartidos entre superfície externa e tubo central.

A estrutura exterior é composta por três elementos significativos: a superfície lateral e os painéis geocêntrico e antigeocêntrico. Denominam-se assim, estes últimos, por estarem, quando em fase operacional, o primeiro sempre voltado para a Terra e o segundo sempre voltado para o espaço.

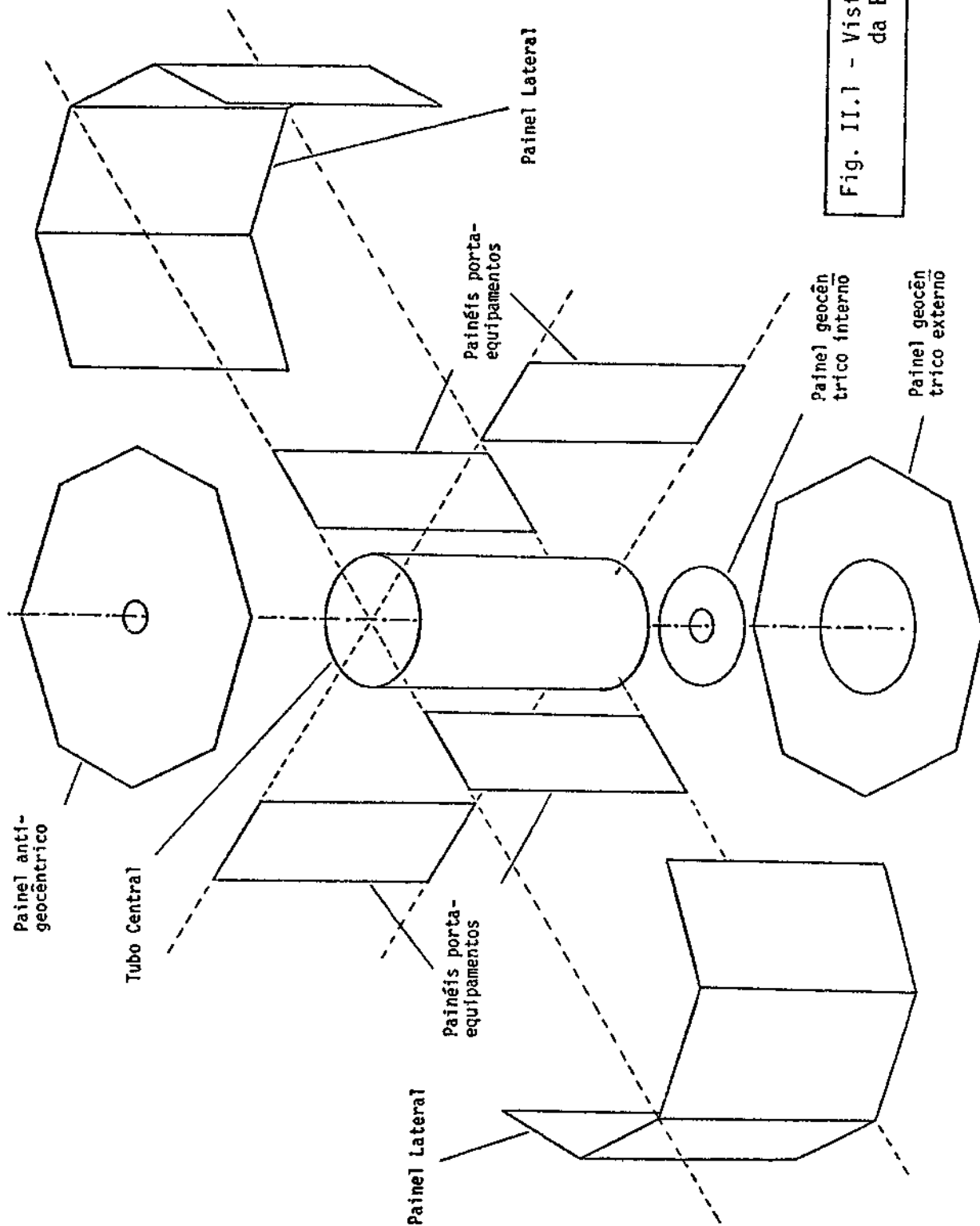


Fig. II.1 - Vista Explodida da Estrutura.

A superfície lateral, receptora de painéis solares, é subdividida em dois conjuntos de quatro quadros confeccionados em estrutura tipo colméia, os quais são conectados entre si e com os painéis internos por meio de cantoneiras.

O painel antigeocêntrico, também receptor de células solares, possui uma janela a ser utilizada na extensão do mecanismo de estabilização.

O painel geocêntrico é composto de uma parte exterior e outra interior ao tubo central, tendo esta última uma abertura para a antena de UHF. Este painel deve funcionar também como superfície dissipativa dos excedentes internos de calor, sendo, para tanto, munida de janelas térmicas e pintada de modo a irradiar passivamente.

Definidos os elementos da configuração básica, a abordagem ora em curso consiste de pesquisas sobre o peso dos mesmos e a resistência do conjunto.

Com o objetivo de se melhorar o conhecimento das ordens de grandeza das massas de cada elemento da estrutura básica, elaborou-se um estudo cuja hipótese fundamental era considerar o tubo central de Alumínio bruto e os demais componentes de painel tipo colméia. Adotando-se ainda um conceito de espessura equivalente como sendo o quociente entre o volume de Alumínio do elemento e a área de sua hemi-superfície principal, o cálculo foi conduzido, assumindo-se uma proporcionalidade entre as massas elementares e as massas acumuladas.

Para tornar o estudo mais confiável, tomou-se como modelo um satélite com as características orbitais semelhantes, e massa comparável, obtendo-se para as massas elementares os seguintes resultados:

Painéis geocêntrico e antigeocêntrico:	4.3 kg
Painéis laterais	: 6.0 kg
Painéis porta-equipamentos	: 2.9 kg
Tubo central	: 4.2 kg
Sub-total	: 17.4 kg

Evidentemente, a massa acumulada foi mantida abaixo do to tal previsto uma vez que não se considerou ainda a utilização localiza da de algum material mais denso, nem o processo de engastamento entre as superfícies, com seu respectivo material, nem componentes menores da es trutura definitiva, como reforçadores, rebites, resinas, etc..

Já a massa da estrutura de conexão ao lançador e que após a separação é mantida solidária ao satélite não deverá exceder a 0.5 kg, segundo estimativa do IAE.

A Figura II.2 mostra os cortes principais dos dois sistemas de separação possíveis de se adotar: por parafusos explosivos e por cintura ejetável.

Nota-se, atualmente, uma acentuada tendência mútua (IAE/INPE) para se adotar a primeira solução, visto já estar a mesma qualificada pelo IAE, mediante o seu emprego na separação de 1º e 2º estágios do Sonda III, bem como de diversas cargas úteis, além de diminuir a preo cupação com a localização das antenas de UHF e banda S.

Quanto à resistência estrutural do conjunto, assumiu-se, a lêm da hipótese fundamental já citada, os seguintes dados:

- a) acelerações limite: longitudinal:  $180 \text{ m/s}^2$  (\*)  
transversal :  $30 \text{ m/s}^2$ ;
- b) rotação máxima : 6 r.p.s (\*);
- c) todos os elementos estão perfeitamente engastados.

(\*) Estimativa do IAE.

Duas incógnitas são de especial relevância no estudo já encetado: a espessura do tubo central e as especificações do painel ti po colméia. Um terceira, os tipos de conexão mais eficientes entre os e lementos estruturais, será tratada em paralelo.

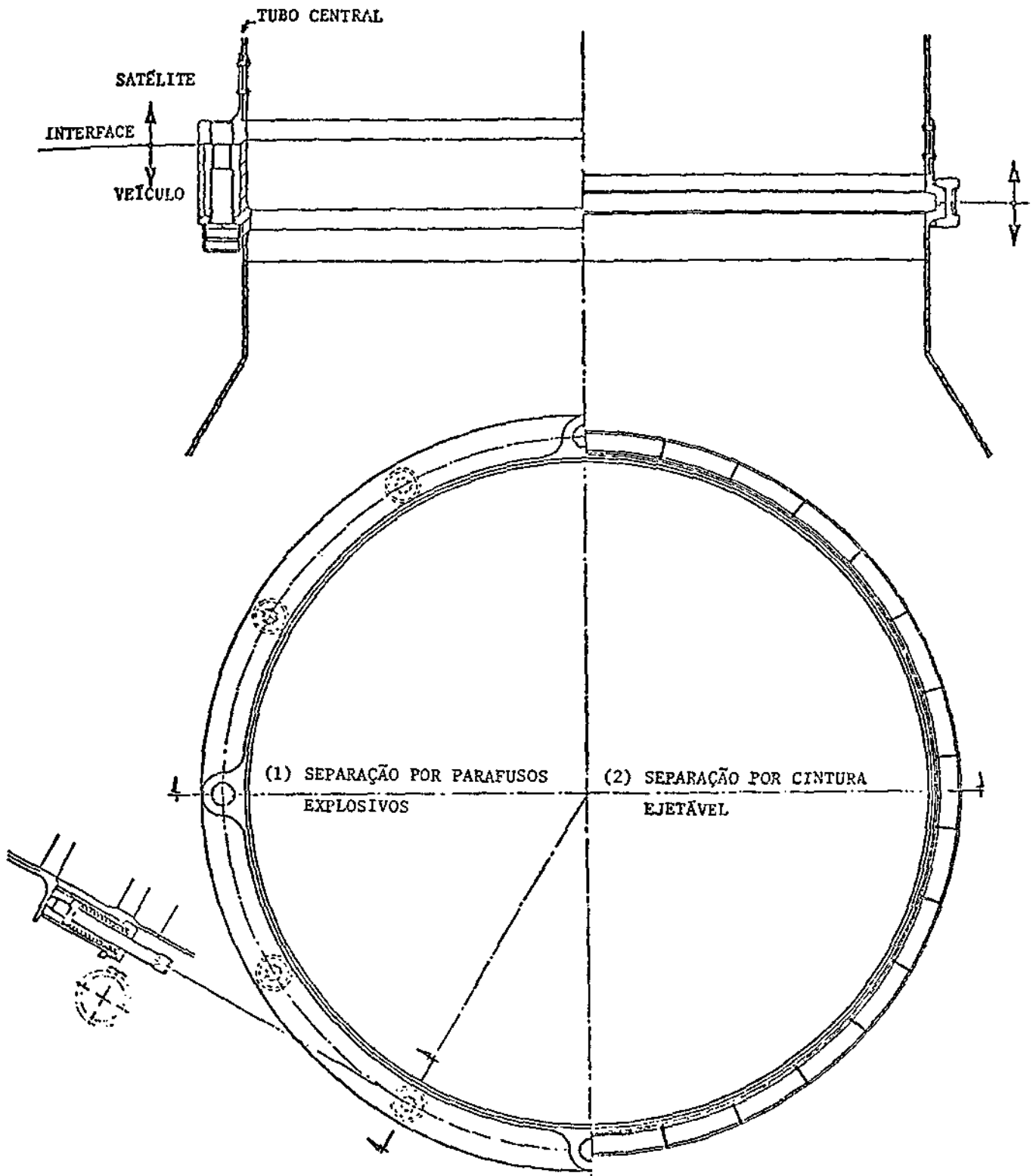


Fig. II.2 — Sistemas de Separação

Como primeira aproximação pretende-se estudar, através de um modelo a elementos finitos, os comportamentos estático e dinâmico da estrutura acima descrita.

A seguir, passar-se-á ao trabalho de minimização da massa das diversas partes da estrutura. Para tanto, estuda-se, atualmente a sub-rotina CONMIN, implementada e utilizada pela NASA.

## II.2 - Controle Térmico

No que tange ao sistema de manutenção de temperaturas entre limites convenientes ao instrumental de bordo, é de se prever que, dada a configuração orbital relativamente simples — uma face octogonal sempre voltada para a Terra e os painéis laterais, no caso crítico, recebendo radiação solar sobre uma hemi-superfície hélio-síncrona, na fase de eliminação da rotação residual — e a inexistência de equipamentos muito restritivos quanto à faixa funcional de temperaturas, a solução a ser adotada resumir-se-á ao emprego apropriado de revestimentos e superisolações (controle térmico passivo).

Sabendo-se porém que praticamente toda a superfície receptora de energia solar (a mais importante, neste caso) estará coberta com células solares, os elementos disponíveis para o balanço térmico serão: a pintura do interior, a superisolação dos componentes mais restritivos e a eliminação do excedente calorífico através do painel geocêntrico.

Para se levar adiante o estudo do comportamento térmico no interior do satélite, a mesma configuração básica, descrita em II.1, foi adotada por hipótese.

A seguir formulou-se o problema teoricamente, sendo detectados, paralelamente, os parâmetros, cujos valores numéricos serão indispensáveis quando da análise térmica discretizada.

Esta análise consiste, basicamente, na divisão do satélite num número adequado de nós isotérmicos, na aplicação do balanço energético em cada nó — o que produz um sistema de equações envolvendo: a forma do elemento antes de ser discretizado, a temperatura do nó, a condutividade térmica do material, a absorvidade da superfície exposta ao espectro solar e a sua emissividade no infra-vermelho — e, enfim, na resolução deste sistema de equações.

Dos parâmetros envolvidos na formulação, os fatores de forma internos, que representam a parcela que uma superfície projeta de si mesma sobre outra, foram avaliados através de integração numérica apresentando, por ora uma precisão de cerca de 5%.

Os demais — características térmicas do material, fatores de forma externos (Sol/Satélite, Terra/Satélite), e o tempo de insolação — dependem ainda de melhor especificação de material a ser empregado e da órbita a ser determinada.

CAPÍTULO III

SUPRIMENTO DE ENERGIA

R. D. Ranvaud

R. R. Scarabucci



### CAPÍTULO III

#### SUPRIMENTO DE ENERGIA

##### III.1 - Introdução

O Subsistema de Suprimento de Energia utiliza um esquema comumente adotado para satélites de dimensões como aquelas do satélite brasileiro e para órbitas semelhantes (baixas).

Uma fonte primária de energia, o Gerador Solar, converte a radiação do Sol em energia elétrica. E para fornecer energia quando o satélite fica na sombra da Terra, o Subsistema contém baterias (fonte secundária) que armazenam a energia fornecida durante o "dia" para suprir as necessidades de vigília e, se for o caso, de operação à "noite". Uma eletrônica relativamente simples regula a carga da bateria (protegendo-a de supercarregamento), e distribui a energia aos outros subsistemas, convertendo e estabilizando as voltagens segundo as necessidades dos diversos subsistemas. Este esquema é mostrado na Figura III.1.

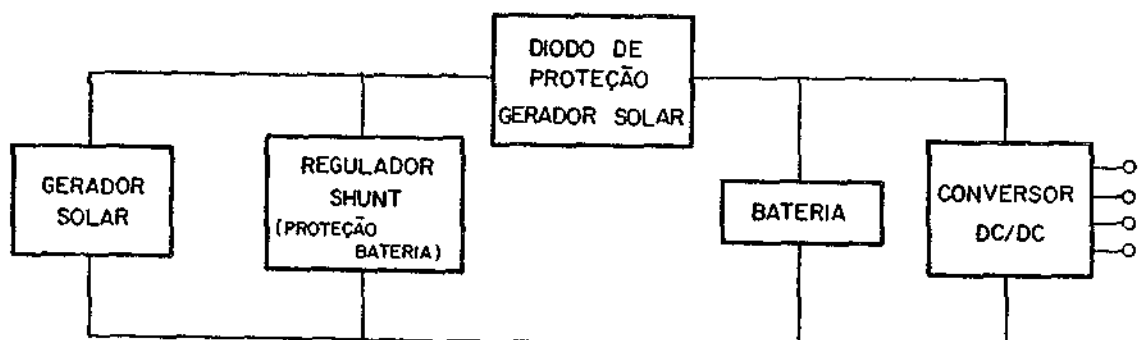


Figura III.1 — Esquema do Subsistema de Suprimento de Energia.

Pelas características do Gerador Solar (Figura III.2) e da bateria, o suprimento de energia se faz regulado em voltagem e em corrente contínua.

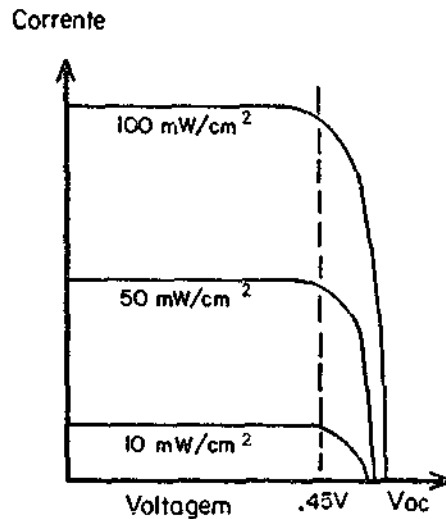


Figura III.2 - Potência fornecida por uma célula solar em função da radiação incidente. A potência elétrica fornecida aumenta praticamente linearmente com a potência da radiação recebida.

O desempenho do Subsistema é fundamentalmente limitado pelo tamanho do Gerador Solar. Uma vez estabelecido que as células solares serão colocadas nas paredes externas do satélite, o cálculo da potência disponível fica relativamente definido. O problema maior é o de otimizar a conexão série-paralela das células e dos painéis para se conseguir uma utilização eficiente da área disponível, considerando que obrigatoriamente terá uma grande fração das células que em cada momento não estarão iluminadas, mesmo nas melhores condições de exposição ao Sol.

A opção de painéis fixos, recobrimdo o corpo do satélite, foi adotada pela sua simplicidade e confiabilidade. A ausência de partes móveis elimina problemas de estabilidade no controle de atitude do satélite, problemas de apontamento dos painéis, problemas de passagem de corrente por um contato móvel e problemas de abertura dos painéis em órbita.

Nas seções que seguem, serão inicialmente estudadas as características das órbitas que são relevantes, sob o ponto de vista de energia, e a energia elétrica que os painéis solares serão capazes de fornecer. Será depois considerada a bateria adequada para completar as fontes de energia do Subsistema. Isso permitirá a determinação do desempenho global do Subsistema, que será apresentado na forma de um gabarito. A seção final será uma breve descrição do condicionamento de potência, nas suas funções básicas de proteção, regulação e distribuição.

### III.2 - As Órbitas

A órbita do satélite na missão de coleta de dados será circular, terá uma altura entre 700 e 800 km e uma inclinação inferior a  $30^\circ$ . A Figura III.3 mostra a inclinação do satélite nas várias órbitas possíveis: a linha horizontal mediana é a interseção da eclíptica com o plano do papel. A órbita eclíptica (no plano perpendicular ao papel) está representada virada de  $90^\circ$ , no plano do papel, concêntrica com a Terra, para mostrar a atitude do mastro na órbita e a conseqüente variação nas superfícies iluminadas do satélite. Mostra também a situação em que a "noite" é máxima. Relativamente à eclíptica, o plano do equador pode ser inclinado de qualquer ângulo entre  $+ 23.5^\circ$  (dezembro) e  $- 23.5^\circ$  (junho). O plano da órbita do satélite então poderá assumir qualquer inclinação, em relação à eclíptica, entre mais ou menos  $(i + 23.5^\circ)$ , onde  $i$  é a inclinação com respeito ao equador. Se  $(i + 23.5^\circ)$  fosse superior a  $64.3^\circ$  ( $i > 40.8^\circ$ ), existiriam órbitas em que o satélite ficaria no sol o tempo todo. Todas essas considerações são feitas pensando numa órbita de 700 km de altura. Para órbitas mais altas evidentemente a fração de tempo em que o satélite fica iluminado aumenta.

Dois são os dados importantes relativos à órbita para o Suprimento de Energia. O primeiro é que o período, para 700 km de altura, é de 99 minutos e o tempo de noite máximo é de 35 minutos. O segundo é que a precessão da órbita devido ao achatamento da Terra, para uma inclinação de  $30^\circ$ , é de aproximadamente  $6^\circ$ /dia. Fica claro da Figura III.3 que é necessária uma precessão de mais de  $90^\circ$  para o tempo de som

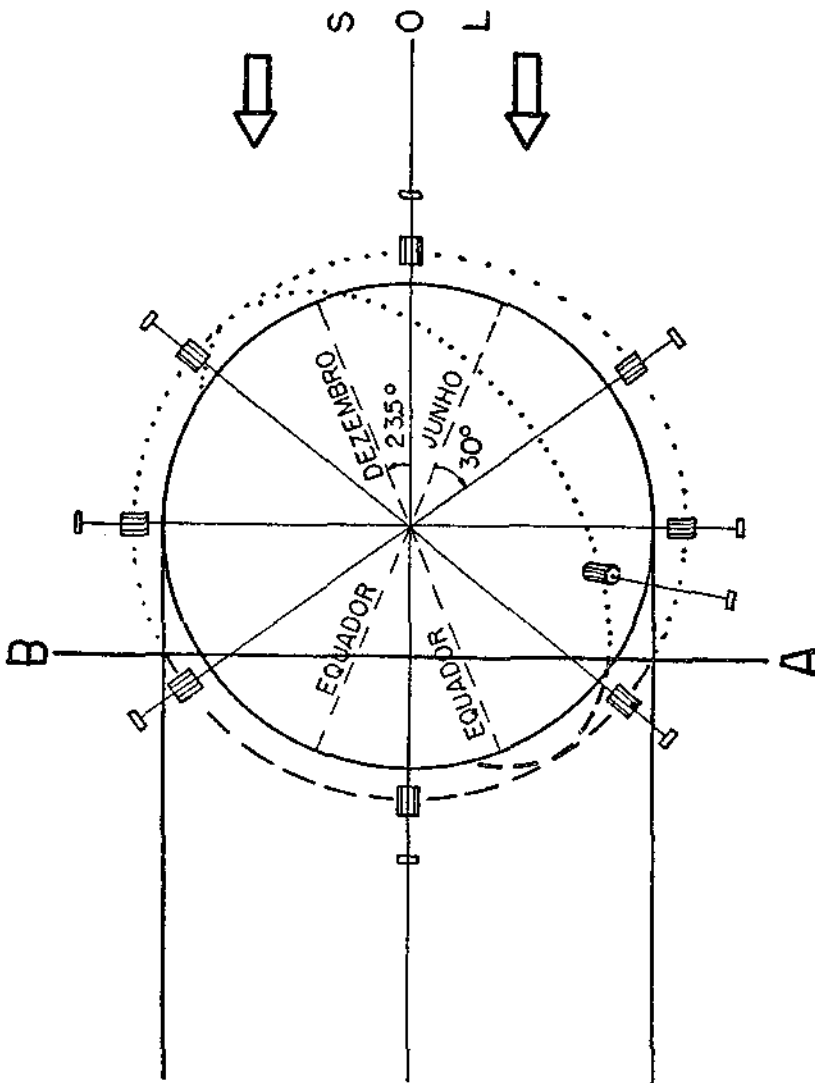


Figura III.3 - Iluminação do Satélite nas várias órbitas possíveis. À esquerda do plano AB o Satélite fica na sombra da Terra. A órbita que aparece como um círculo na figura não é uma órbita possível para a missão coleta de dados, mas pertence à família de órbitas que cruzam o eclíptico no eixo Terra-Sol que, do ponto de vista do Suprimento de Energia, são equivalentes.

bra mudar bastante: na única órbita ilustrada cujo plano não é nem coincidente nem perpendicular ao papel, se vê que o período de sombra (parte da órbita com traços no lugar de pontos) não é muito diferente do que seria com o plano da órbita perpendicular ao papel.

A conclusão é que a situação em que a "noite" tem duração máxima, ou seja perto de 35 minutos, pode durar vários dias, o que implica um número muito grande de órbitas (14.5 por dia, aproximadamente). O Gerador Solar deverá portanto ser dimensionado para poder recarregar *completamente* a bateria nessa pior situação.

### III.3 - O Gerador Solar

Segundo a característica mostrada na Figura III.2, as células solares devem ser montadas em série e em paralelo, formando módulos. O número de células que se deve colocar em série depende da voltagem desejada e o número de células em paralelo depende da corrente total necessária (ou equivalentemente, a potência necessária).

A área a ser recoberta de células é composta de oito retângulos de 383 por 700 mm (as paredes laterais do satélite) e um octógono inscrito num círculo de 1 metro de diâmetro (o painel antigeocêntrico). O diâmetro do octógono é determinado pelo espaço disponível na ogiva do foguete lançador. A altura do satélite é calculada para que a seção apresentada lateralmente ao Sol seja um pouco maior do que a seção octogonal: dessa maneira a energia fornecida pelo Gerador Solar fica aproximadamente constante em órbita. A Figura III.4 mostra a evolução da energia suprida pelo Gerador Solar na órbita mais desfavorável ou seja, fazendo referência à Figura III.3, na órbita cujo plano coincide com o eclíptico (Existe toda uma família de órbitas equivalentes, geradas por rotação do plano dessa órbita em torno do eixo Terra-Sol). As contribuições de energia dos painéis laterais e do painel octogonal são mostradas separadamente para ilustrar o funcionamento do Gerador Solar.

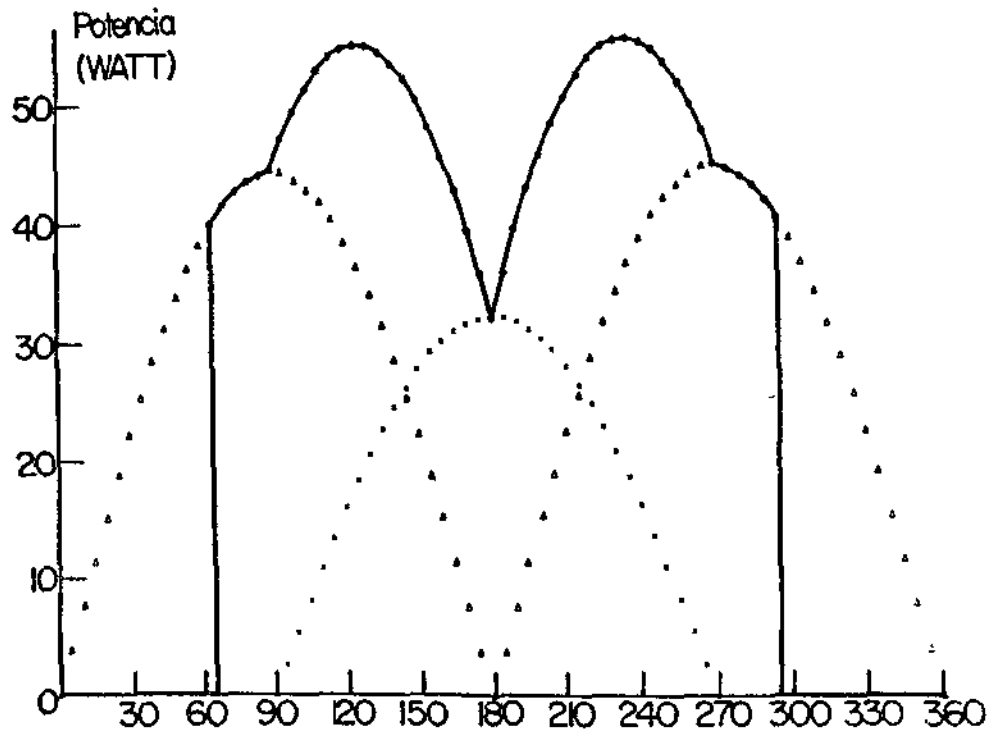


Figura III.4 - Evolução da energia suprida pelo Gerador Solar numa órbita em que os cruzamentos do eclíptico coincidem com o eixo Terra-Sol (caso dimensionante). A ordenada corresponde à posição do satélite na órbita, expressa em graus.

As considerações acima supõem que seja possível aproveitar sempre toda a seção de área que o satélite apresenta ao Sol. Para que isso seja verdade é necessário que para todas as configurações possíveis não exista módulo de células em série que seja iluminado de forma parcial. A corrente fornecida por uma célula, quando ela está iluminada, é no sentido inverso do diodo simples. É suficiente que uma só célula esteja na sombra para que todas as outras que estão em série sejam neutralizadas.

Os painéis laterais, sendo planos e de igual área, constituem blocos independentes que devem ser conectados em paralelo. Cada um deles terá iluminação total ou sombra total. Um painel é capaz de fornecer praticamente toda a voltagem nominal desde que seja iluminado mesmo com ângulo bem rasante: o efeito de uma maior intensidade de iluminação é apenas um aumento da corrente que o painel é capaz de fornecer. A Figura III.5 mostra uma possível distribuição e conexões correspondentes de células solares, todas de 2 por 4 cm. Esse tamanho é facilmente achado no mercado de células de qualificação espacial. Essas células apresentam alta eficiência e camada de proteção contra a radiação cósmica, causadora de degradação significativa no desempenho das células.

Para o painel antigeocêntrico octogonal a distribuição de células é mais complicada, como mostra a Figura III.6, sendo possível distribuir as células nessa área de maneira coerente com a distribuição já descrita para os painéis verticais, ou seja, em módulos completos de  $17 \times 4 = 68$  células em série. A conexão em paralelo dos dez setores é representada na Figura III.7. A Tabela III.1 mostra o cálculo das potências do Gerador Solar, resultantes das áreas de células solares que recobrem o painel antigeocêntrico e os painéis laterais do satélite.

Com o mastro de gradiente de gravidade apontando na direção antigeocêntrica, alguns dos painéis na chapa octogonal serão neutralizados pela sombra do mastro. Se o mastro for reto e de um diâmetro de aproximadamente três centímetros, um mínimo de dois e um máximo de quatro módulos poderão ser afetados pela sombra. Admitindo-se um comprimento de 10 m, isso significa, referindo-se à Figura III.4, que o

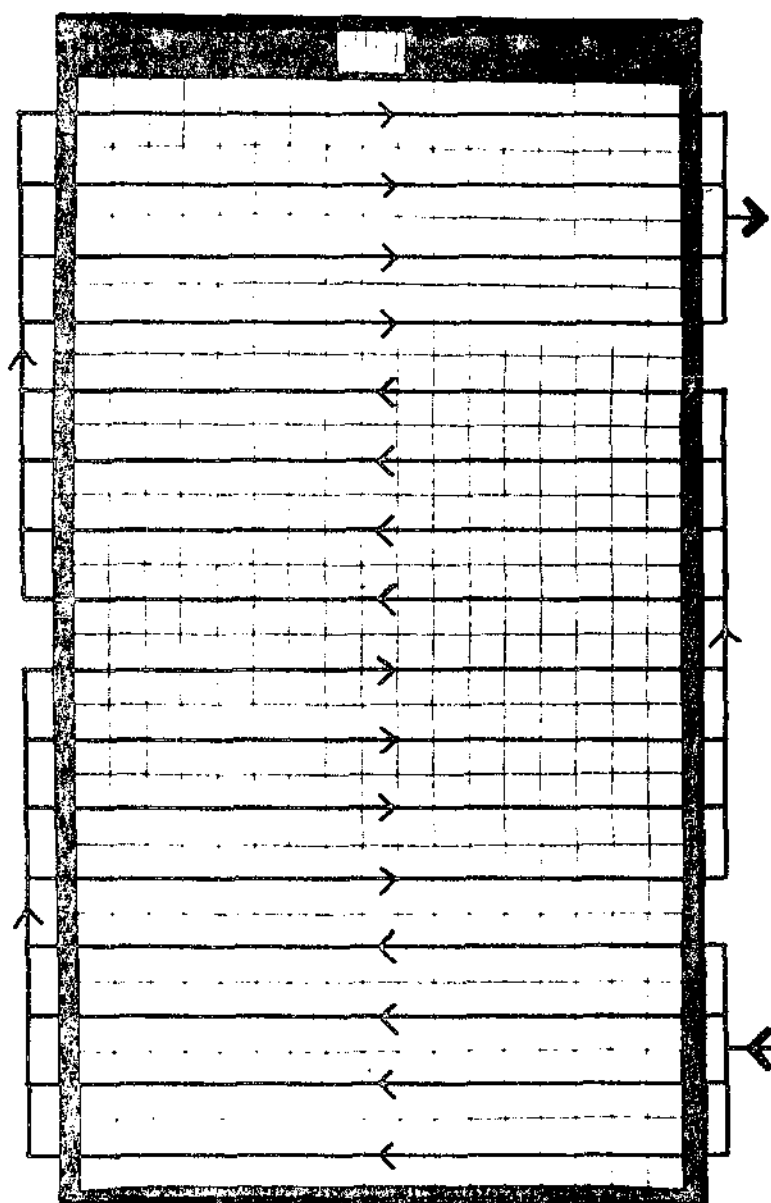


Figura III.5 - Distribuição possível de células de 2 x 4 cm nos painéis laterais.



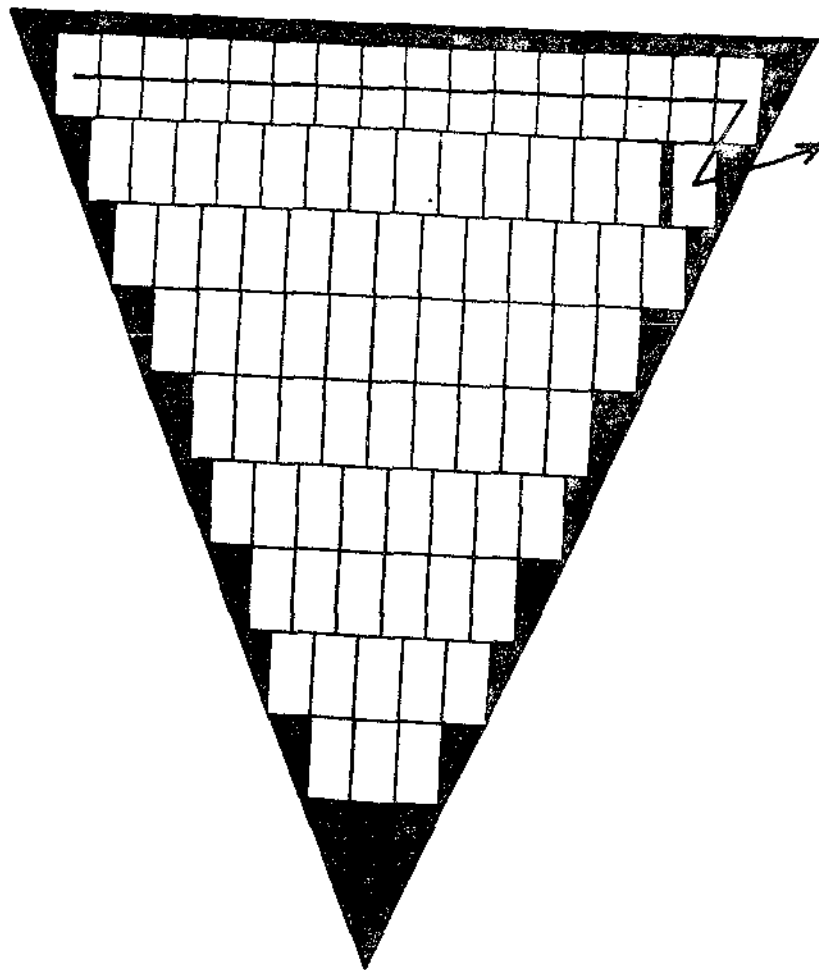


Figura III.6 - Distribuição possível de células solares de 2 x 4 cm no painel octogonal antigoecêntrico; cada setor seria idêntico, dando um total de dez cadeias de 68 células em série, duas na circunferência e oito no centro. No meio sobra uma área útil de 18 cm de diâmetro para o mastro e a massa do controle de atitude por gradiente de gravidade.

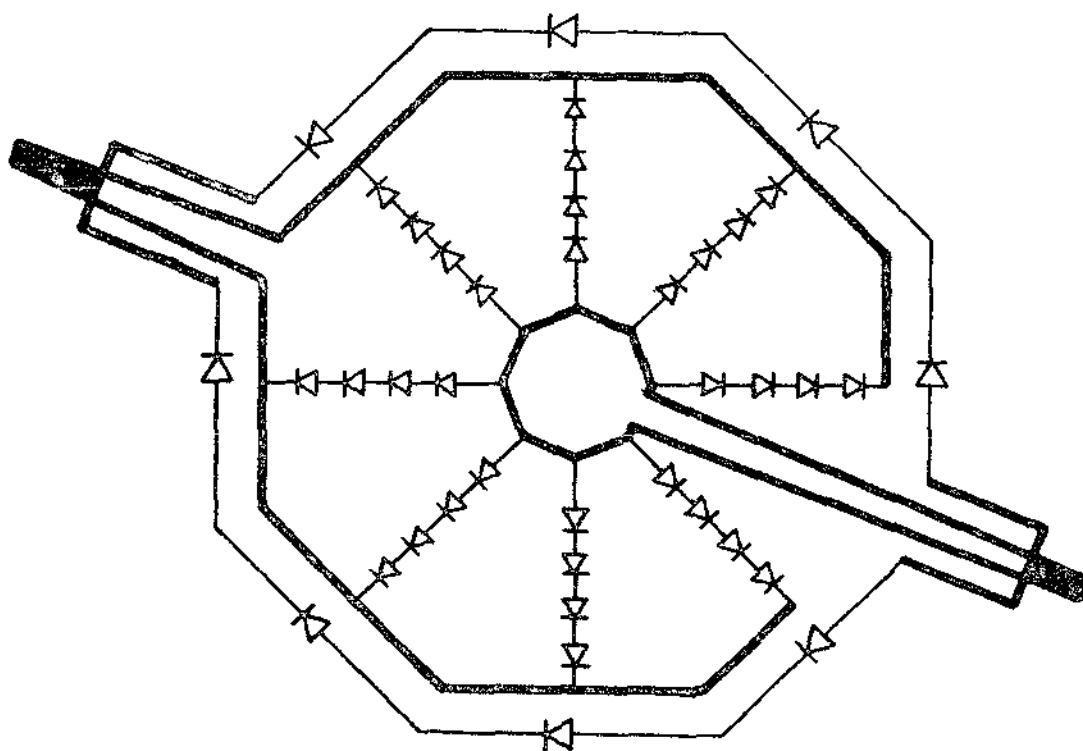


Figura III.7 - Conexão dos módulos geradores do painel antigeocêntrico.

TABELA III.1

CÁLCULO DE POTÊNCIAS NO GERADOR SOLAR

PARÂMETROS

- Área por célula:  $2 \text{ cm} \times 4 \text{ cm} = 8 \text{ cm}^2$
- Densidade de potência solar =  $0.14 \text{ watt/cm}^2$
- Rendimento por célula = 12%
- Rendimento do arranjo de células no painel = 60%
- Fator de degradação em 2 anos = 0.85

POTÊNCIA NO PAINEL ANTIGEOCÊNTRICO

- Área de células =  $68 \times 8 \times 10 \text{ módulos} = 5440 \text{ cm}^2$
- Potência no começo =  $5440 \times 0.14 \times 0.12 \times 0.60 = 54.8 \text{ watt}$
- Potência após 2 anos =  $54.8 \times 0.85 = 46.6 \text{ watt}$

POTÊNCIA NOS PAINÉIS LATERAIS

- Para um painel com 4 módulos de 68 células em série:
  - Área de células =  $68 \times 8 \times 4 \text{ módulos} = 2176 \text{ cm}^2$
  - Potência no começo =  $2176 \times 0.14 \times 0.12 \times 0.60 = 21.9 \text{ watt}$
  - Potência após 2 anos =  $21.9 \times 0.85 = 18.6 \text{ watt}$
  
- Potência disponível em órbita dos painéis laterais:
  - Máxima área aparente =  $2176 (1+2 \cos 45^\circ) = 5253 \text{ cm}^2$
  - Potência no começo =  $5253 \times 0.14 \times 0.12 \times 0.60 = 53.0 \text{ watt}$
  - Potência após 2 anos =  $53.0 \times 0.85 = 45.0 \text{ watt}$

tempo todo haverá sombra no painel antigeocêntrico, exceção feita de menos de  $6^\circ$  na órbita, centrados em  $180^\circ$ , quando o satélite se encontra na linha entre a Terra e o Sol. Durante essa fração de  $\frac{6}{360} = \frac{1}{60}$  da órbita (equivalente a um intervalo de tempo de 99 segundos), a sombra da massa pode também cair nos painéis da chapa antigeocêntrica, e a situação pode

piorar. Mas a perda em energia armazenada na bateria é pouca devido ao curto período em que essa situação se verifica. Cálculos efetuados para as noites mais longas do satélite, após dois anos de degradação das células e para uma perda média de 30% da potência disponível no painel antigeocêntrico, devido às sombras do mastro e da antena redundante, mostram que, mesmo nestas condições desvantajosas, o Gerador Solar é capaz de fornecer 45 watt de potência média durante 65 minutos (48,75 watt-hora).

### III.4 - A Bateria

Com o Gerador Solar definido na seção precedente, o estudo da Bateria segue uma linha lógica. O número de células em série é 68 e isso define a voltagem de funcionamento nominal como sendo de 21 v.

A bateria que mais se presta para a aplicação aqui considerada é a de tipo Níquel-Cádmio, que tolera um grande número de ciclos (da ordem de 10000 no caso de uma missão de dois anos), com profundidade de descarga por ciclo relativamente grande (até 20%), uma alta eficiência de recarregamento (inverso da razão entre energia suprida pelo Gerador Solar e energia devolvida pela bateria — da ordem de 0.75) e boa tolerância de supercarregamento.

As necessidades energéticas da missão são aproximadamente de 55 watt durante 15 minutos por órbita (eventualmente supridos inteiramente pela bateria quando o satélite está na sombra da Terra e sobrevoa o Brasil) e de 18 watt de potência permanente de vigília durante o resto da órbita (ver Figura I.7). Pode-se então estabelecer o gabarito de potência para o satélite, mostrado na Figura III.8, que ilustra o balanço energético no caso das órbitas dimensionantes, para as quais a razão tempo de sombra/tempo de iluminação é de 0.56.

Durante o dia, o Gerador Solar mantém os equipamentos em vigília (18 watt) e com os 27 watt (média) que sobram, recarrega a bateria durante 60 minutos (27 watt-horas disponíveis). A bateria então poderá fornecer 20.25 watt horas à noite (10.5 watt-horas são necessários

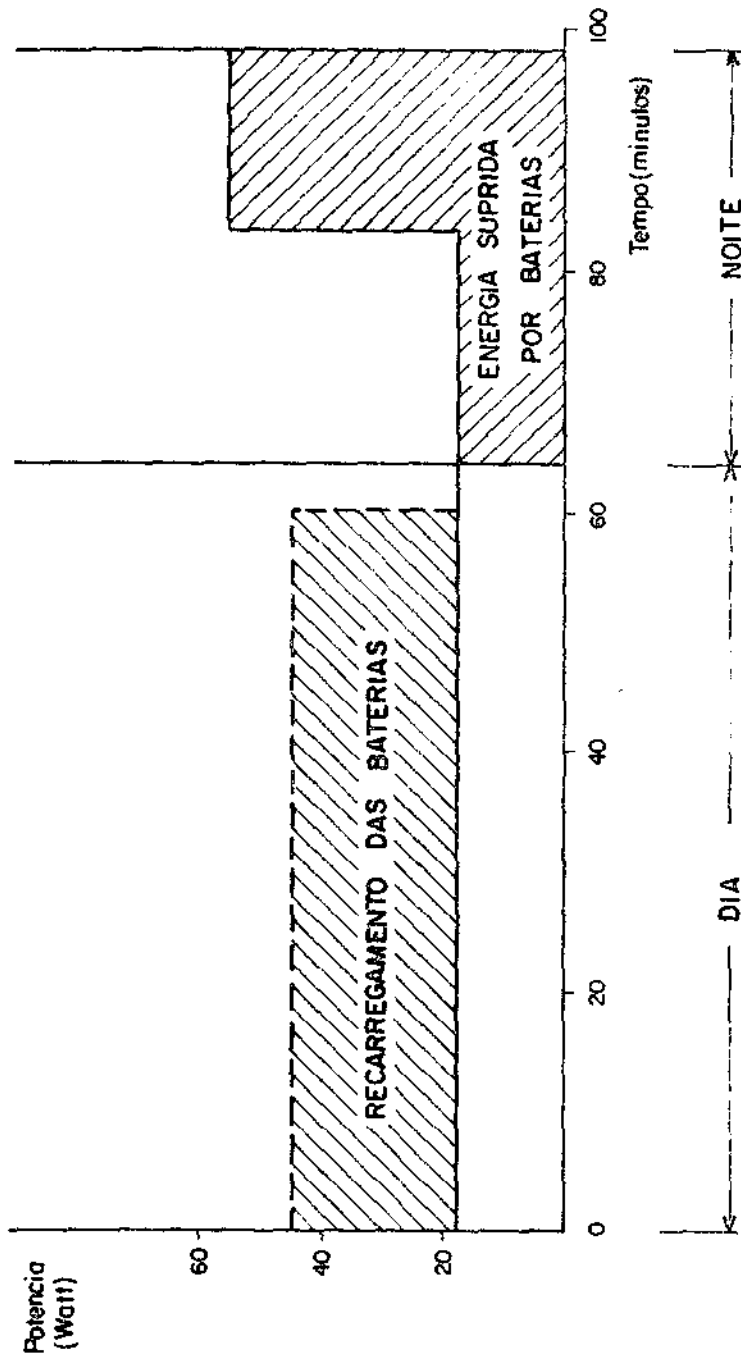


Figura III.8 - Gabarito de potência do Subsistema de Suprimento de Energia nas órbitas dimensionantes. Comparar com a Figura I.7 onde as necessidades dos vários equipamentos são listadas. A viabilidade da missão, no que tange ao suprimento de energia, é resumida nesta figura.

para manter os equipamentos em vigília quando não há operação noturna e 19.75 watt-hora para a energia total dos equipamentos quando, em adição, há operação de 15 minutos à noite sobre o Brasil). Conclui-se pois que a missão é viável, com uma margem de 5% após dois anos de utilização.

Para a bateria poder fornecer 20.25 watt-horas à noite, se descarregando de 20%, ela deveria ser capaz de armazenar uma energia de ~101 watt-horas. A 21 Volt isso implica uma capacidade de 4.81 Ampère-horas. Existem no mercado baterias de qualificação espacial de 4 e de 7 Ampère-horas. Claramente duas baterias de 4 Ampère-horas em paralelo são preferíveis à uma de 7 Ampère-hora, introduzindo uma certa redundância na fonte de energia secundária. As duas baterias, funcionando perfeitamente, sofrem uma profundidade de descarga de somente  $\frac{20 \cdot 25}{168} = 12\%$ . Se uma delas falhar, a outra continua assegurando o armazenamento da energia necessária à noite, mas provavelmente não duraria dois anos, sendo descarregada a 24% por ciclo dimensionante.

O regime de carga das baterias em paralelo seria abaixo de 0.65 Ampère em cada bateria (60 minutos para recarregar 20.25 watt-horas à 21 Volt). Isso representa menos de um sexto da capacidade da bateria e fica portanto bem abaixo dos limites tolerados.

É oportuno terminar essa seção lembrando que a temperatura de operação da bateria não pode subir acima de aproximadamente 30° C para se assegurar 10000 ciclos com uma profundidade de descarga de 20%. A bateria é uma parte densa do satélite (acima de 6 kg num volume de 2 litros e meio) com necessidades rígidas de controle de temperatura.

A Tabela III.2 resume as características principais do Gerador Solar e da Bateria.

### III.5 - Condicionamento de Potência

A Figura III.1 mostra no esquema do Subsistema de Suprimento de Energia a eletrônica de condicionamento da potência fornecida pelas duas fontes de energia.

TABELA III.2

CARACTERÍSTICAS DO GERADOR SOLAR E DA BATERIA

GERADOR SOLAR

- 8 painéis laterais, cada painel com 4 módulos de 68 células em série.  
Total de  $4 \times 68 \times 8 = 2176$  células.
- 1 painel antigeocêntrico com 10 módulos de 68 células em série.  
Total de  $10 \times 68 = 680$  células.
- Potência mínima fornecida após dois anos de operação:  
45 watt médio durante 65 minutos.

BATERIA

- Conjunto de duas baterias de Níquel-Cádmio que podem operar em paralelo ou isoladamente.
- Cada bateria composta de 14 elementos.
- Voltagem nominal 21 volts.
- Capacidade de cada bateria: 4 Ampère-hora.
- Profundidade de descarga (DOD)
  - baterias em paralelo 12%
  - somente uma bateria 24%
- Regime de carga: menor que 1/6 da Capacidade.
- Massa do Conjunto de 2 baterias: 7,5 kg.

O condicionamento interno da energia fornecida pelo Gerador Solar é controlado por um Regulador Shunt, um Conversor DC/DC e circuitos acessórios de proteção e monitoração. Os projetos desses circuitos são relativamente simples nas aplicações terrenas mas apresentarão um razoável grau de complexidade na aplicação espacial, devido à alta confiabilidade exigida para o Subsistema de Suprimento de Energia. Além de se partir de um projeto com filosofia "seguro-na-falha" (fail safe), os vários equipamentos serão redundantes.

O Regulador Shunt tem como função principal absorver a potência ociosa fornecida pelo Gerador Solar, principalmente durante os "dias" longos em órbita no começo da vida do satélite, quando a energia gerada excede bastante a energia requerida pelo satélite. Problemas térmicos associados deverão ser tratados.

As voltagens reguladas que serão fornecida aos diversos subsistemas do satélite pelo Conversor DC/DC serão especificadas ao longo da próxima fase de especificação detalhada dos equipamentos do satélite.



## CAPÍTULO IV

### CONTROLE DE ATITUDE

- C.C. Ghizoni
- C.O. Lino
- P. Donato A. Borges
- E. Ghizoni FQ.

## CAPÍTULO IV

### CONTROLE DE ATITUDE

#### IV.1 - INTRODUÇÃO

Sem uma orientação uniaxial em relação à Terra o satélite seria quase que completamente inútil no espaço, comprometendo a missão Coleta de Dados. Tendo em vista a Missão a ser realizada, o alinhamento de um eixo da espaçonave com a vertical local, faz-se necessário. Para o caso em questão, pode-se conseguir precisão de apontamento suficiente utilizando um sistema de estabilização totalmente passivo. Sistemas passivos de estabilização podem ser concebidos utilizando as propriedades dos campos magnéticos e gravitacionais, os efeitos da pressão de radiação, arrasto atmosférico, etc. A grande vantagem dos sistemas passivos é que eles podem funcionar por longo tempo sem consumir energia. A principal desvantagem é o nível diminuto dos torques de restituição, o que acarreta uma precisão de apontamento nunca melhor que alguns graus.

Para a altitude escolhida (~ 700 km) e levando-se em conta as restrições de apontamento das antenas, a opção da estabilização passiva, utilizando-se o conceito de gradiente de gravidade é sem dúvida a melhor. O princípio de funcionamento é o seguinte: a variação da aceleração da gravidade com a altitude permite que o centro de gravidade do satélite seja diferente do centro de massa, mediante o uso de um mastro longo com uma pequena massa na extremidade. Se o satélite se move numa órbita circular no campo central de forças, existem quatro posições de equilíbrio relativo, com o eixo maior do elipsóide de inércia coincidindo com o raio vetor terrestre.

Se a energia não é dissipada internamente, as amplitudes das pequenas oscilações do satélite ao redor do ponto de equilíbrio são constantes no decorrer do tempo. A precisão da estabilização em atitude é então determinada pelos valores iniciais dos ângulos axiais e das velocidades angulares do satélite. A introdução de forças dissipativas no sistema é portanto necessária para que as amplitudes das oscilações naturais, determinadas pelas condições iniciais, tendam para zero. Uma maneira eficaz e simples de dissipar energia é através de perdas por histerese em barras ferromagnéticas dispostas convenientemente dentro do satélite. O movimento relativo no campo geomagnético faz com que as componentes da indução terrestre sobre os eixos transversais do satélite variem oscilatoriamente. Em consequência, as barras absorverão energia através do fenômeno de histerese. O mesmo sistema de amortecimento deverá absorver a energia de rotação residual da fase de frenagem, após a separação do satélite do último estágio do foguete.

O estiramento do mastro de estabilização (feito por tele comando) só pode ser efetuado quando as velocidades de oscilação do satélite forem reduzidas suficientemente e quando o mesmo estiver na posição mais favorável, com as antenas apontadas corretamente e dentro de um cone de captura. Isso faz com que seja necessário a medida da atitude do satélite com boa precisão.

Nas seções que seguem os dimensionamentos dos vários subsistemas são apresentados. A filosofia de projeto utilizada foi a de provar a viabilidade de realização, ficando para uma fase posterior uma previsão detalhada do comportamento do sistema. Os projetos dos vários subsistemas foram feitos sempre para as piores condições.

#### IV.2 - ESPECIFICAÇÕES DO SISTEMA

As especificações para o controle de atitude são basicamente feitas de forma que a Missão Coleta de Dados seja viabilizada na maneira descrita no Anexo I e nos Capítulos VI e VII deste anexo. Existem, além disso, as restrições de peso, volume e potência especificadas no Capítulo I.

O sistema de controle de atitude deverá começar a atuar logo após o término da populsão do último estágio e existirá durante toda a vida útil da espaçonave.

#### Especificações:

- tempo máximo decorrido entre a injeção em órbita e o modo normal de operação: 10 dias;
- medida da atitude: melhor que  $\pm 1^{\circ}$ ;
- erro máximo de apontamento das antenas:  $\pm 7,5^{\circ}$ ;

#### IV.3 - SISTEMA DE FRENAGEM IO-IO

Como será visto na seção IV.6, o funcionamento do sistema de estabilização por gradiente de gravidade requer que a velocidade de rotação residual do satélite seja virtualmente nula. O fato de que o último estágio do foguete é estabilizado por rotação faz com que seja necessário um sistema de frenagem mais rápido e eficaz que o de amortecimento, o qual deve atuar no início da operação. Um dispositivo que remove rapidamente a energia de rotação de um satélite é o chamado Iôio, o qual consiste de dois pesos ligados a cabos que são enrolados ao redor do satélite. Quando as massas forem soltas, com uma velocidade inicial, os cabos desenrolam-se do corpo da espaçonave causando uma tensão nos mesmos, a qual resulta num torque que age sobre o corpo em rotação. Esse dispositivo foi empregado com sucesso em vários satélites de navegação e mesmo nos da série TIROS. Uma visão pictórica do sistema é mostrada na Figura IV.1.

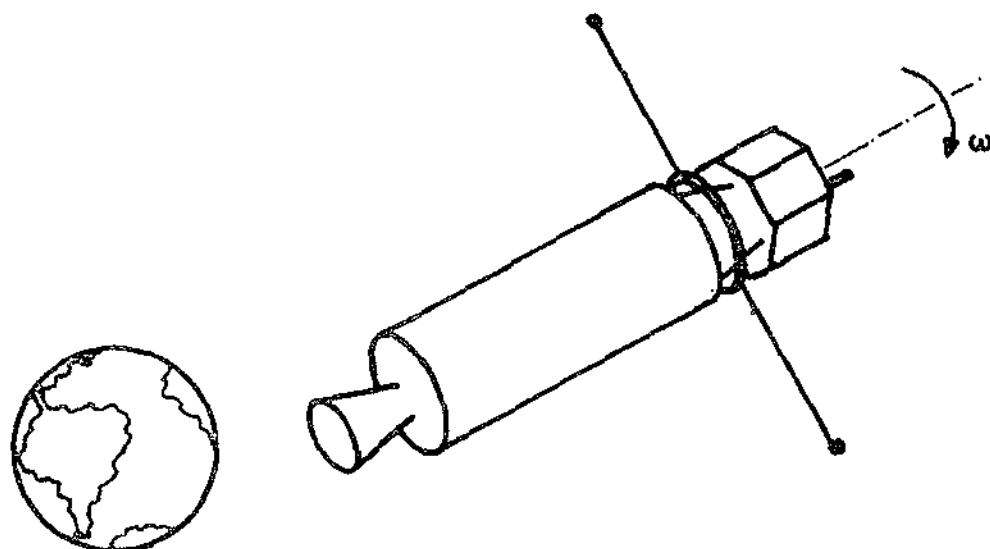


Fig. IV.1 - Ilustração da frenagem de rotação através do sistema io-io.

#### IV.3.1 - Análise do sistema Iô-io

A análise matemática do sistema é feita (Fedor, J.V., 1961) dividindo-se a abordagem em duas fases. Na primeira fase, com o cabo rígido ainda enrolado, a tração máxima é calculada, enquanto que na segunda fase a velocidade final de rotação é calculada.

- Fase 1: O cabo é tangente à superfície onde está enrolado, conforme Figura IV.2 a seguir, onde é representado apenas um dos dois cabos com massas  $m_1$  nas extremidades.

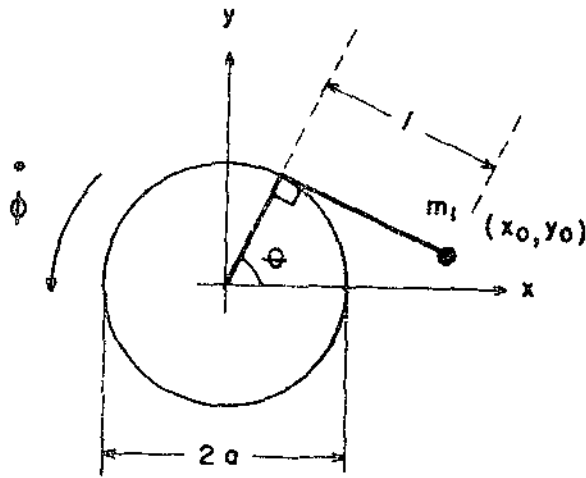


Fig. IV.2 - Cabo do io-io esticado, tangente à superfície.

Seja  $I$  o momento de inércia do conjunto último estágio mais satélite e  $m_1$  a massa presa na extremidade do cabo rígido de comprimento  $\ell$ . Referindo-se à Figura IV.2, as equações de conservação do momento angular e da energia são escritas como ( $m = 2m_1$ ):

$$m\ell^2 \dot{\theta} + (I + ma^2) \dot{\phi} = (I + ma^2) \dot{\phi}_0 \quad (IV.3.1)$$

$$(I + ma^2) \dot{\phi}^2 + m\ell^2 \dot{\theta}^2 = (I + ma^2) \dot{\phi}_0^2$$

onde  $\dot{\phi}_0$  é a velocidade inicial de rotação antes do cabo ser solto. As equações acima permitem que  $\dot{\phi}$  e  $\dot{\theta}$  sejam conhecidas e, portanto, a força de tração no cabo durante a Fase I pode ser calculada como

$$F = \frac{4m_1 \dot{\phi}^2 \ell (1 - a^2/\lambda^2)}{(1 + \ell^2/\lambda^2)^2} \quad (IV.3.2)$$

onde o parâmetro  $\lambda$  é definido por  $\lambda = \frac{I}{m} + a^2$ . A expressão derivada apresenta um máximo que é imediatamente calculado como:

$$F_{\max} = \frac{3}{4} \sqrt{3} m_1 \lambda \dot{\phi}_0^2 (1 - a^2/\lambda^2) \quad (\text{IV.3.3})$$

A expressão acima permite com que o material do cabo seja escolhido convenientemente.

- Fase 2: O cabo abandona a tangente à superfície de fixação e busca a direção radial.

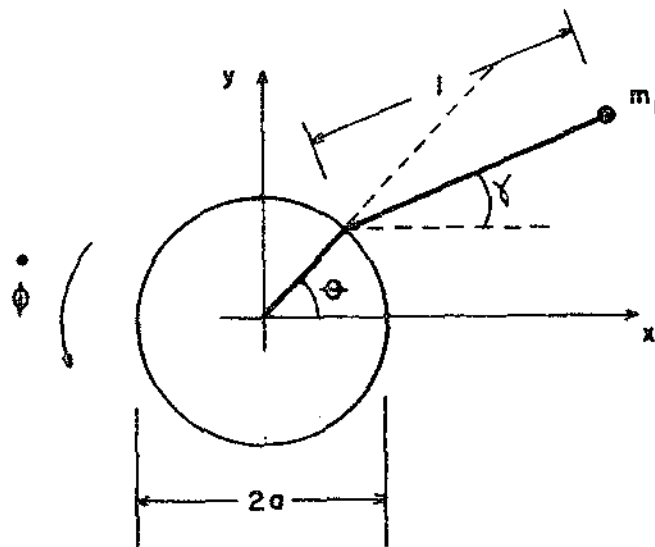


Fig. IV.3 - Movimento do io-io durante a fase 2.

Para o cálculo da velocidade final  $\dot{\phi}$  e da máxima tração no cabo, as equações de conservação de momento angular e energia são novamente escritas para a situação tal que  $\gamma = \theta$  (Vide Figura IV.3):

$$I \dot{\phi}_0 + m (\ell + a) (a \dot{\phi}_f + \ell \dot{\gamma}) = (I + ma^2) \dot{\phi}_0$$

$$I \dot{\phi}_f^2 + m (a \dot{\phi}_f + \ell \dot{\gamma})^2 = (I + ma^2) \dot{\phi}_0^2$$

com  $\dot{\phi}_f$  sendo a velocidade final de rotação na situação em que  $\gamma = \theta$ . As equações acima permitem obter o quociente  $r = \dot{\phi}_f / \dot{\phi}_0$  entre as velocidades final e inicial de rotação,

$$r = \frac{[(G+1) / (\ell/a + 1)]^2 - (G+1)}{G} \quad (\text{IV.3.4})$$

com  $G = (1 - r) I / ma^2$ .

A tração máxima no cabo ocorre justamente no instante em que  $\gamma = \theta$ , e vale:

$$F_{\max} = m_1 \dot{\phi}_0^2 \ell \left\{ \frac{ar^2}{\ell} + \left[ \frac{G+1-r(\ell/a+1)}{(\ell/a+1)\ell/a} \right]^2 \right\} \quad (\text{IV.3.5})$$

Equações IV.3.3, IV.3.4 e IV.3.5 são básicas para o projeto do sistema Iôio. Na maioria dos casos práticos, incluindo o presente,  $G \gg 1$  e  $\ell/a \gg 1$  e as expressões de projeto são portanto simplificadas para:

$$\frac{I}{m(a+\ell)^2} \cong \frac{1+r}{1-r} \quad (\text{Ver Figura IV.4})$$



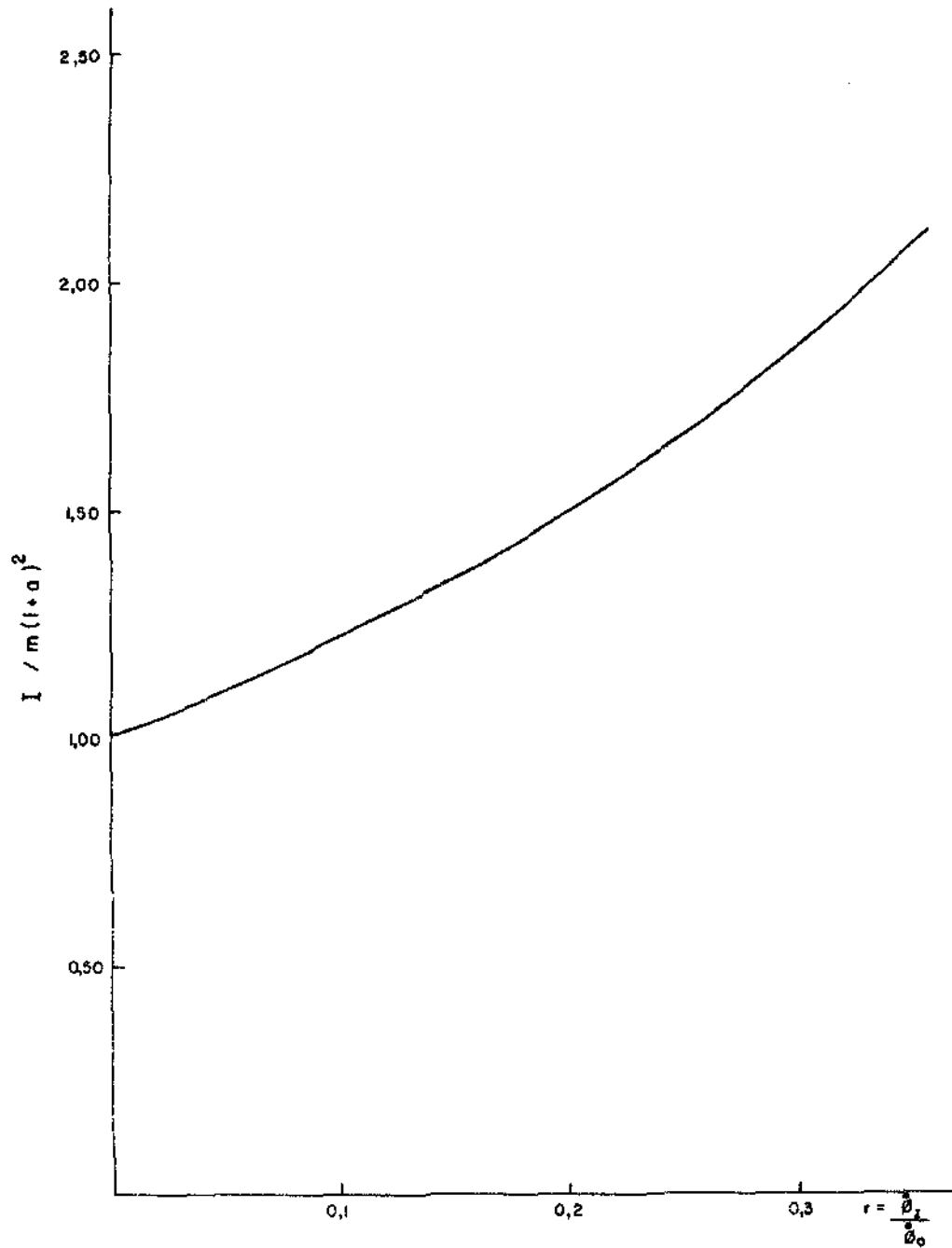


Fig. IV.4 - Dimensionamento do Ioio em função de  $r = \frac{\dot{\phi}_f}{\dot{\phi}_o}$ .

$F_{\max}$  é a maior entre

$$F_1 \cong 1,3 m_1 \dot{\phi}_0^2 \lambda, e$$

$$F_2 \cong m_1 \dot{\phi}_0^2 \ell \left[ \frac{ar^2}{\ell} + \left[ \frac{(r+1)(\ell/a+1) - r}{\ell/a} \right]^2 \right]$$

A massa do cabo é levada em consideração nas equações acima de forma aproximada, usando-se  $m + \rho \ell / 3$  em lugar de  $m$ , onde  $\rho$  é a densidade linear do material do cabo do Iôio.

#### IV.3.2 - Dimensionamento para o Satélite Brasileiro de CD.

O sistema de frenagem deverá reduzir a rotação do conjunto último estágio mais satélite a um valor limite de 10 rpm antes da separação do foguete.

Os dados relevantes do VLS (Veículo Lançador de Satélites) e do satélite são os seguintes:

- momento de inércia em rolamento no final da combustão do 4º estágio ... 36,6 kg x m<sup>2</sup>;
- rotação do 4º estágio ..... Min 3 rps  
Max 6 rps
- momento de inércia em rolamento do satélite ..... 9,5 kg.m<sup>2</sup>
- raio do suporte do Iôio ..... 35 cm.

Impondo-se a condição de que  $\phi_f = 10$  rpm para a pior situação na qual  $\dot{\phi}_0 = 360$  rpm, tem-se:

$$r = \frac{10}{360} = 0,0278, \text{ e das expressões derivadas na seção anterior (ou Figura IV.4)}$$

$$\frac{I}{m (\ell + a)^2} = 1,06, \text{ com } I = 36,6 + 9,5 = 46,1 \text{ kg.m}^2$$

o que implica em  $m (\ell + a)^2 = 43,77 \text{ kg} \times \text{m}^2$

O máximo esforço no cabo  $\bar{e}$ , no presente caso, dado por

$$F = 1,3 m_1 \dot{\phi}_0^2 \sqrt{I/m + a^2}, \text{ com } m_1 = \frac{m}{2}$$

A tração máxima suportada por cabos de aço comerciais  $\bar{e}$  cerca de 1300 Kgf. Admitindo-se um coeficiente de segurança de 2, a massa  $m_1$  em cada cabo  $\bar{e}$   $m_1 = 0,26 \text{ Kg}$ . O comprimento de cada cabo  $\bar{e}$  portanto,

$$\ell = 8,82 \text{ m}$$

o cabo utilizado, 6x7AF de 3/16" tem uma densidade de 0,078 kg/m e portanto a massa de cada cabo deve ser subtraída da massa total acima. Os valores finais obtidos estão resumidos abaixo:

Iôio:

- dois cabos de aço 6x7 AF (3/16") de comprimento: 8,82 m;
- massas presas nas extremidades dos cabos: 150 g cada uma;
- implantação: Esquematizada na Figura (IV.5).

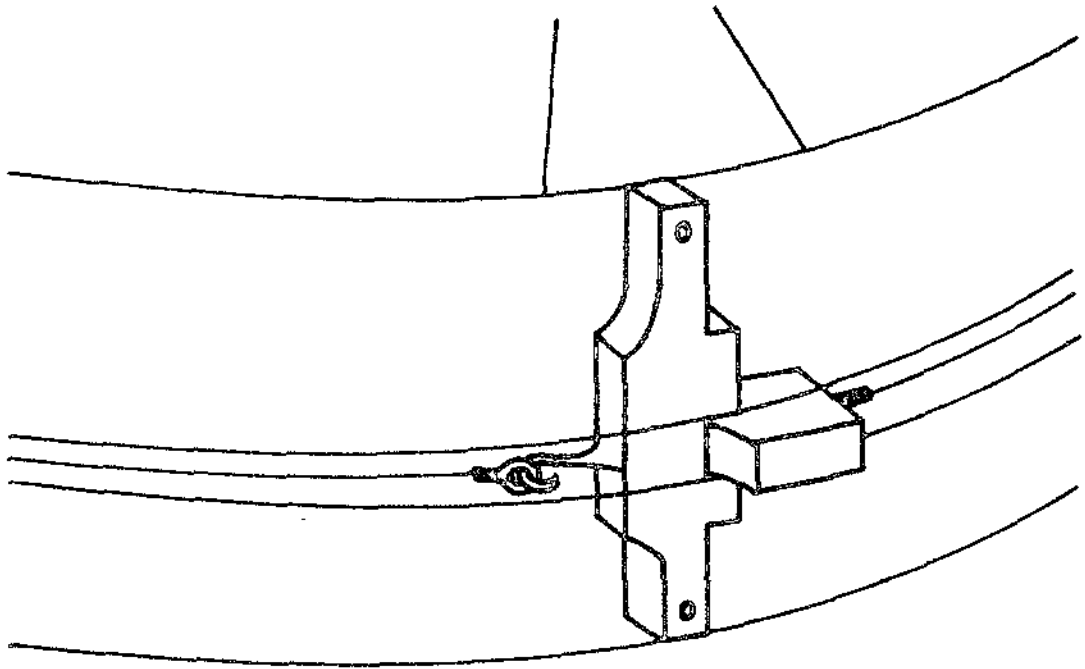


Fig. IV.5 - Detalhe de implantação do Iôio ao corpo do 4º estágio.

#### IV.4 - SISTEMA DE AMORTECIMENTO

Como foi mencionado na Introdução, o sistema de amortecimento é essencial para o bom desempenho do sistema de estabilização totalmente passivo. A rotação residual, após a frenagem pelo Iôio, deverá ser reduzida a valores extremamente baixos num tempo não muito longo. Vários são os dispositivos utilizados para reduzir a rotação residual sendo baseados em um ou mais dos seguintes princípios: Histerese Magnética, Correntes de Foucault e Histerese Mecânica dos materiais. O uso de barras cilíndricas de material ferromagnético de alta permeabilidade para amortecer, através de perdas por histerese magnética, tanto as rotações em torno do eixo como as oscilações em torno do ponto de equilíbrio, apresenta a vantagem de não exigir partes mecânicas móveis além de sua simplicidade inerente. A opção escolhida é analisada a seguir, juntamente com o dimensionamento para o Satélite de Coleta de Dados.

#### IV.4.1 - Análise do Sistema

A indução magnética  $\vec{B}_i$  numa barra cilíndrica colocada em campo magnético  $\vec{H}$  é calculada por

$$\vec{B}_i = \mu_0 (\vec{H}_i + \vec{M})$$

onde  $\vec{M}$  é a magnetização e  $\vec{H}_i = \vec{H} - W \vec{M}$ , com  $W$  sendo o fator de demagnetização, determinado pela geometria do corpo magnetizado. Para uma barra cilíndrica longa, magnetizada paralelamente ao seu eixo (Bozorth et al).

$W \cong [4,02 \log m - 0,02] / 2m^2$ ; onde  $m = L/D$ ;  $L$  é o comprimento e  $D$  o diâmetro da barra.

Para uma barra longa ( $m \geq 10$ ) com volume  $V$  num campo externo, com indução  $\vec{B}$ , o torque a qual a barra fica sujeita é dado por

$$\vec{T} \cong (\vec{M} \times \vec{B}) V,$$

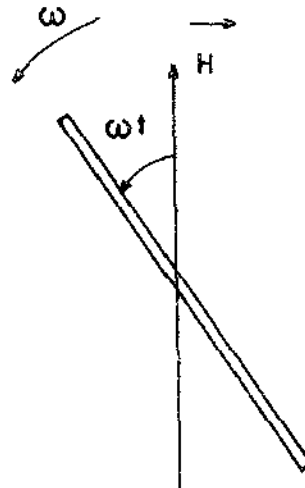
enquanto que a energia dissipada por unidade de volume e por ciclo é

$$\oint H_i \, dB_i = \text{área da curva de histerese}$$

Levando-se em conta a facilidade de implantação das barras no satélite, é altamente desejável ter-se uma alta relação  $L/D$ . Por outro lado, o torque e a energia dissipada são proporcionais ao volume da barra. A melhor maneira de aumentar o volume sem contudo alterar a relação  $L/D$  é aumentar o número de barras. Existe entretanto, um limite no número e na densidade de barras porque a presença de uma barra altera o campo magnético à sua volta. Tal efeito é levado em conta através de um coeficiente de separação ( $S_H$ ), o qual depende da distância e do ângulo entre as barras (Fischell, R.E, 1961); sendo igual a um para ângulo de  $90^\circ$ .

Para uma barra girando em um campo magnético constante, com frequência angular  $\omega$  (ver Figura abaixo), o torque agindo sobre ela devido a ação do campo magnético é dado por

$$T \cong V \sin \omega t (HB_i - H_i B \cos \omega t) \quad (\text{IV.4.1})$$



O torque médio num ciclo é calculado a partir da equação acima como

$$\langle T \rangle \cong \frac{NV S_h \langle \oint H dB_i \rangle}{2\pi} \quad (\text{IV.4.2})$$

onde  $S_h$  é o coeficiente de separação do conjunto.

Sendo  $I_z$  o momento de inércia do satélite em relação ao eixo de rotação, e  $\Delta\omega$  a variação da velocidade de rotação no tempo  $\Delta T$ , pode-se escrever que

$$\Delta t \cong \frac{I_z \cdot \Delta\omega}{\langle T \rangle} \quad (\text{IV.4.3})$$

A fórmula acima derivada permite dimensionar o sistema de amortecimento da rotação residual após a frenagem Iôio, em termos do tempo total de amortecimento desejado.

O cálculo do amortecimento das oscilações em torno do ponto de equilíbrio é feito a seguir.

Considere-se  $\theta_m$  a amplitude do movimento oscilatório de uma barra ferromagnética ao redor do ponto de equilíbrio colocada no campo magnético como indicado na Figura IV.6.

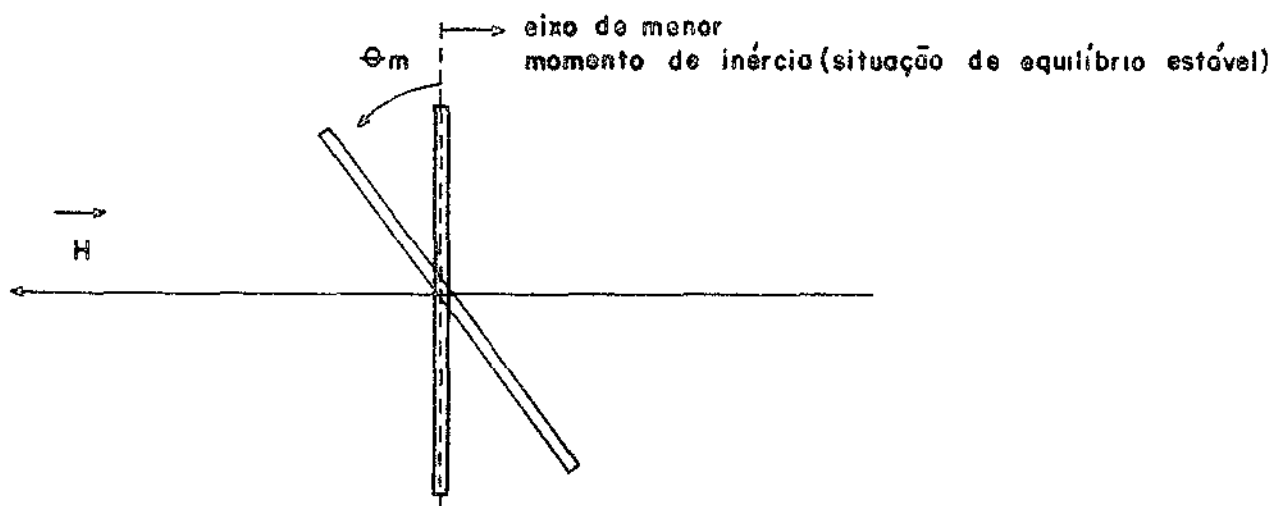


Fig. IV.6 - Movimento de barra ferromagnética em campo magnético.

O valor máximo do campo no interior da barra será

$H_i \cong H \sin \theta_m$ , enquanto que as oscilações do satélite no plano transversal são descritas por

$$\theta = \theta_m \sin \omega_c t \text{ onde}$$

$\omega_c = 2\omega_0 \sqrt{1 - I_L/I_T}$  com  $\omega_0$  sendo a velocidade angular orbital,  $I_L/I_T$  o quociente dos momentos de inércia longitudinal (segundo a vertical) e transversal. Para pequenas oscilações (atê  $20^\circ$ ) a energia do movimento é dada por  $\frac{1}{2} k \theta_m^2$ , onde  $k = 4 \omega_0^2 (I_T - I_L)$ . Usando a relação

$$\left( \frac{\Delta E}{\Delta t} \right)_{\text{num ciclo}} \cong \omega_c \langle T \rangle \text{ pode-se}$$

calcular o tempo necessário para reduzir a amplitude de oscilação de um valor  $\Delta\theta_m$ ,

$$\Delta t \cong \frac{2\omega_0 I_T \sqrt{1 - I_L/I_T}}{\langle T \rangle} \cdot \Delta\theta_m \quad (\text{IV.4.4})$$

As expressões (IV.4.3) e (IV.4.4) são as equações para o projeto do sistema de amortecimento magnético. Quanto maior o valor do torque médio  $\langle T \rangle$  dado em (IV.4.2) mais eficiente será o amortecimento.

#### IV.4.2 - Dimensionamento do Sistema de Amortecimento para o Satélite Brasileiro.

O sistema de amortecimento deverá reduzir a velocidade residual de rotação para valores aceitáveis (cerca de  $10^{-2}$  rpm) em um tempo não superior a dez dias. O mesmo sistema também proverá amortecimento efetivo às oscilações em torno do ponto de equilíbrio. O amortecimento, entretanto não poderá ser extremamente intenso pois antes da aqui



sição da posição de equilíbrio é necessário que o satélite não permaneça em repouso completo permitindo com que a situação mais favorável para o início da fase de aquisição seja alcançada.

O cálculo do torque médio  $\langle T \rangle$  dado em (IV.4.2) requer que o campo magnético terrestre seja conhecido. Utilizando-se a expressão

$$\vec{H} = - \nabla \left( \vec{M} \cdot \vec{r} / 4\pi r^3 \right) \quad \text{onde}$$

$\vec{M}$  é o momento do dipolo ( $|\vec{M}| \cong 8,1 \times 10^{22} \text{ A.m}^2$ ) e  $\vec{r}$  o raio vetor do dipolo ao ponto em questão, pode-se calcular o campo geomagnético na posição  $\vec{r}$  do satélite. Para uma órbita circular com altura de 700 km e inclinação de aproximadamente  $25^\circ$  as componentes do campo magnético foram então calculadas. Os valores médios obtidos, em todas as órbitas possíveis, foram:

$$\langle H_{\text{vertical}} \rangle \cong 5,0 \text{ A/m} \quad \text{e}$$

$$\langle H_{\text{horizontal}} \rangle \cong 18,0 \text{ A/m.}$$

Considere-se a utilização de uma liga de Fe - Ni como material de alta permeabilidade magnética, com as características magnéticas seguintes:

Permeabilidade: 7670

Máxima densidade de fluxo: 1250 Gauss

Força coercitiva: 0,074 Oersted

Remanência: 425 Gauss

Área do ciclo de histerese: 286 Gauss x oersted.

O comprimento e a disposição geométrica das barras são fixados pela geometria do satélite de modo a não causar desbalanceamento. A seguir, apresenta-se o projeto do número de barras para o amortecimento da rotação residual

• Amortecimento da rotação em torno do eixo de guinada

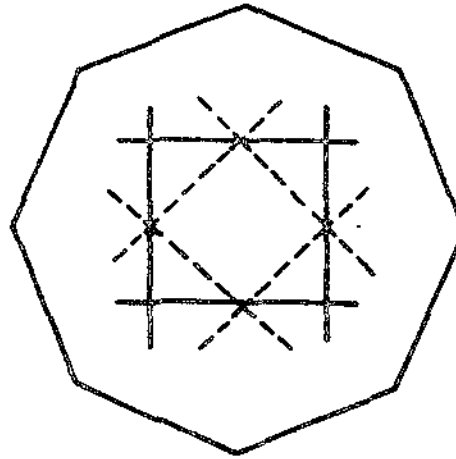
Fixando-se o comprimento das barras em  $L = 84$  cm de acordo com as dimensões do satélite, com  $D = 0,32$  cm, massa = 56 g e separação de 38 cm (Vide Figura IV.7), o número de barras  $N$  fica determinado através da equação (IV.4.3), impondo-se que a velocidade de rotação deverá ser reduzida de 10 rpm a praticamente 0 rpm num tempo menor que dez dias. Com um coeficiente de separação  $S_h = 0,85$  (Fischell, R.E., 1961), as características magnéticas do material utilizado e o campo geomagnético médio nas órbitas possíveis, calcula-se.

$$\langle T \rangle \cong 2,09 \times 10^{-6} \text{ N.m}$$

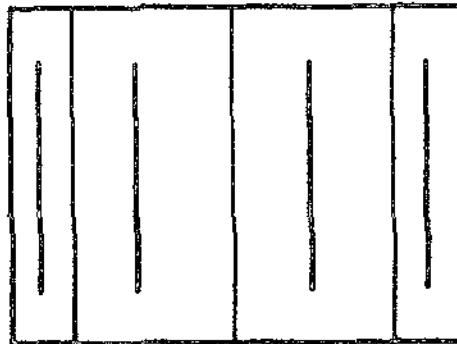
Agora, com  $I_z = 9,5 \text{ kg} \times \text{m}^2$ ;  $\Delta\omega = 10 \text{ rpm} = 1,05 \text{ rad/s}$  e  $\Delta t < 10 \text{ dias} = 8,64 \times 10^5$  segundos obtém-se  $N > 5$  barras. Para manter uma boa simetria optou-se por 8 barras dispostas como indicado na Figura IV.7. Com 8 barras, o tempo de amortecimento passa a ser  $\Delta t = 7,3$  dias. O conjunto das 4 barras na face inferior é deslocado de  $45^\circ$  em relação ao da face superior para que não haja deterioração do coeficiente de separação.

• Amortecimento dos movimentos oscilatórios (librações).

Para o amortecimento das librações do satélite, as barras são colocadas paralelamente ao eixo de guinada do mesmo. Elas possuem um comprimento de 70 cm (altura útil do satélite) e são idênticas às do caso anterior. O tempo de amortecimento, dado em (IV.4.4), para reduzir a amplitude de oscilação de  $\Delta\theta_m$  não deve ser muito pequeno sob o risco de dificultar a captura da posição correta (vide seção IV.6). Um dado conservador, baseado em outros satélites, é um amortecimento de  $10^\circ$  na amplitude de oscilação em aproximadamente dois períodos orbitais. Tais dados levam a  $N = 8$  barras, dispostas conforme indicado na Figura IV.7.



(a)



(b)

Fig. IV.7 - (a) Disposição das barras ferromagnéticas nas tampas (8)  
 $L = 84$  cm,  $m = 56$ g e separação  $d = 38$  cm.

(b) Nas faces laterais (8)  
 $L = 70$  cm,  $m = 48$  g.

Para 8 barras, a redução de  $10^0$  na amplitude de oscilação ocorrerá em um tempo  $\Delta t \cong 2,51$  horas.

No caso das librações planares do satélite, é somente a componente vertical do campo geomagnético que atua no amortecimento. Para a órbita do satélite C.D. o valor médio do campo vertical é de cerca de 5A/m e a área do ciclo de histerese fica bastante reduzida (13,3 Gauss x Oersted) tornando o sistema pouco eficaz no amortecimento de tais movimentos. Entretanto os movimentos não são totalmente independentes e o acoplamento entre eles melhora consideravelmente a situação. Um estudo detalhado deverá ser feito antes da opção final pelo sistema de amortecimento magnético.

#### IV.5 - MEDIDA DE ATITUDE DO SATÉLITE

Como será visto na seção seguinte, o conhecimento da posição relativa do satélite em função do tempo será essencial para a captura da posição de equilíbrio, quando então será estirado o mastro do sistema de gradiente de gravidade. Além do papel fundamental na fase de aquisição da posição de equilíbrio, o sistema de medida fornecerá a posição relativa do satélite durante toda a vida do mesmo, possibilitando portanto uma avaliação precisa do desempenho do sistema de controle de atitude. Tais conhecimentos permitirão avaliar a dinâmica do satélite, acumulando uma valiosa experiência para futuras missões. A posição relativa deverá ser conhecida mesmo durante a ausência do Sol, fazendo com que sejam necessários outros tipos de sensores além dos solares.

##### IV.5.1 - Concepção do Sistema Básico

Como a informação sobre o campo geomagnético é de interesse para futuras missões e dada a simplicidade de tal sistema, um sistema de aspecto magnético na forma de um conjunto de magnetômetros foi escolhido como a primeira parte do sistema de medida de atitude. O conhecimento das três componentes do campo geomagnético nas coordenadas do

corpo deixa ainda um ângulo indeterminado: O ângulo de rotação em torno do vetor campo magnético total.

Para conseguir este último dos três ângulos que definem a atitude da espaçonave, a medida independente de um outro vetor de referência é necessária. Para tal, foi escolhido o vetor satélite-sol. Um sistema de aspecto solar mede o azimute e a elevação do vetor solar, como indicada esquematicamente na Figura IV.8. Na parte iluminada da órbita, estes dois sistemas, o de aspectos magnético (SAM) e o de aspecto solar (SAS) permitem uma medida absoluta da atitude, isto é, a determinação dos três ângulos de Euler com respeito a um sistema inercial de referência. Na parte em eclipse uma quantidade deverá ser interpolada. As equações para os três ângulos de Euler podem ser resolvidas se três quantidades são conhecidas, sejam duas componentes do campo magnético mais ângulo solar ou uma componente do campo mais dois ângulos solares. Como o sistema pode, em princípio, fornecer todas as três componentes do campo magnético e dois ângulos solares, existem portanto duas quantidades redundantes. Esta redundância é usada para verificação das características do instrumento continuamente, aumentando a confiabilidade.

#### IV.5.2 - Sistema de Aspecto Magnético:

Na fase estabilizada da vida do satélite, o ângulo entre o eixo  $Z'$  (de guinada) e a vertical local é pequeno. Para órbitas com inclinação até  $30^\circ$ , no presente caso, o campo magnético vertical é muito pequeno permitindo portanto usar um sensor magnético com faixa dinâmica limitada no eixo Z, com melhor precisão em consequência.

O principal problema na instalação do SAM é o campo magnético local criado principalmente por:

- a) materiais magnéticos moles: Principalmente as barras de amortecimento, blindagens e partes em níquel dos vários circuitos eletrônicos;

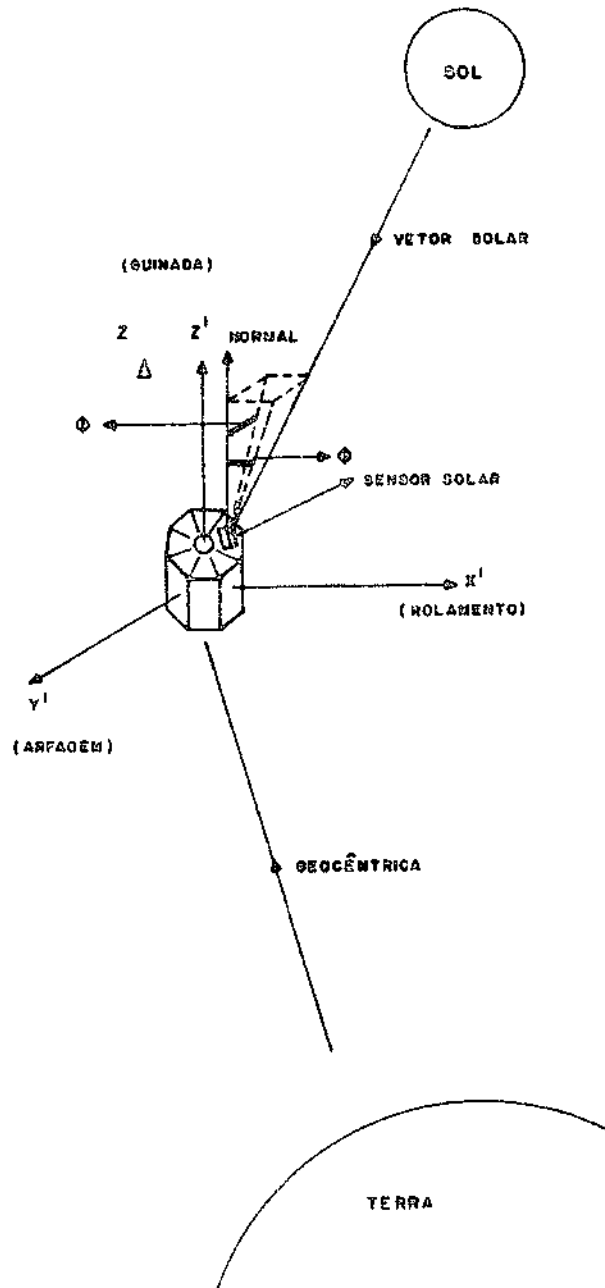


Fig. IV.8 - Ângulos Solares em relação ao corpo do Satélite.

b) dispositivos eletromecânicos: Motores, relês, etc.

Em adição a este problema, a calibração feita em Terra pode ser alterada pelos efeitos de lançamento como vibração, aceleração e exposição a campos magnéticos intensos. Tais efeitos devem ser investigados para que a calibração não seja invalidada.

O SAM utiliza três magnetômetros orientados, segundo os eixos X, Y e Z do satélite com MZ possuindo uma faixa dinâmica limitada. O princípio de operação de cada magnetômetro pode ser entendido pela Figura IV.9. O sinal de saída, um nível contínuo, é proporcional ao campo magnético DC total que atua na cabeça sensora.

O campo magnético vertical (direção z) varia entre - 10,0 a + 10,0 A/m em todas as órbitas, enquanto que o horizontal permanece constante com um valor de aproximadamente (18A/m). Impondo-se a condição de que a precisão na medida dos ângulos entre as componentes de campo seja de  $0,5^{\circ}$ , a precisão requerida na medida dos componentes de campo deverá ser de 0,16 A/m na componente vertical e de 0,56 A/m na componente horizontal. Uma codificação com 6 bits é portanto suficiente para ambos os casos.

#### IV.5.3 - Sistema de Aspecto Solar

O SAS compreende sete (7) sensores solares os quais são distribuídos sobre a superfície do satélite e provêm a cobertura total da esfera ao redor da espaçonave. A distribuição dos sensores na superfície do satélite é mostrada na Figura I.3. A necessidade de dois sensores na face superior é devida à sombra do mastro sobre um deles. A eletrônica do SAS seleciona o sensor que está recebendo a máxima radiação solar e suprime a informação dos outros 6 não selecionados. Os sensores solares funcionam num princípio digital, o qual é marcado por alta confiabilidade e uma completa ausência de deriva. A Figura IV.10 mostra um esboço esquemático da metade de um sensor solar. A luz incidente passa através de uma fenda de entrada e cai num retículo, o qual contém sete

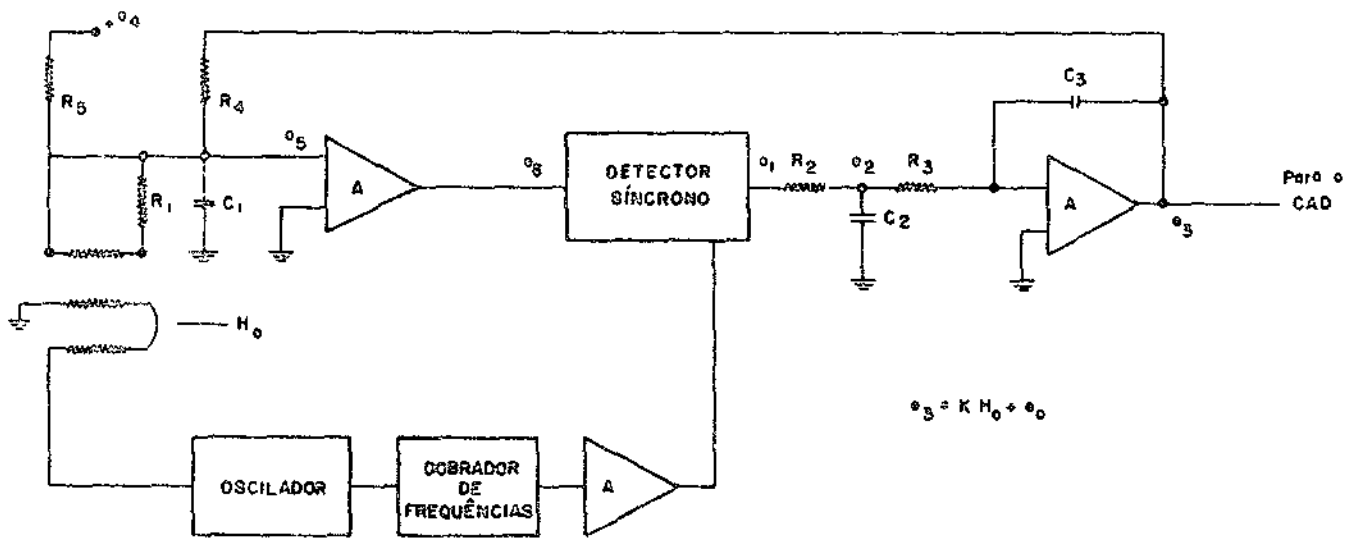


Fig.IV.9 - Esquema do magnetômetro tipo "flux-gate".



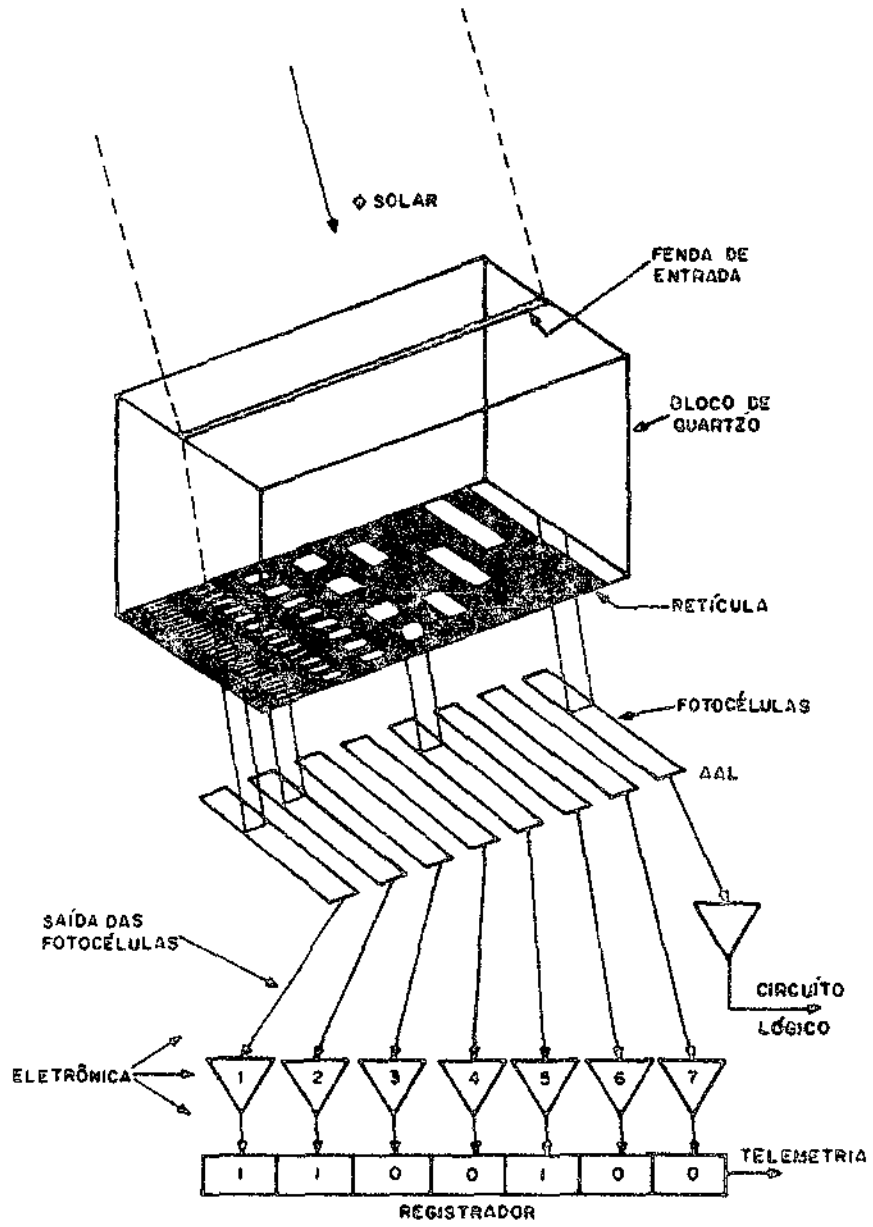


Fig. IV.10 - Sensor Solar.

tiras de áreas transparentes e opacas alternadas. Estas tiras formam um diagrama codificado, de Gray, com 7 bits, o qual fornece uma combinação única de luz e escuro para qualquer ângulo de entrada. A palavra codificada é transformada em sinais elétricos pelas sete fotocélulas sob o retículo. O sensor tem uma resolução de  $\pm 0,35$  graus.

Em adição às sete células de codificação, cada sensor contém uma célula para ajuste automático de limiar. Esta célula (AAL) mede a intensidade da luz incidente. Tal célula é utilizada, primeiramente, como um critério para selecionar um dos sete sensores e em segundo lugar um nível de referência com o qual as saídas das células de Bits são comparadas de maneira a determinar em qual nível o bit deve ser mudado de zero para um. Cada um dos sete sensores possui dois dos retículos mostrados na Figura IV.10, de tal modo que eles podem medir o aspecto solar em dois planos mutuamente perpendiculares.

A medida dos ângulos de aspecto solar é iniciada por um pulso de disparo que chega via telemetria. Primeiramente uma interrogação é feita para detectar qual dos sete sensores está recebendo o máximo de radiação solar (saída das células AAL), e então os registradores do sensor escolhido são lidos sequencialmente. Portanto, a medida de aspecto solar é apresentada em duas palavras (uma para cada ângulo) de 7 bits cada e uma palavra de 3 bits para a identificação do sensor.

O principal erro do SAS é devido à resolução limitada dos sensores ( $\pm 0,35^\circ$ ). Os erros de digitalização, de desalinhamento e dos pontos de transição sobre o retículo somam, na pior situação,  $0,5^\circ$ .

A reconstituição da atitude da espaçonave com respeito aos vetores solar e geomagnético é facilmente feita. A atitude da espaçonave com respeito a um sistema de referência inercial é obtida calculando-se a matriz de rotação A que transforma as coordenadas do corpo nas coordenadas inerciais. Seja o produto vetorial dos vetores solar e magnético, normalizados, dado por  $\vec{H}_C \times \vec{S}_C$  dado nas coordenadas do corpo.

Correspondentemente, o produto vetorial dos referidos vetores em coordenadas inerciais é  $\vec{H}_i \times \vec{S}_i$ . Uma matriz  $A_1$  que faz a rotação de  $\vec{H}_C \times \vec{S}_C$  em  $\vec{H}_i \times \vec{S}_i$  pode ser determinada,

$$\vec{H}_i \times \vec{S}_i = A_1 \cdot (\vec{H}_C \times \vec{S}_C)$$

Então, uma segunda matriz  $A_2$  é achada, a qual gira os vetores  $A_1 \cdot \vec{H}_C$  e  $A_1 \cdot \vec{S}_C$  ao redor do vetor  $\vec{H}_i \times \vec{S}_i$  de tal maneira a melhor ajustar os vetores do referencial inercial aos vetores medidos e transformados. O produto  $A_2 \cdot A_1 = A$  fornece a informação da atitude desejada, a qual pode ser expressa como três ângulos de Euler.

#### IV.6 - ESTABILIZAÇÃO POR GRADIENTE DE GRAVIDADE.

Estabilização de atitude através do gradiente de gravidade permite o alinhamento de um eixo do satélite ao longo da vertical local, de tal maneira que uma face particular do satélite permanece apontando na direção da Terra. A estabilização é totalmente passiva se tal orientação é conseguida sem o uso de elementos ativos de controle, tais como sistemas de servo, rodas de reação ou jatos de gás.

A grande vantagem de tal sistema é que antenas direcionais podem ser utilizadas e, como consequência, melhorar a transmissão de sinais de rádio para a Terra.

Como será visto na presente seção, o sistema escolhido para a estabilização fornece um apontamento com uma precisão de  $\pm 5^\circ$ , valor este que viabiliza totalmente a missão de Coleta de Dados. Existe entretanto um problema com a configuração escolhida, no que diz respeito à captura da posição de equilíbrio. Possíveis soluções são apresentadas e o problema deverá ser analisado profundamente na próxima fase de especificações do sistema.

##### IV.6.1 - Análise do Sistema a Gradiente de Gravidade.

Considere-se o satélite numa órbita com uma frequência angular  $\vec{\omega}_0$  e sejam  $X_1, X_2, X_3$  os eixos principais de inércia do satélite. (Vide Figura IV.12). Considere-se o satélite com os momentos principais de inércia iguais a  $I_1, I_2, e I_3$ . Referindo-se à Figura (IV.11), força que age num elemento de massa  $dm$  devido a ação do campo gravitacional é dada por

$$d\vec{F} = - \mu \frac{dm}{r^3} \vec{r}, \text{ com } \mu = GM = 3,97 \times 10^{25} \text{ km}^3/\text{seg}^2$$

e o torque com respeito ao centro de gravidade G,

$$d\vec{T} = - \vec{p} \times \frac{\mu dm}{r^3} \vec{r}, \text{ o qual, integrado sobre a superfície do satélite}$$

tem as seguintes componentes:

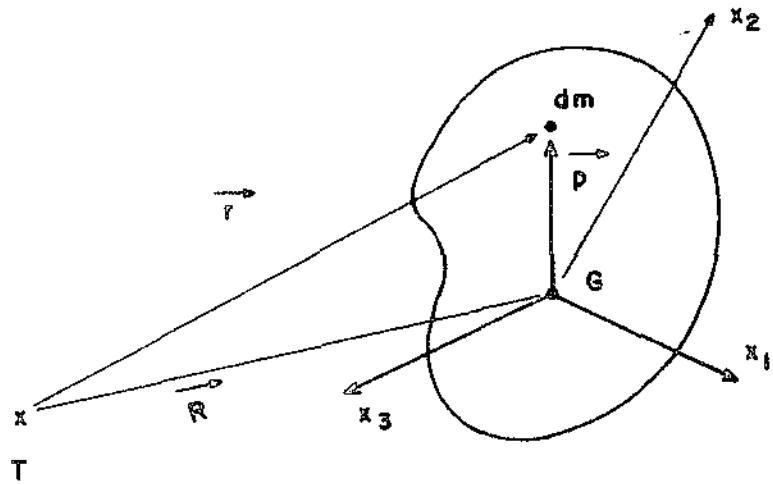


Fig. IV.11 - Ação do campo gravitacional sobre o satélite.

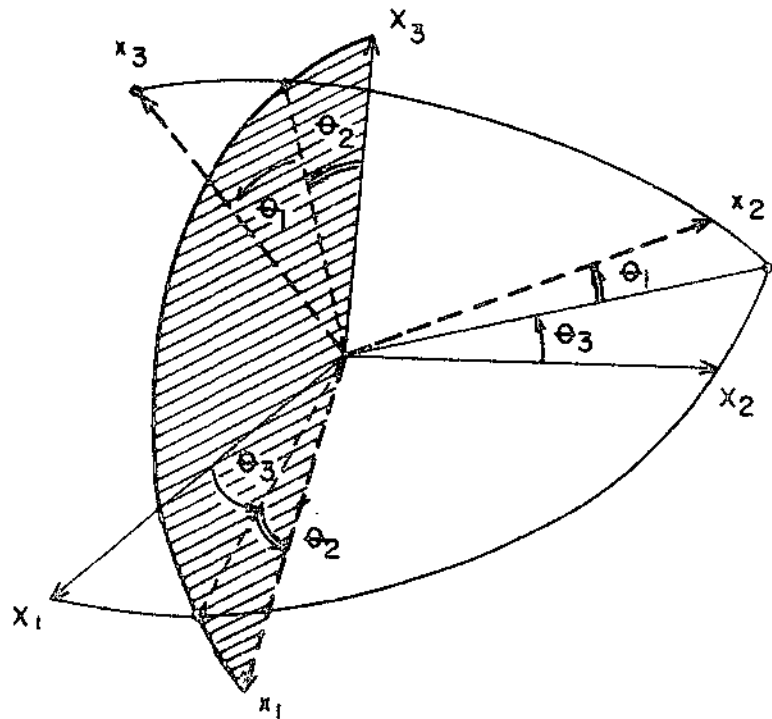
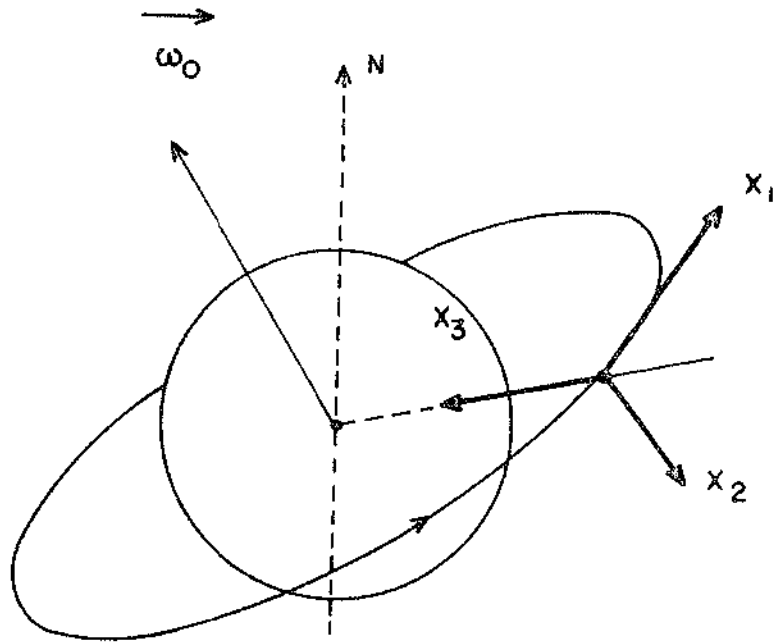


Fig. IV.12 - Eixos de referência utilizados.

$$\begin{aligned}T_1 &\cong \frac{3\mu}{2R^3} \sin 2\theta_1 \cos^2 \theta_2 (I_3 - I_2) \\T_2 &\cong \frac{3\mu}{2R^3} \cos \theta_1 \sin 2\theta_2 (I_3 - I_1) \\T_3 &\cong \frac{3\mu}{2R^3} \sin \theta_1 \sin 2\theta_2 (I_1 - I_2)\end{aligned}\tag{IV.6.1}$$

Onde  $I_1$ ,  $I_2$  e  $I_3$  são os momentos de inércia do satélite em relação aos seus eixos  $X_1$ ,  $X_2$  e  $X_3$  respectivamente.

Para uma órbita circular,  $\frac{\mu}{R^3} = \omega_0^2$  e, no caso em que  $\theta_1=0$  (considerando apenas um plano), resta

$$T_2 \cong \frac{3}{2} \omega_0^2 (I_3 - I_1) \sin 2\theta_2\tag{IV.6.2}$$

De acordo com as equações (IV.6.1) e (IV.6.2), existem torques numa espaçonave com momentos de inércia diferentes entre si, os quais tendem a orientar o eixo de guinada ( $x_3$ ) com a vertical local ( $x_3$ ). Os valores de tais torques dependem da diferença entre os momentos de inércia de uma maneira direta. O princípio da estabilização passiva por gradiente de gravidade baseia-se no fato de ser possível obter-se valores de  $I_1$  e  $I_2$  muito maiores que  $I_3$ , de modo que os torques obtidos  $T_1$  e  $T_2$  compensem todas as perturbações que agem sobre o satélite e assegurando uma orientação fixa com respeito à vertical local. Note-se que o ângulo de guinada  $\theta_3$  é completamente livre, não sendo afetado pelos momentos devidos ao campo gravitacional. As rotações do sistema ao redor do eixo de guinada ( $x_3$ ) são amortecidas pelo sistema de barras magnéticas descritas na seção IV.4.

A técnica de estabilização descrita, infelizmente apenas garante que em regime permanente um eixo é alinhado com a geocêntrica; ela não garante que o satélite está com a face correta (das antenas) voltada para a Terra. Esta não predictibilidade é o problema mais sério a ser resolvido e merece uma atenção toda especial. Um erro no dimensionamento do

mastro estabilizador fará com que haja uma degradação de apontamento, mas o menor erro na sequência de captura pode ser fatal para o sistema.

O satélite é injetado em órbita numa forma compactada e somente mais tarde sob condições favoráveis é que um mastro é estendido para aumentar os momentos de inércias transversais. A velocidade angular, após o estiramento, é consideravelmente menor que antes devido a conservação do momento angular. A severidade do problema de captura depende portanto do crescimento do momento de inércia durante a sequência de estiramento do mastro, assim como da taxa inicial (velocidade iniciais) e orientação do satélite em forma compacta.

É importante ser capaz de prever se existirá captura da posição de equilíbrio desejado pelo satélite, dados a atitude e a velocidade angular antes do estiramento do mastro. O critério utilizado é baseado em considerações sobre a energia do sistema.

A energia potencial do satélite no referencial inercial (Figura IV.12), devida aos torques de gravidade (IV.6.1) é dada por,

$$U_{gg} = 3\omega_0^2 (I_2 \sin^2 \theta_1 + I_2 \sin^2 \theta_2 \cos^2 \theta_1 + I_3 \cos^2 \theta_2 \cos^2 \theta_1) \quad (IV.6.3)$$

A expressão acima mostra que a energia potencial possui pontos extremantes, definindo posições de equilíbrio estável (mínimos) e instável (máximos).

O satélite possui certamente uma energia cinética, devido às rotações residuais, no momento de estiramento do mastro. Como o estiramento não se dá instantaneamente, a operação terminará com a espaçonave em outra posição relativa. Seja  $t_f$  o tempo para estender completamente o mastro e  $(\theta_1^f, \theta_2^f)$  a posição do satélite ao final do tempo  $t_f$ ; a energia potencial  $U_{gg}(\theta_1^f, \theta_2^f)$  é calculada nesta situação, utilizando-se a equação (IV.6.3). O fato de existirem movimentos rotacionais residuais faz com que o satélite possua uma energia cinética de rotação com respei



to ao sistema inercial. No final do tempo  $t_f$  suponha-se que a velocidade de rotação seja  $\omega_f$  ( $\omega_f = \frac{d}{dt} \theta_2^f$ ), e a energia cinética neste instante  $\epsilon_c(\omega_f)$ . A condição de captura é então expressa pela desigualdade a baixo

$$U_{gg}(\theta_1^f, \theta_2^f) + \epsilon_c(\omega_f) < U_{gg}^{Max} \quad (IV.6.4)$$

onde  $U_{gg}^{Max}$  é a energia potencial máxima.

A velocidade final  $\omega_f$  é determinada em cada eixo através da equação de conservação do momento angular, isto é

$$\omega_f = \frac{\omega_i I_i}{I_f}, \text{ onde } \omega_i \text{ é a velocidade de rotação inicial, antes do estiramento, } I_i \text{ o movimento de inércia inicial e } I_f \text{ aquele após o completo estiramento do mastro.}$$

O tempo  $t_f$  necessário para estender completamente o mastro de comprimento  $L$  depende da velocidade de estiramento  $\dot{L}$  e vale  $t_f = L/\dot{L}$ . A posição final pode então ser calculada da forma seguinte: A velocidade angular num instante  $t$  após o início da operação é

$$\frac{d\theta}{dt} = \omega_i \frac{I_i}{I(t)} \text{ com } I(t) = I_i + m L^2(t)$$

onde  $m$  é a massa concentrada na extremidade do mastro. Com  $L(t) = \dot{L} t$ , obtêm-se a equação para  $\theta$ ,  $\frac{d\theta}{dt} = \frac{\omega_i I_i}{I_i + m \dot{L}^2 t^2}$  cuja a solução é escrita

como,

$$\theta(t_f) = \frac{\omega_i t_f}{\sqrt{I_f/I_i - 1}} \tan^{-1}(\sqrt{I_f/I_i - 1}) \quad (IV.6.5)$$

Supondo-se que no início da operação o ângulo entre o eixo de guinada ( $x_3$ ) e a vertical seja  $\theta_0$ , o ângulo final  $\theta_f$  será dado

por  $\theta_f = \theta(t_f) + \theta_0$  com  $\theta(t_f)$  dado pela expressão (IV.6.5).

O critério para assegurar a captura é resumido a seguir: com a velocidade angular residual  $\omega_j$  e o tempo total de estiramento do mastro  $t_f$  calcula-se a posição final  $\theta_f = \theta_0 + \theta(t_f)$ , utilizando-se a equação (IV.6.5). As energias cinética e potencial nesta situação final são então calculadas e sua soma deve ser menor que a energia potencial máxima  $U_{gg}^{Max}$  da espaçonave. Os parâmetros ajustáveis para que (IV.6.4) seja garantida com folga são, evidentemente, o tempo de estiramento, a rotação residual  $\omega_j$  (a qual depende do sistema de amortecimento) e a relação  $I_f/I_i$  da configuração final.

Os conceitos apresentados são aplicados no dimensionamento do satélite brasileiro na próxima seção.

#### IV.6.2 - Dimensionamento do Sistema para o Satélite Brasileiro.

O dimensionamento envolve a distribuição de massa dentro do satélite, o cálculo dos momentos de inércia e o dimensionamento do mastro. A captura deve ser assegurada.

##### • Distribuição de Massas e Momentos de Inércia do Satélite

As massas de todos os subsistemas do satélite, mostradas na Figura I.6 do Capítulo I, devem ser distribuídas convenientemente de modo a assegurar a captura da posição de equilíbrio. Para tal é essencial que a energia potencial (IV.6.3) tenha um valor mínimo para  $\theta_1 = \theta_2 = 0^\circ$ . Isto é possível se  $I_3 < I_1$  e  $I_2$ . Para minimizar o efeito das perturbações aerodinâmica e solar é essencial que o centro de massa do sistema fique o mais próximo possível do centro geométrico do sistema. A distribuição dos equipamentos internamente não pode ser feita arbitrariamente, devendo-se levar em conta o controle térmico da espaçonave e a interferência eletromagnética.

Com as restrições em mente, as massas e volumes dos diversos subsistemas do satélite e com as dimensões da estrutura descrita no

Capítulo II, a distribuição de massas e os momentos de inércia são calculados e apresentados na Tabela IV.1. Os eixos X, Y, Z da Tabela coincidem com os eixos principais de inércia  $x_1$ ,  $x_2$  e  $x_3$  do satélite.

Como pode-se ver pelas coordenadas do centro de massa, o sistema está muito bem balanceado, mas a diferença entre os momentos de inércia é muito pequena, podendo acarretar sérios problemas para a captura da posição de equilíbrio.

#### • Captura da Posição de Equilíbrio

Com os momentos de inércia  $I_1 = 10,5 \text{ kg} \times \text{m}^2$ ,  $I_2 = 10,4 \text{ kg} \times \text{m}^2$  e  $I_3 = 9,6 \text{ kg} \times \text{m}^2$ , a energia potencial máxima (IV.6.3) assume o valor de  $U_{gg}^{\text{Max}} = 3I_1 \omega_0^2$ . A energia potencial mínima, a qual ocorre para  $\theta_1 = \theta_2 = 0^\circ$  é  $U_{gg}(0,0) = 2,7 I_1 \omega_0^2$ . Referindo-se à desigualdade (IV.6.4), a energia cinética deveria ser  $\epsilon_c(\omega_f) < 0,3 I_1 \omega_0^2$ , (para uma órbita circular com  $h = 700 \text{ km}$ ,  $\epsilon_c(\omega_f) < 3,5 \times 10^{-6}$  joules) assegurando a viabilidade de captura.

Entretanto a posição ótima para o acionamento do mecanismo de estiramento do mastro é sem dúvida quando  $\theta_1 = \theta_2 \approx 0^\circ$ , pois esta posição é facilmente identificável pelo sistema de medida da atitude do satélite. O início da operação em outra posição seria muito complicado, colocando em jogo a garantia de captura. A energia cinética na posição final, após a extensão do mastro é  $\epsilon_c(\omega_f) = I_1 |\omega_f - \omega_0|^2$  com  $\omega_f = \frac{I_1}{I_f} \omega_i$ . O ângulo  $\theta_f$  depende por sua vez de  $\omega_i$ ,  $t_f$  e do quociente  $I_f/I_1$  de acordo com (IV.6.5). A energia potencial seria certamente maior que  $2,7 I_1 \omega_0^2$  na posição final, impondo portanto maiores restrições sobre o valor da energia cinética residual.

Utilizando-se as equações IV.6.3, IV.6.4 e IV.6.5 é possível encontrar-se restrições sobre os parâmetros  $t_f$ ,  $\omega_i$  e  $I_f/I_1$  para que a captura seja assegurada. Contudo, os mastros existentes no mercado

TABELA IV.1 - DISTRIBUIÇÃO DE MASSAS DO SATÉLITE

** PARALELEPIPEDOS **				** CILINDROS **			
NUMERO *	MASSA	COMPRIMENTO NA DIREÇÃO Z *	DIREÇÃO X	MASSA	COMPRIMENTO NA DIREÇÃO Z *	DIREÇÃO X	DIREÇÃO Y
1	1.07500	19.050	73.360	70.000	42.7	17.7	0.3
2	1.07500	32.760	14.650	70.000	17.7	43.7	0.3
3	1.07500	14.650	70.000	70.000	-17.7	17.7	0.3
4	1.07500	19.050	73.360	70.000	-42.7	-17.7	0.3
5	1.07500	32.760	14.650	70.000	17.7	-42.7	0.3
6	1.07500	14.650	70.000	70.000	-17.7	-42.7	0.3
7	1.07500	19.050	73.360	70.000	42.7	-17.7	0.3
8	1.07500	32.760	14.650	70.000	17.7	43.7	0.3
9	1.07500	14.650	70.000	70.000	-17.7	17.7	0.3
10	1.07500	19.050	73.360	70.000	-42.7	-17.7	0.3
11	1.07500	32.760	14.650	70.000	17.7	43.7	0.3
12	1.07500	14.650	70.000	70.000	-17.7	17.7	0.3
13	1.07500	19.050	73.360	70.000	42.7	-17.7	0.3
14	1.07500	32.760	14.650	70.000	17.7	43.7	0.3
15	1.07500	14.650	70.000	70.000	-17.7	17.7	0.3
16	1.07500	19.050	73.360	70.000	-42.7	-17.7	0.3
17	1.07500	32.760	14.650	70.000	17.7	43.7	0.3
18	1.07500	14.650	70.000	70.000	-17.7	17.7	0.3
19	1.07500	19.050	73.360	70.000	42.7	-17.7	0.3
20	1.07500	32.760	14.650	70.000	17.7	43.7	0.3
21	1.07500	14.650	70.000	70.000	-17.7	17.7	0.3
22	1.07500	19.050	73.360	70.000	-42.7	-17.7	0.3
23	1.07500	32.760	14.650	70.000	17.7	43.7	0.3
24	1.07500	14.650	70.000	70.000	-17.7	17.7	0.3
25	1.07500	19.050	73.360	70.000	42.7	-17.7	0.3
26	1.07500	32.760	14.650	70.000	17.7	43.7	0.3
27	1.07500	14.650	70.000	70.000	-17.7	17.7	0.3
28	1.07500	19.050	73.360	70.000	-42.7	-17.7	0.3
29	1.07500	32.760	14.650	70.000	17.7	43.7	0.3
30	1.07500	14.650	70.000	70.000	-17.7	17.7	0.3
31	1.07500	19.050	73.360	70.000	42.7	-17.7	0.3
32	1.07500	32.760	14.650	70.000	17.7	43.7	0.3
33	1.07500	14.650	70.000	70.000	-17.7	17.7	0.3
34	1.07500	19.050	73.360	70.000	-42.7	-17.7	0.3
35	7.15000	1.500	3.500	3.500	-16.2	6.7	37.6
36	0.15000	3.500	3.500	3.500	-1.0	45.0	-20.9
37	1.25000	6.000	6.000	70.000	34.5	0.0	0.3
38	1.25000	11.000	6.000	70.000	-34.5	0.0	0.3
39	1.25000	6.000	6.000	70.000	0.0	36.2	0.3
40	1.25000	11.000	6.000	70.000	0.0	-36.2	0.3
41	1.50000	10.000	10.000	15.000	0.0	0.0	23.8

NUMERO*	MASSA	DIREÇÃO Z	DIREÇÃO X	DIREÇÃO Y	P.CENTRO DE INERCIAS	COMPRIMENTO NA DIREÇÃO Z	DIREÇÃO X	DIREÇÃO Y	COMPRIMENTO NA DIREÇÃO Z	DIREÇÃO X	DIREÇÃO Y	COMPRIMENTO NA DIREÇÃO Z	DIREÇÃO X	DIREÇÃO Y	COMPRIMENTO NA DIREÇÃO Z	DIREÇÃO X	DIREÇÃO Y
1	3.0000	0.000	10.000	5.000	0.0	0.0	38.8	25.000	37.500	4518.307	4948.307	4300.05	1626.10	222.888	801.070	0.306	0.306
2	1.0000	0.000	10.000	10.000	0.0	0.0	58.7	306.250	12.500	3740.419	3740.419	1626.10	4300.05	222.888	964.295	0.306	0.306
3	0.2500	0.000	2.500	4.000	-1.1	-17.7	53.3	16.078	0.198	801.419	78.540	4300.05	1626.10	222.888	601.070	0.306	0.306
4	0.2500	0.000	2.500	24.000	1.1	40.0	-40.7	12.098	0.198	801.419	78.540	4300.05	1626.10	222.888	601.070	0.306	0.306
5	4.7100	36.000	36.000	75.000	0.0	0.0	3.8	3063.746	1703.523	3132.967	428.032	1626.10	4300.05	222.888	964.295	0.306	0.306

X\*\*\*\*\* SOLUCAO: NUNTERO DE INERCIAS DA ESTRUTURA COMPLETA \*\*\*\*\*  
 IX= 105116.3706 KG\*CM2 IX= 104265.2517 KG\*CM2 IX= 95566.3375 KG\*CM2

X\*\*\*\*\* CENTRO DE MASSA Y= -0.01 CM \*\*\*\*\*  
 X= -0.15 CM Y= -0.01 CM Z= -0.20 CM

X\*\*\*\*\* MASSA TOTAL = 97.65 KG \*\*\*\*\*

não oferecem uma gama muito grande de opções em termos de  $\dot{L}$ . Como será visto mais adiante, o mastro modelo 30 M-HL da Fairchild com  $L = 32,8$  pés e  $\dot{L} = 1,5$  polegadas/segundo é o mais indicado para o presente caso. Neste caso,  $t_f = 262,4$  segundos e  $I_f/I_i = 33,51$ . A condição de captura é resumida como,

$$(\sin^2 \theta_f + 0,91 \cos^2 \theta_f) + \frac{1}{3} \left( \frac{0,03 \omega_i}{\omega_o} - 1 \right)^2 < 1$$

com

$$\theta_f = \theta_o + 4 \frac{\omega_i}{\omega_o} \quad (\text{em graus})$$

o fato de que  $I_3/I_1 = 0,91$ , um valor muito alto, complica enormemente a captura da posição de equilíbrio. A captura será assegurada em uma condição muito especial na qual a velocidade angular inicial ao redor do eixo de arfagem (ou rolamento) por exemplo, deverá estar compreendida num intervalo,  $16 \omega_o < \omega_i < 51 \omega_o$ . O projeto é portanto marginal e outras formas de assegurar a captura deverão ser consideradas. A maneira mais fácil é tornar o quociente  $I_3/I_1$  mais baixo, acionando-se o sistema de estiramento do mastro por uns 40 segundos de modo a criar as condições favoráveis de captura.

• Perturbações que agem sobre o satélite

Após estendido o mastro e com o satélite em operação normal, existem torques perturbacionais que devem ser compensados pelo gradiente de gravidade. As perturbações principais são:

- (i) pressão aerodinâmica
- (ii) pressão de radiação solar
- (iii) momentos magnéticos residuais
- (iv) curvamento térmico do mastro
- (v) excentricidade da órbita

(i) Pressão aerodinâmica

O estudo é feito considerando-se a distribuição de massas apresentada e as dimensões do satélite. O mastro é o 30M-HL da Fairchild com  $L = 32,8$  pés e uma massa de aproximadamente 3 kg. Os torques são calculados dividindo-se o satélite em 15 partes e avaliando-se a pressão aerodinâmica em cada parte. O centro de pressão é então calculado, e a diferença entre os centros de pressão e de massa dá origem ao torque aerodinâmico.

Considerando uma das 15 partes representada como na Figura IV.13, a força devido ao arrasto que atua na área  $A$  é dada por

$$F_a = \frac{1}{2} \rho v_a^2 c_d A$$

onde  $\rho$  é a densidade atmosférica,  $v_a$  a velocidade relativa do satélite,  $A$  a área e  $C_d$  é o coeficiente de arrasto, o qual depende de uma série de fatores de acordo com a expressão abaixo,

$$C_d = \left[ (2 - \sigma') \ell_x \xi + \sigma (\ell_y \eta + \ell_z \zeta) \right] \cdot \left[ \xi (1 + \operatorname{erf} S\xi) + \frac{e^{-S^2\xi^2}}{S\sqrt{\pi}} \right] + \frac{(2 - \sigma') \ell_x (1 + \operatorname{erf} S\xi)}{2S^2} + \frac{\sigma' \ell_y}{2} \sqrt{\frac{T_\omega}{T_i}} \left\{ \frac{e^{-S^2\xi^2}}{S^2} + \frac{\sqrt{\pi} \xi (1 + \operatorname{erf} S\xi)}{S} \right\}$$

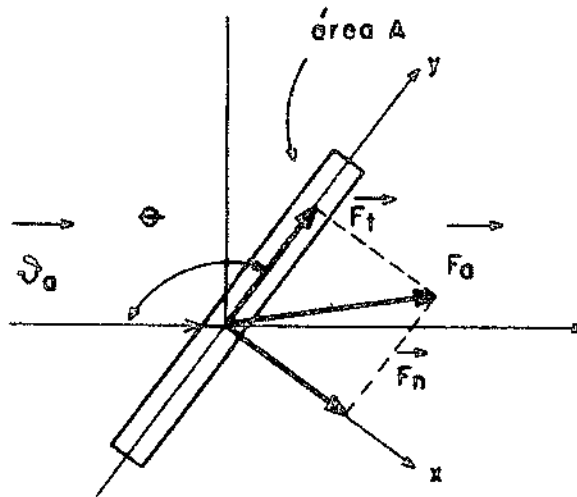


Fig. IV.13 - Força de arrasto devido à área  $A$ .

onde,

$(\ell_x \ell_y \ell_z)$  são os co-senos diretores da face plana

$(\xi \eta \zeta)$  os co-senos diretores do vetor  $\vec{F}_a$  (arrasto)

$\sigma'$ ,  $\sigma$  são os coeficientes de reflexão para as moléculas incidentes nas direções normais e tangenciais (transferência de momento)

$$S = V_{\text{satélite}} / V_{\text{têrmica}}$$

$T_w$  = temperatura das paredes em  $^{\circ}\text{K}$

$T_i$  = temperatura das moléculas incidentes

Os parâmetros  $S$ ,  $T_w$  e  $T_i$  são funções da altitude da órbita e toma-se seus valores médios ao longo da órbita. Para uma órbita de altura média igual a 700 km, tem-se

$$S \cong 5,68, \quad T_w \cong 323 \text{ }^{\circ}\text{K}, \quad T_i \cong 1000 \text{ }^{\circ}\text{K}, \quad \rho = 3,6 \times 10^{-14} \text{ kg/m}^3$$

Fazendo-se o cálculo para as 15 partes nas quais o satélite foi dividido encontra-se (após exaustivos cálculos)

$$F_a \cong 2,0 \times 10^{-6} \text{ N (total)}$$

aplicada no centro de pressão que fica a uma distância de 111,2 cm do centro de massa sobre o eixo de guinada do satélite ( $x_3$ ). O torque é portanto,

$$T_a = 2,23 \times 10^{-6} \text{ N x m (no pior caso)}$$



(ii) Pressão de radiação solar

A força devido à pressão de radiação, no pior caso possível, é dada por

$$F_r \cong p_r A [1 + \rho_e (1 - \rho_d/3)]$$

onde  $p_r = 4,73 \times 10^{-6}$  N/m<sup>2</sup>, a pressão de radiação solar a 700 km de altitude,

$\rho_e$  = coeficiente de reflexão especular e

$\rho_d$  = refletância difusa

Como o satélite é quase que totalmente recoberto por células solares, os valores

$\rho_e \cong 0,20$  e  $\rho_d \cong 0,10$  são utilizados.

A área aparente total é  $A = 1,085$  m<sup>2</sup> (incluindo mastro e massa). Nesta situação a força que atua no centro de pressão vale

$F_r \cong 6,06 \times 10^{-6}$  N, e o torque, devido à diferença de 1,112 m entre o centro de pressão e o de massa,

$$T_r = 6,73 \times 10^{-6} \text{ N} \times \text{m}^3 \text{ (pior caso)}$$

(iii) Momentos magnéticos residual

O torque devido a um momento magnético  $\vec{m}$  do satélite no campo geomagnético  $\vec{B}_t$  é dado por

$$\vec{T}_m = \vec{m} \times \vec{B}_t$$

O momento magnético do satélite é praticamente impossível de estimar a priori. O que é usualmente feito é medir-se no satélite completo. Se o valor for grande, tenta-se compensar usualmente com pequenos imãs permanentes, convenientemente distribuídos dentro do corpo do satélite. Para o presente caso no qual são empregados barras ferromagnéticas para o amortecimento por histerese, dificilmente o momento magnético residual poderá ser reduzido a valores desprezíveis. Baseados em resultados de outros satélites com peso similar, toma-se  $|m| \approx 1,50 \text{ A} \times \text{m}^2$ , o qual é um valor bastante elevado. Na altitude considerada  $B_t \approx 2 \times 10^{-5}$  Tesla e, portanto

$$T_m \approx 30 \times 10^{-6} \text{ N} \times \text{m}$$

(iv) Curvamente térmico do mastro

Na situação em que o vetor solar é normal ao mastro, apenas a parte voltada para o sol sofre aquecimento, estando a outra parte na sombra. Este gradiente térmico causa um curvamento do mastro caracterizado por uma flecha  $F$  mostrada na Figura IV.14, dada por

$$F = K L^\alpha, \text{ com } \alpha \approx 2$$

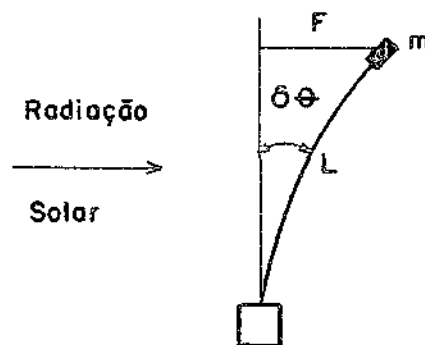


Fig.IV.14 - Curvamento térmico do mastro.

A constante K pode ser expressa como

$$K = \frac{\alpha_s J_s e d_m}{8 k t_m}$$

onde:

$J_s$  = constante solar (  $\approx 1 \text{ kw/m}^2$  )

$e$  = coeficiente de expansão térmica

$\alpha_s$  = absorptância

$k$  = condutividade térmica

$d_m$  = diâmetro nominal do mastro

$t_m$  = espessura da parede do mastro

Para o mastro 30 M - HL de Fairchild, feito de uma liga de cobre-berílio, a constante k vale,

$$k \approx 3,97 \times 10^{-3} \text{ m}^{-1}$$

Com os dados acima,  $\delta\theta$  é calculado

$$\delta\theta \approx KL$$

(v) Excentricidade da órbita

Um satélite orientado na direção da Terra numa órbita não circular tem uma velocidade angular nominal não-uniforme. Como resulta do um torque que varia no tempo é induzido sobre o satélite. Neste caso, o valor dos torques devido ao gradiente de gravidade é também afetado pelas variações de altitude. Entretanto, para órbitas não muito excentricas, o torque devido aos últimos efeitos é muito menos significativo que aqueles devido às variações na velocidade angular orbital.

Para órbitas com pequenas excentricidades, o torque instantâneo, na pior situação possível é dado por,

$$T_e(t) = 2 \varepsilon \omega_0^2 I_2 \sin(\omega_0 t - \lambda_p)$$

onde  $\varepsilon$  é a excentricidade da órbita,  $\omega_0$  a velocidade angular orbital,  $I_2$  o momento de inércia segundo o eixo de arfagem com o mastro esticado e  $\lambda_p$  o ângulo entre o nodo ascendente e o Perigeu. O valor máximo de tal torque é portanto,  $T_e = 2 \varepsilon \omega_0^2 I_2$ . Utilizando uma órbita com apogeu de 800 km e perigeu de 600 km, a excentricidade é igual a 1,41%. Com  $I_2 \cong 320,0 \text{ kg} \times \text{m}^2$ , tem-se

$$T_e \cong 10,10 \times 10^{-6} \text{ N} \times \text{m}$$

• Dimensionamento do mastro:

O torque total que age no satélite, na pior das situações é a soma de todas as perturbações calculadas acima,

$$T_t = T_a + T_r + T_m + T_e \cong 49,06 \times 10^{-6} \text{ N} \times \text{m}$$

Referindo-se à equação (IV.6.2) o torque de restituição é dado por

$$T_{gg} \cong 3\omega_0^2 (I_3 - I_1) \Delta\theta \quad \text{e, com}$$

$$I_3 - I_1 \cong m L^2, \text{ tem-se } T_{gg} \cong 3 m \omega_0^2 L^2 \Delta\theta.$$

$\Delta\theta$  é o desvio entre o eixo de guinada e a vertical local.

O torque perturbacional total  $\bar{T}_t$  é compensado por  $T_{gg}$  de modo que o ângulo  $\Delta\theta$  de equilíbrio é

$$\Delta\theta = \frac{T_t}{3 \omega_0^2 m L^2}$$

por sua vez o desvio devido ao curvamento térmico sendo dado por  $\delta\theta = K L$ , segue-se que o desvio total é

$$\theta_t = \frac{T_t}{3 \omega_0^2 m L^2} + K L \quad (\text{no pior caso})$$

a função  $\theta_t(L)$  é mínima para o valor de  $L = L_{\text{ótimo}}$  dado por

$$L_{\text{ótimo}} = \left\{ \frac{2 T_t}{3 \omega_0^2 K m} \right\}^{1/3}$$

Esta última expressão permite dimensionar o comprimento do mastro para um mínimo erro de apontamento. Com os valores calculados anteriormente e para uma massa de  $m = 3\text{kg}$

na extremidade do mastro,

$$L_{\text{ótimo}} \cong 14 \text{ metros}$$

com este comprimento o desvio máximo total é

$$\theta_t = 1,42^\circ + 3,19^\circ = 4,61^\circ$$

Entretanto não existem mastros comerciais com tal comprimento e optando-se pelo 30 M - HL da Fairchild com  $L \cong 10 \text{ m}$ , o erro de apontamento máximo da vertical será de

$$\theta_t \cong 2,78^\circ + 2,28^\circ \cong 5,1^\circ,$$

valor que é perfeitamente aceitável e está abaixo do máximo permitido de  $7,5^{\circ}$ . Resumindo:

Mastro 30 m - HL (Fairchild)

$$L = 10 \text{ m}$$

$$\dot{L} = 1,5 \text{ polegadas/seg}$$

Massa:  $m = 3\text{kg}$

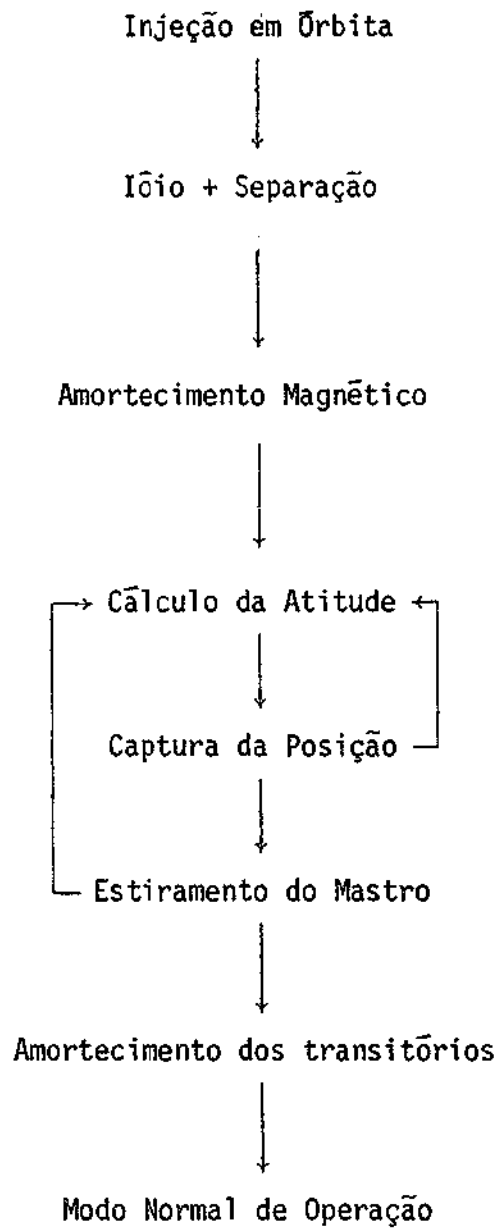
Erro de apontamento (na pior situação):

$$\theta_t \cong \pm 5,1^{\circ}$$

#### IV.6.3 - Desempenho e Discussão

Com a configuração escolhida para satélite, é possível assegurar um ótimo desempenho para o sistema de estabilização por gradiente de gravidade com erro de apontamento máximo igual a  $5,1^{\circ}$ . Nota-se que o cálculo do erro de apontamento foi feito para a pior situação possível e que é provável que o momento magnético residual final possa ser diminuído acarretando portanto num torque de perturbação total menor.

O único problema que existe com o sistema projetado é sobre a captura. Na situação atual a captura é apenas marginalmente assegurada e provavelmente o mastro deverá ser esticado e recolhido mais de uma vez até consegui-la definitivamente. Tal procedimento não é de todo errado e já foi utilizado em outros satélites. A sequência de operações é resumida a seguir.



Referências

As referências utilizadas foram as seguintes:

P.C. Wheeler et al.: "Evaluation of a semi-active gravity gradient System" - Vol. I and II. NASA CR-593, November 1966.

De Lamar M. Watson: "Energy Approach to Passive Gradient - Stabilized Satellite Capture Problem" - NASA SP-107,(1965)

Robert E. Fischell: "Passive Gravity - Gradient Stabilization for Earth Satellites" - NASA SP-107, (1965)

Kalweit, C.C. - "The ESRO I attitude measurement System" - IEEE Trans. in Aerospace and Electronic Systems, pp 132-141, January 1971.

J.V. Fedor: "Theory and Design Curves for a Yo-Yo de Spin Mechanism for Satellites". Goddard Space Flight Center - NASA TN D-708 (1961).

R.M. Bozorth and D.M. Chapin: "Demagnetizing factors of Rods" - J. Appl. Phys., vol. 13, May (1942).

Robert E. Fischell: "Magnetic Damping of the Angular Motions of Earth Satellites", ARS Journal, pp 1210-1217 Sept. 1961.



CAPÍTULO V

SUPERVISÃO DE BORDO

E. W. Bergamini

## CAPÍTULO V

### SUPERVISÃO DE BORDO

#### V.1 - Introdução

A Missão Espacial Completa Brasileira, possui, em sua fase atual, um objetivo bem específico. É natural que com o esforço que será dispendido em uma empresa de tal porte, os objetivos tecnológicos não se limitem às metas específicas, programadas para a Missão atual. Outras missões, mais ambiciosas e mais complexas deverão seguir a esta. Dentro deste espírito, é desejável que os seus subsistemas que possuam, desde já, funções consagradas para todas essas missões, sejam desenvolvidos, a partir da sua concepção, com características funcionais as mais duradouras possíveis. Embora este não seja um objetivo trivial de ser atingido, desde já ele conta com o avanço tecnológico atual que permite delinear soluções práticas de longo alcance, ainda que estas estejam sempre sujeitas a aperfeiçoamentos. Pelo que se pode prever no momento, os prováveis aperfeiçoamentos deverão ser mais da ordem material do que funcional. Portanto, o estado atual da arte indica que as características físicas dos componentes deverão sofrer evolução consideravelmente maior do que as suas características funcionais nos próximos anos.

É baseado exatamente nesta filosofia, procurando tirar o máximo proveito dos componentes atuais, dentro da realidade brasileira, que um padrão de supervisão-de-bordo deverá ser desenvolvido para realizar este subsistema do satélite.

O Padrão INPE de Supervisão de Bordo - PISB deverá ter características modulares de processamento, procurando atender a todas as funções normalmente desejadas ou esperadas em um computador de bordo. No entanto, o seu desempenho em termos de velocidade de processamento não deverá ser grande. Esta limitação se deve a três motivos principais válidos, em geral, desejados para o espectro de aplicações em vista:

1) baixo consumo de energia, 2) baixo volume e 3) baixo peso. Em termos de realidade brasileira atual e do repertório de componentes recomendados para este campo de aplicação, a família de componentes CMOS e, em certa escala, TTL, em grau baixo e médio de integração, deverão compor os elementos funcionais básicos do PISB. No entanto, para certos elementos funcionais, tais como memórias e os de conversão híbrida de sinais, não está descartada a necessidade de emprego de componentes com integração em alta escala.

Desde que os quesitos limitantes de peso e volume embarcados possam ser satisfeitos, o PISB prevê uma arquitetura de processamento expansível, modularmente. Este fator terá importância fundamental para dimensionar o poder de computação da supervisão de bordo, com certo grau de controle sobre a sua dissipação de energia, volume e peso e, provavelmente, sobre os custos.

## V.2 - Padrão INPE de Supervisão de Bordo - PISB

Tanto a NASA(EUA) como a ESA(Europa) já adotaram o sistema "On Board Data Handling - OBDH" para supervisão de bordo padronizada em espaçonaves. Em verdade, o sistema OBDH da ESA (Galbo,1978) foi inspirado nos padrões da NASA (Byers, 1978). Ambos os sistemas aplicam conceitos de processamento distribuído. Esta concepção de sistema é bem atual e permite que a supervisão de bordo possa ser organizada com módulos distribuídos pela espaçonave, embora sob o controle de uma unidade central. No entanto, a conexão entre estas unidades é feita apenas por um par de canais sequenciais de comunicação de dados, sendo um deles para interrogação, a partir da unidade central, e outro para resposta, das unidades distribuídas.

O PISB foi inspirado nos dois padrões OBDH, embora possuindo algumas particularidades básicas na concepção de sua arquitetura interna. Estas particularidades procuram facilitar a expansão do subsistema, modularizando os portes de entrada/saída - E/S de cada unidade básica de supervisão de bordo.

As unidades básicas que constituem o PISB são:

- UPC: Unidade de Processamento e Comunicação
- UPD: Unidade de Processamento Distribuído
- $M_m$  : Memória Principal
- BD : Barramento de Dados.

Em uma configuração típica de supervisão de bordo, a UPC tem uma função centralizadora para processamento e comunicação. Nestas condições, concebe-se que as UPD's estejam conectadas a UPC pelo BD. Quanto à unidade  $M_m$ , ela pode ser não só um recurso complementar à UPC, mas também à UPD, em sua versão programável. Porém, nada deverá impedir, em princípio, que mais de uma UPC possa compor a supervisão de bordo. Por exemplo, poder-se-ia conectar uma UPC como unidade subordinada à UPC central ou, mesmo, subordinada a uma UPD.

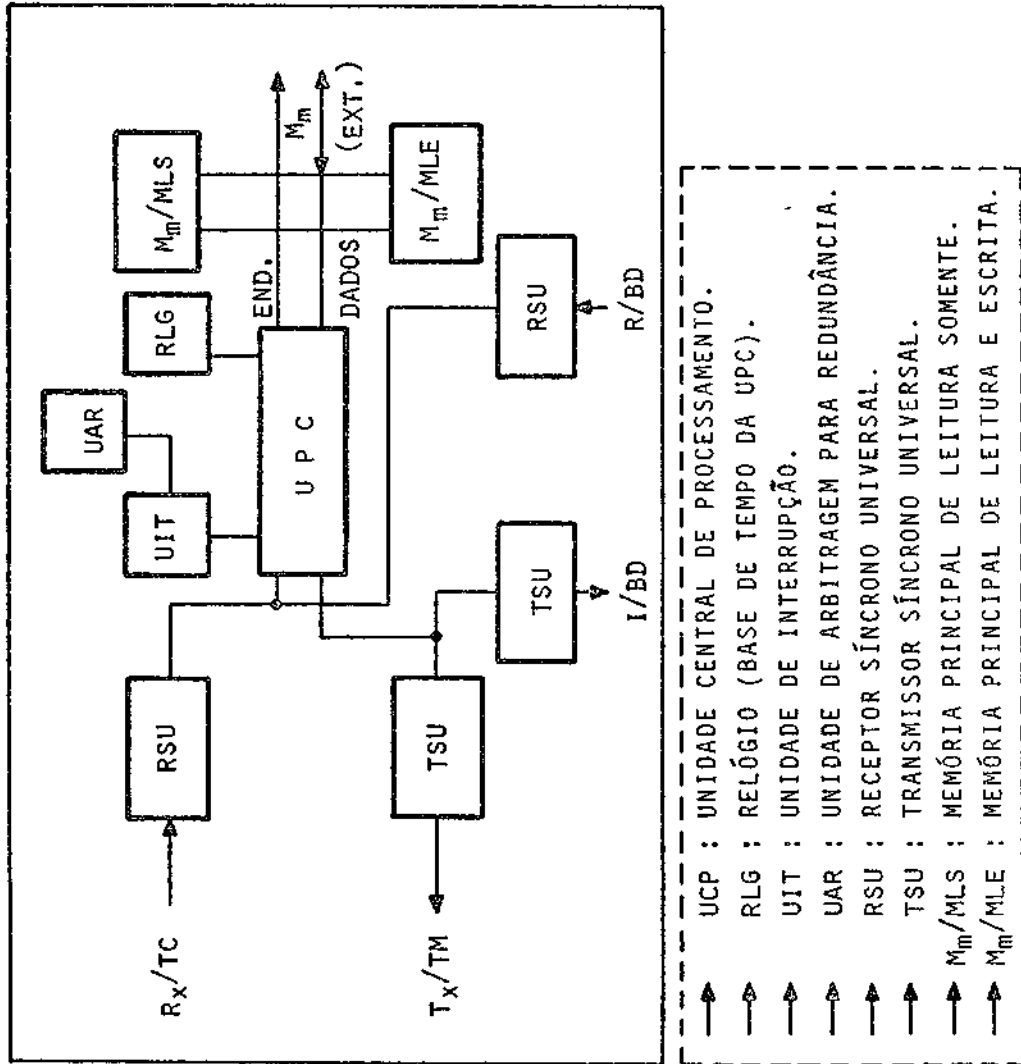
As unidades básicas deverão ser constituídas de circuitos com integração híbrida formados a partir de componentes integrados semicondutores.

### V.3 - Unidade de Processamento e Comunicação - UPC

A UPC é uma unidade que deve ser capaz de realizar processamento numérico e não-numérico, de fins gerais, além de ter a função básica de receber e transmitir mensagens através de seus portes sequenciais de comunicação de E/S de dados. Os principais elementos funcionais constituintes da UPC estão representados na Figura V.1.

As subunidades RSU/TSU são definidas como sendo módulos de recepção e transmissão síncrona de dados. Estas mensagens deverão ser compostas, no caso de recepção, ou compostas, no caso de transmissão, com programação específica da UCP. No entanto, a RSU e TSU devem possuir funções adicionais que aliviam e facilitam o processamento de mensagens pela UCP. A Figura V.1 representa a UPC implementada com quatro portes de

Fig. V.1 — UPC — UNIDADE DE PROCESSAMENTO E COMUNICAÇÃO



- ↑ U.P.C. : UNIDADE CENTRAL DE PROCESSAMENTO.
- ↑ RLG : RELÓGIO (BASE DE TEMPO DA UPC).
- ↑ UIT : UNIDADE DE INTERRUPTÃO.
- ↑ UAR : UNIDADE DE ARBITRAGEM PARA REDUNDÂNCIA.
- ↑ RSU : RECEPTOR SÍNCRONO UNIVERSAL.
- ↑ TSU : TRANSMISSOR SÍNCRONO UNIVERSAL.
- ↑ M<sub>m</sub>/MLS : MEMÓRIA PRINCIPAL DE LEITURA SOMENTE.
- ↑ M<sub>m</sub>/MLE : MEMÓRIA PRINCIPAL DE LEITURA E ESCRITA.

E/S, pois este é um caso típico de aplicação. Aqui, se faz necessário estabelecer comunicação de mensagens não só com as UPD's da supervisão de bordo, mas também com o subsistema de R/TM/TC da espaçonave. A modularidade das subunidades RSU/TSU deverá permitir a implementação de um número variável de portes de E/S, dependendo das conexões externas previstas para a UPC. Embora exista a necessidade básica de recepção e transmissão síncrona de mensagens pela RSU/TSU, é possível que o recurso de transmissão/recepção assíncrona venha a ser implementado. Portanto é possível que, internamente, entre as unidades UPC e UPD's a comunicação assíncrona de dados venha a ser um modo operacional alternativo. Outro aspecto que vale ser notado é o de que talvez venha a ser mais interessante a modularização da RSU/TSU em uma única subunidade.

A UCP deverá ser uma unidade com capacidade de processamento de palavras de 16 bits. Sua comunicação com os portes de E/S deverá ser, normalmente, sequencial. Por outro lado, sua comunicação com a memória ( $M_m$ ) deverá ser efetuada em modo paralelo. Seu repertório de instruções deverá ser típico de um microprocessador. O poder de processamento da UPC em tempo real deverá ser relativamente baixo, principalmente devido à tecnologia CMOS, que deverá compô-la, em grande parte.

Uma subunidade de interrupção - UIT - deverá compor a UPC, codificando prioridades para a UCP. O relógio RLG da UPC deverá fornecer a base de tempo para todas as outras subunidades da UPC.

A subunidade de arbitragem para redundância - UAR - deverá ser a mais independente possível da UPC, tendo a função de permitir a conexão paralela de mais de uma UPC, com o objetivo de aumentar a confiabilidade global desta unidade.

A memória principal  $M_m$  da UPC poderá ser classificada, quanto à natureza do acesso, em dois tipos. Uma, denominada por MLE, terá acesso aleatório, permitindo leitura e escrita de dados. O outro tipo deverá ser de leitura somente (MLS). Na MLS deverá estar residente pelo menos parte do programa operacional da supervisão de bordo. Graças a este

tipo de memória, mesmo que haja uma queda temporária na alimentação da UPC, deverá ser possível reiniciar a sua operação ("cold start") quando a alimentação for regularizada. Caso a UPC não comporte toda a memória exigida para a unidade, deverá ser possível extendê-la com uma unidade anexa, que poderá vir a ter características de acesso de uma memória de massa.

#### V.4 - Unidade de Processamento Distribuído - UPD

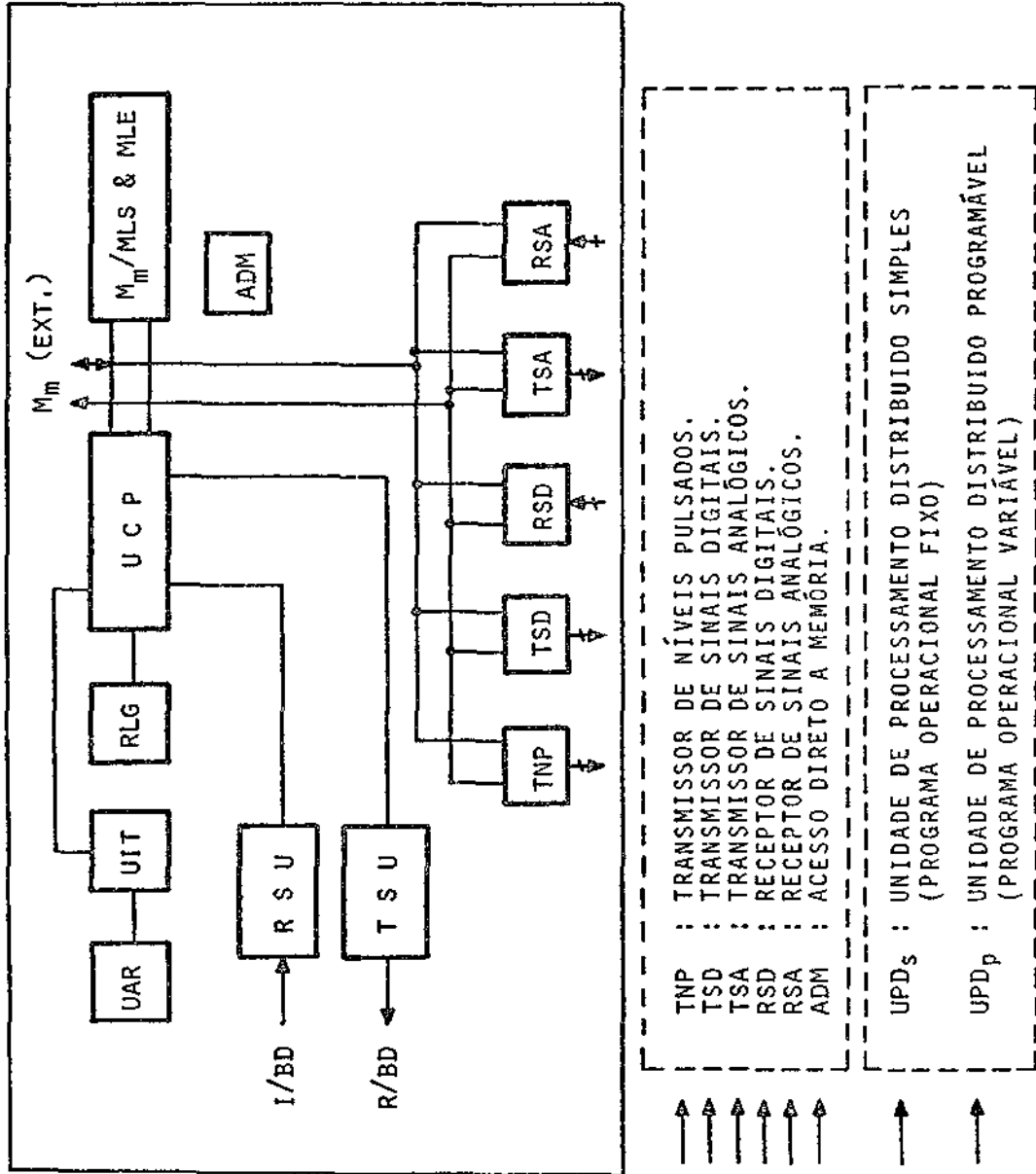
A UPD é uma unidade concebida para executar, basicamente, a função de aquisição de dados e de controle numérico. Especificamente, duas versões desta unidade estão previstas. Uma delas, a UPD<sub>s</sub> deverá ser uma versão simples, i.é., não-programável. Isto significa que a sua programação deverá ser fixa e dedicada à aquisição e controle numérico, somente. A versão UPD<sub>p</sub> deverá ter, inclusive, a capacidade de ser programável para executar tarefas que vão além daquelas que devem ser executadas pela UPD<sub>s</sub>. Esta facilidade deve permitir a distribuição de processamento que, de outra maneira, deveria ser executado pela UPC a qual a UPD estaria acoplada. Essencialmente, a UPD<sub>s</sub> difere da UPD<sub>p</sub> quanto ao alcance da programação de cada uma das unidades. No primeiro caso a programação é fixa e no segundo, além da parte fixa existe a possibilidade de implementar programação variável, de fins gerais, de acordo com as funções a serem exercidas pela UPD.

As execuções das funções da UPD, conforme indica a Figura V.2, são feitas através das subunidades RSU/TSU ou através das três subunidades de controle numérico denominadas por TNP, TSD e TSA ou pelas duas subunidades de aquisição de dados denominadas por RSD e RSA.

A subunidade TNP executa a transmissão de níveis lógicos pulsados. Este tipo de controle é de interesse para disparar certos tipos de componentes eletrônicos, como registros, relês, contadores, etc..

A subunidade TSD deve fornecer em suas saídas, níveis lógicos digitais que poderão permanecer estáveis de acordo com a programação sendo executada pela UPD.

Fig. V.2 — UPD — UNIDADE DE PROCESSAMENTO DISTRIBUIDO





A subunidade TSA deve possuir a função de conversão digital/analógica, caso seja de interesse atuar analogicamente em algum subsistema acoplado à UPD por esta via de comunicação de sinais.

A subunidade RSD deve permitir a aquisição de sinais digitais pela UPD.

A subunidade RSA deve realizar a aquisição de sinais analógicos pela UPD, com o emprego da conversão análoga/digital. É provável que a aquisição múltipla de sinais pela RSA possa ser realizada com o emprego de multiplexadores analógicos.

Da mesma forma que, em geral, a UPD pode não estar restrita à disponibilidade de apenas um porte do tipo RSU ou TSU, deve ser assinalado que a modularidade dos portes de controle e de aquisição numérica deverá permitir a expansão dos mesmos, dentro de certa flexibilidade, de acordo com as necessidades de aplicação.

É possível que seja de interesse, prover a conexão das subunidades de controle e de aquisição numérica com recurso de acesso direto à memória (ADM) principal  $M_m$ /MLE da UPD, em blocos, para se obter uma maior taxa de transmissão/recepção de sinais. A viabilidade deste recurso será considerada no projeto detalhado da UPD.

Todas as outras subunidades de destaque da UPD, tais como a UCP, UIT, UAR,  $M_m$ /MLS & MLE já foram comentadas na descrição feita da UPC (vide seção V.3).

#### V.5 - Memória Principal- $M_m$

A memória principal é um recurso que poderá, em geral, estar localizado como subunidade da UPC e UPD. Existe o propósito de implementar a memória principal utilizando componentes semicondutores do tipo CMOS, seja para a MLS (tipo p/ROM) ou para a MLE (tipo RAM). Este tipo de componente deverá ser utilizado, pelo menos, para a extensão da memó

ria com endereçamento direto pela UCP. Caso a capacidade de memória tenha que ser estendida além do campo de endereçamento direto da UCP, então uma unidade adicional de extensão poderá vir a ser implementada (ver Figuras V.1 e V.2), talvez com características de endereçamento de memória de massa (de bolha, CCD's, fita magnética, etc.). Neste caso, uma unidade de mapeamento de endereço deverá ser anexada a este segmento da  $M_m$ .

#### V.6 - Barramento de Dados - BD

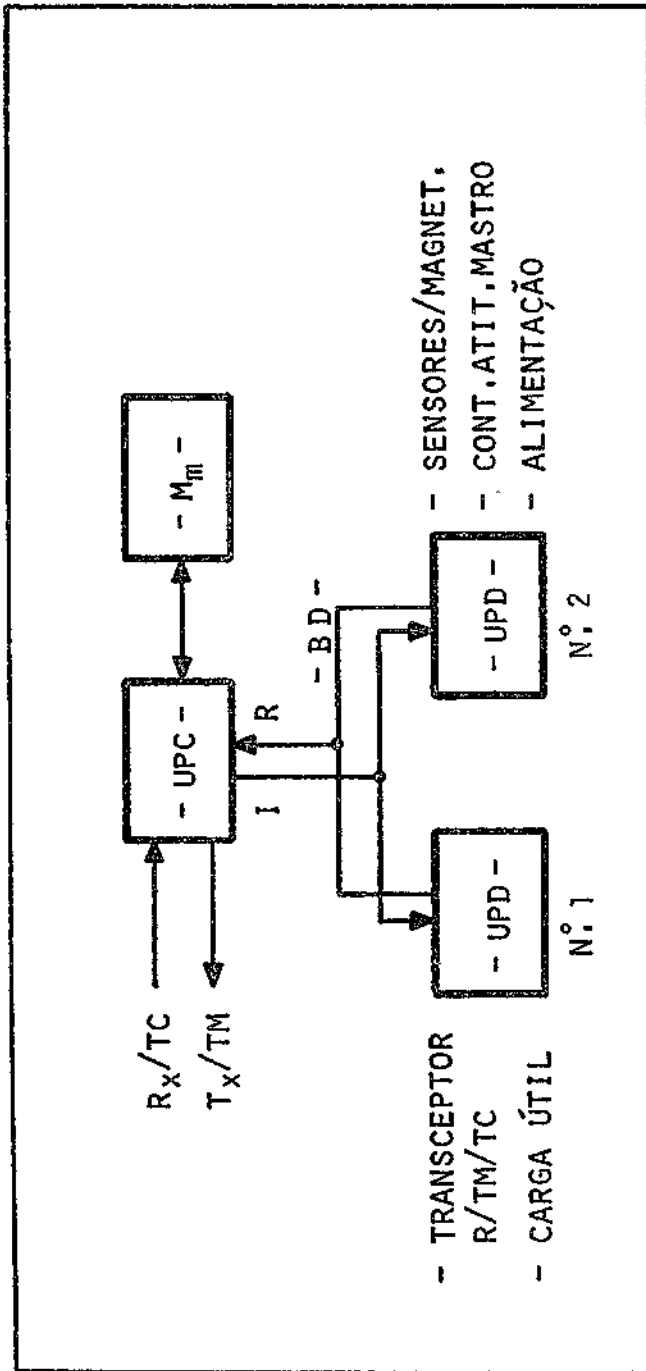
A unidade BD tem por finalidade interconectar o conjunto de unidades do tipo UPC e UPD que venham a constituir o subsistema de supervisão de bordo de uma espaçonave. Em geral, o BD pode ser constituído por pares de cabos blindados e de subunidades que recebem a denominação de caixas de Distribuição de Barramento - CDB's. Se, por exemplo, a supervisão de bordo é constituída pelas unidades representadas na Figura V.3, então se faz necessário empregar uma unidade CDB que possa conectar os pares de cabos que vêm da UPC com aqueles das duas UPD's em questão. O par de cabos que implementa um elo de conexão no BD é constituído pelo cabo de interrogação (CI) e outro de resposta (CR). É natural que a CDB faça o acoplamento entre cabos da mesma natureza funcional embora, fisicamente, o cabo do tipo CI possa ter as mesmas características que o CR. Os acoplamentos BD/URC/UPD's poderão ser do tipo ótico. Em verdade, é possível que o próprio BD possa vir a ser implementado com fibras óticas, alternativamente.

#### V.7 - Computador ASTRO B/3

##### V.7.1 - Introdução

A missão de coleta de dados, a ser implementada com o auxílio dos satélites S1 e S2, deverá requerer um sistema de bordo com a complexidade funcional como a esquematizada pela Figura I.5. O subsistema de supervisão de bordo, denominado ASTRO B/3, está representado, em forma simplificada, pela Figura V.3.

Fig. V.3 -- COMPUTADOR ASTRO B/3



OBS.: TODOS OS MÓDULOS BÁSICOS DO COMPUTADOR DEVERÃO SER DUPLICADOS.



O computador ASTRO B/3 deverá ser composto, funcionalmente, de uma unidade UPC e duas UPD's, conectadas pelo barramento BD. Este de verã ter uma subunidade CDB com relação 1:2 de distribuição. No entanto, para se implementar este subsistema com maior confiabilidade de operação, está prevista a duplicação de todas as suas unidades constituintes. Desta forma, o sistema duplicado deverá utilizar as subunidades UAR da UPC e das duas UPD's para viabilizar a duplicação física do sistema. O detalha mento deste tipo de solução é que permitirá estabelecer critérios de re configuração prática do sistema, partindo da hipótese de que para cada u nidade duplicada, somente uma deverá estar ativada, em condições normais de operação.

A UPC deverá estar conectada a pelo menos dois pares de por tes externos de comunicação, de E/S de dados. Um destes portes conectarã a UPC ao subsistema R/TM/TC do satélite. A comunicação através deste por te, deverá se fazer com mensagens do tipo sequencial síncrona, obedecendo a padrão compatível com o formato STDN/NASA (vide Anexo 3, Capítulo VIII). Está prevista uma taxa de informações de 2 kilobits/seg. na recepção (TC) e de pelo menos 2 kilobits/seg. na transmissão (TM). O segundo porte E/S da UPC é o que estará conectado ao BD. Aqui também as mensagens serão do tipo sequencial. Neste caso, as mensagens deverão ser também do tipo síncrono, com formato específico. No entanto, não está descartada a pos sibilidade opcional de comunicação de dados assíncronos. Para o BD, a ta xa de comunicação deverá ser de, pelo menos, 2 kilobits/segundo. Para es tes dois portes de E/S da UPC a modulação binária da informação deverá ser do tipo NRZ ou NRZI, dependendo daquela que melhor se adequarã so lução desejada. Uma terceira conexão externa da UPC poderia ser implemen tada, dependendo das limitações físicas no acondicionamento da memória principal ( $M_m$ ) em seu próprio envólucro. Esta possibilidade deverá ser e vitada, uma vez que não está previsto o emprego de uma memória de massa na missão coleta de dados. Deverã ser, portanto, um objetivo importante do projeto deste subsistema, acondicionar toda a  $M_m$  dentro da montagem física da UPC.

A UPD nº 1 deverá ter a sua subunidade modular de aquisição e controle numérico dimensionada para satisfazer as necessidades de conexão com os dois subsistemas seguintes dos satélites S1 e S2: Transceptor de R/TM/TC e Carga Útil. A UPD nº 2 por seu lado, deverá ser capaz de suprir as necessidades de aquisição e controle de dados dos seguintes equipamentos: Sensores e Magnetômetros, Controle do Mastro e Alimentação.

#### V.7.2 - Fases de Desenvolvimento

A supervisão de bordo para os satélites S1 e S2 deverá ser desenvolvida obedecendo às etapas enumeradas na Figura V.4. É natural que no cronograma de realização deste empreendimento venha a ocorrer uma superposição de etapas, envolvendo eventos independentes. Neste contexto, está evidenciada, de passagem, a realização do computador ASTRO B/4 para a supervisão de bordo dos satélites S3 e S4, propostos em caráter preliminar, para a Missão de Observação da Terra. Neste caso, as fases de desenvolvimento seriam essencialmente as mesmas que as do computador ASTRO B/3, com a exceção de que o PISB, naquela altura, já estaria especificado, cabendo talvez apenas uma revisão no seu detalhamento.

A duração prevista para a realização dos satélites S1 e S2 deverá, na realidade, forçar o início da fase 2 da Figura V.4, enquanto o PISB ainda estiver sendo especificado. Da mesma forma, deverá ser necessário utilizar os próprios módulos básicos a serem desenvolvidos na fase 2 para compor o Protótipo de Laboratório-PL do ASTRO B/3 (fase 3.1).

Uma vez construída a primeira versão do PL do ASTRO B/3, deverá ser feita uma revisão preliminar do seu projeto, visando a hibridização da maioria dos seus componentes eletrônicos básicos. Será, então, feita também uma avaliação preliminar visando a confecção dos circuitos impressos multicamadas. Como resultado destas duas avaliações, deverá ser necessário efetuar modificações no PL. Executada esta etapa, serão feitas duas novas avaliações, uma delas visando a hibridização dos circuitos e a outra a confecção dos circuitos impressos. Se ainda alguma modificação no PL se fizer necessária, ela será feita. Em seguida, deverá ser feito o contrato de suprimento dos circuitos híbridos, impressos e demais com

Fig. V.4 — SUPERVISÃO DE BORDO:

FASES DE DESENVOLVIMENTO

- 
- 1 - ESPECIFICAÇÃO DO PADRÃO INPE DE SUPERVISÃO DE BORDO-PISB.
  - 2 - DESENVOLVIMENTO DOS MÓDULOS BÁSICOS DO PISB.
  - 3 - COMPUTADOR ASTRO B/3 PARA OS SATÉLITES S1 & S2.
    - 3.1 - PROTÓTIPO DE LABORATÓRIO-PL.
    - 3.2 - PROTÓTIPO TECNOLÓGICO-PT.
    - 3.3 - PROTÓTIPO DE QUALIFICAÇÃO-PQ.
    - 3.4 - MODELO DE QUALIFICAÇÃO-MQ.
    - 3.5 - MODELO DE VOO-MV.
  - 4 - COMPUTADOR ASTRO B/4 PARA OS SATÉLITES S3 & S4.

ponentes para a construção do Protótipo de Qualificação - PQ, que utilizará componentes de qualificação militar (profissional). Vale notar que o PL utilizará componentes comerciais em seu desenvolvimento. Feito o contrato de suprimento para o PQ, deverá ser, então, possível modelar o Protótipo Tecnológico - PT, pois certas dimensões críticas já deverão estar definidas. O PT não é um modelo elétrico, embora o PL já o tenha sido, ainda que sem possuir o grau de integração desejado. Uma vez montado e aprovado o PQ, então será encomendado o fornecimento dos componentes (híbridos, impressos, etc.) para a montagem do Modelo de Qualificação - MQ, agora, a ser constituído de componentes com qualificação espacial. O MQ será então submetido a testes mais rigorosos do que o seu modelo sucessor, o Modelo de Vôo-MV. Após a aprovação do MQ, o suprimento dos componentes restantes para o MV deverá ser feito. Como estão previstos dois satélites para a Missão Coleta de Dados, onde os componentes da Supervisão de Bordo deverão estar duplicados, será necessário, essencialmente, produzir cinco MV's para este subsistema. Ainda assim, o MQ deverá constituir o subsistema de reserva para o satélite S1. Um dos cinco MV's deverá constituir o subsistema de reserva para o satélite S2.

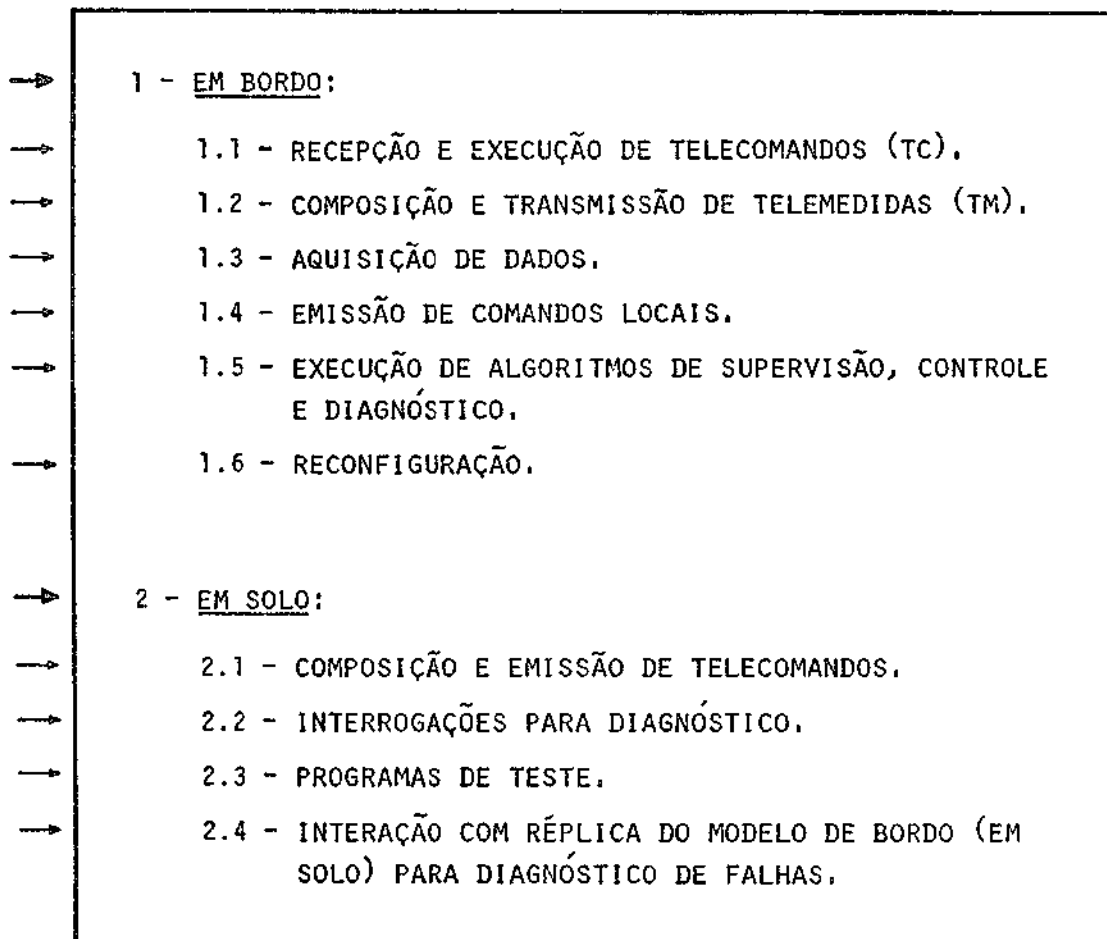
#### V.7.3 - Programa Operacional Integrado - POI

O programa operacional integrado - POI - é o recurso de programação que deverá dar meios operacionais de aplicação ao computador ASTRO B/3. O POI poderá ser estruturado em dois segmentos, sendo um residente no ASTRO B/3, a bordo, e o outro, residente em solo, no Centro de Controle da Missão. As principais funções do POI, em seus dois segmentos, estão brevemente descritas na Figura V.5.

O segmento solo do POI, deverá ser, por sua vez, um dos segmentos do programa operacional da missão, residente no Centro de Controle da Missão, em Cachoeira Paulista. Neste estágio do projeto não é possível prever se haverá maior conveniência em manter a réplica da supervisão de bordo do satélite conectada diretamente ao Centro de Controle, ou remotamente, via o Sistema REDACE, para apoio de diagnóstico de falhas no sistema de bordo, e comandar sua eventual reconfiguração. O segmento solo do POI deverá servir para compor telecomandos, para executar serviços de bordo e, também, para fazer testes de rotina.

Fig. V.5 — SUPERVISÃO DE BORDO:

PROGRAMA OPERACIONAL INTEGRADO





O segmento de bordo do POI deverá ter um desempenho autônomo. O seu desenvolvimento estará intimamente vinculado ao desenvolvimento do computador ASTRO B/3. Embora o desenvolvimento do POI de bordo só possa ser desenvolvido de forma mais definitiva a partir do momento em que o PL/ASTRO B3 estiver terminado, é possível adiantar sua estruturação e mesmo parte de sua programação, à medida em que o PISB e o PL estiverem sendo desenvolvidos. É de fundamental importância que o desenvolvimento do POI seja feito com o conhecimento íntimo e atualizado das características funcionais e físicas do computador, não só para tirar o melhor proveito de sua potencialidade mas, também, para ser compatível com as suas especificações. O segmento de bordo do POI deverá anexar ao seu núcleo as rotinas de tratamento específico para cada subsistema de bordo. Para tanto, será necessário que cada subsistema acoplado à supervisão de bordo, defina, em detalhe suficiente, o diagrama de fluxos que represente, fielmente, as funções que poderão ser exercidas pela supervisão de bordo junto ao mesmo. De posse deste nível de programação, deverá ser possível traduzi-la em rotina compatível com a linguagem de máquina do computador e, então, anexá-la ao núcleo do POI. Uma vez anexada a rotina do POI, serão feitos testes com o subsistema específico (ex.: alimentação) para verificação, testes e validação do programa específico. Toda a programação do POI deverá ser feita pela equipe responsável pela supervisão de bordo do satélite. No entanto, a definição a nível de diagrama de fluxos das rotinas de aplicação para cada subsistema do satélite estará a cargo e sob responsabilidade da equipe responsável pelo subsistema específico.

Cuidado especial deverá ser tomado, ao se desenvolver o POI e ao dimensionar as unidades (UPC, UPD's e  $M_m$ 's) constituintes do ASTRO B/3, para que a supervisão de bordo venha a executar tarefas junto aos subsistemas a ela acoplados, que satisfaçam as seguintes exigências básicas: 1) sejam indispensáveis ao desempenho esperado do satélite; 2) sejam executadas em solo, ainda que via TM/TC, quando o processamento em bordo for dispensável, ou não essencial. Não é desejável que o computador de bordo venha a operar próximo ao limite do seu desempenho natural, ou sujeito a eventuais sobrecargas de demanda de serviço. Este aspecto tem implicações com o grau de confiabilidade do sistema, além de envolver ou

tros aspectos críticos. Embora não esteja descartada a possibilidade de serem realizadas tarefas não essenciais (portanto secundárias) a bordo, elas só poderão ser consideradas depois de que estejam assegurados os recursos operacionais de bordo para a execução das tarefas consideradas essenciais e não dispensáveis, para execução em bordo, ou por seu intermédio. Ainda assim, uma margem mínima de "ociosidade", a ser estabelecida, deverá ser garantida para a supervisão de bordo, com critérios ainda a serem definidos pela equipe responsável pela sua implementação. Vale notar que as potencialidades operacionais do ASTRO B/3 só poderão ser identificadas quando o seu PQ tiver sido validado com o POI, nele residente. A implementação do POI no PL validado não é garantia de que ele não venha a ter que ser modificado ou aperfeiçoado quando da disponibilidade do PQ. Deve ser também levado em consideração que devido à realização dos testes no MQ, modificações possam se fazer necessárias no seu POI. Portanto, a pré-disposição para efetuar modificações urgentes no POI, em todos os estágios de desenvolvimento do ASTRO B/3, incluindo o MV, deve ser esperada e levada em consideração.

#### V.8 - Apoio de Laboratório ao Desenvolvimento da Supervisão de Bordo

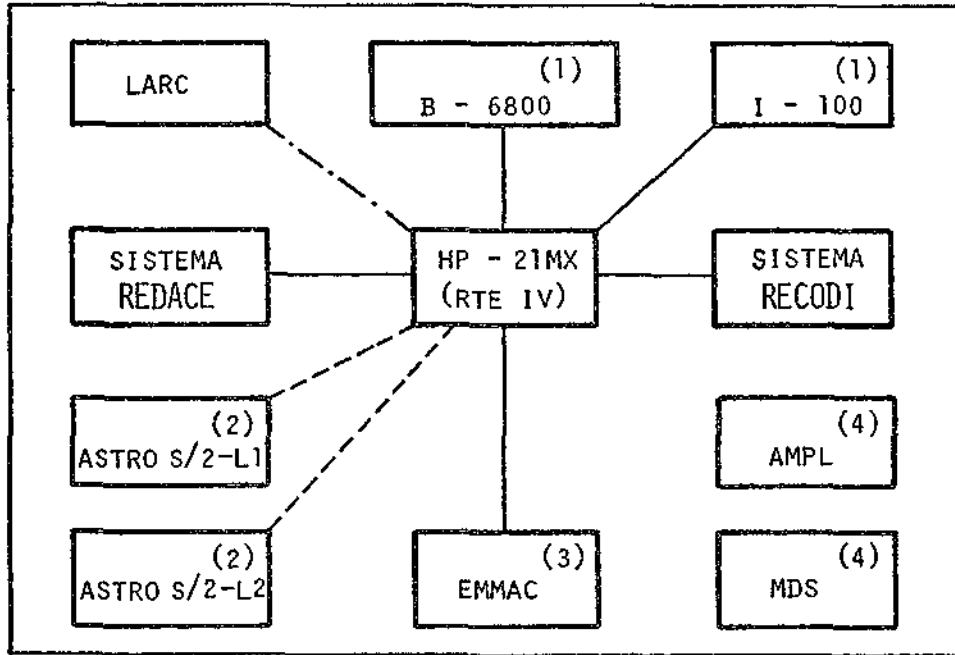
Os recursos programados para instalação no Laboratório de Sistemas Digitais e Analógicos (LASIDA) do INPE serão de importância fundamental na consecução dos objetivos de desenvolvimento do PISB, do computador ASTRO B/3 e, naturalmente, para as missões futuras. Um esquema simplificado do LASIDA está representado na Figura V.6.

O LASIDA deverá oferecer basicamente os seguintes recursos para projeto auxiliado por computadores:

1. Teste e diagnóstico de circuitos e sistemas digitais.
2. Desenvolvimento e teste de microprogramas.
3. Linguagens cruzadas e simuladores para desenvolvimento de programas de base e de aplicação.
4. Acesso remoto às redes que deverão estar conectadas a ele.

Figura V.6

LASIDA - LABORATÓRIO DE SISTEMAS DIGITAIS E ANALÓGICOS



- (1) - PARA ACESSO À PROGRAMAÇÃO CRUZADA RESIDENTE. ACESSO AO BANCO DE DADOS.
- (2) - PARA DESENVOLVIMENTO PILOTO DOS SISTEMAS RECODI E REDACE.
- (3) - PARA DESENVOLVIMENTO E DIAGNÓSTICO DE MICROPROGRAMAS.
- (4) - PARA PROGRAMAÇÃO DE BASE E DE APLICAÇÃO DOS MICRO-PROCESSADORES.

O computador ASTRO B/3 em sua versão MQ ou MV deverá ser também testado e diagnosticado com os recursos do LASIDA. É possível que o LASIDA venha a ser conectado ao Centro de Controle da Missão, como recurso para diagnosticar e, se possível, remediar falhas do sistema de bordo do satélite, através de recursos de TM/TC. Neste caso, parte do POI do ASTRO B/3 poderá estar residente no LASIDA, uma vez que uma rêplica do computador de bordo deverá estar acoplado ao seu núcleo computacional (HP-21MX) para execução de diagnósticos comparativos com os dados a serem colhidos do computador a bordo do satélite.

## V.9 - Referências

- 9.1. P. Lo. Galbo, "ESA on Board Data Handling System Concept", Proceedings of the Intern. Conf. on "Spacecraft On-Board Data Management", December 1978.
- 9.2. R. A. Byers, "NASA Data System Standards", Proceed. of the Intern. Conf. on Spacecraft On-Board Data Management", December 1978.

CAPÍTULO VI

SUBSISTEMA DE TELECOMUNICAÇÕES DE SERVIÇO

A. B. Carleial  
C. E. Santana  
J. Kuno  
C. Y. Arakaki  
C. M. de Andrade

## CAPÍTULO VI

### SUBSISTEMA DE TELECOMUNICAÇÕES DE SERVIÇO

#### VI.1 - Introdução

O subsistema de telecomunicações de serviço é a parte da plataforma do satélite destinada a realizar as comunicações entre o satélite e o segmento de solo para as três funções básicas referentes à operação da espaçonave: rastreio, telemetria e telecomando (R/TM/TC). O rastreio (R) consiste na determinação da posição e movimento do satélite, empregando sinais transmitidos no sentido terra - espaço (ligação ascendente) e retransmitidos no sentido espaço - terra (ligação descendente). As informações de telemetria (TM) são transmitidas na ligação descendente, e as de telecomando (TC), na ligação ascendente.

Na seções seguintes são apresentados os princípios de funcionamento e as características do subsistema, com base nos requisitos para o desempenho das suas funções.

#### VI.2 - Características Gerais

##### VI.2.1 - Faixas de Frequências Utilizadas

As ligações de R/TM/TC entre a Terra e o satélite serão feitas em frequências atribuídas a essa finalidade na faixa S de microondas. Foi escolhida essa região do espectro pelas vantagens técnicas que apresenta e pela sua disponibilidade prevista em redes internacionais de estações terrenas a partir de 1985, constituindo a curto prazo opção quase universal para o serviço de operação de satélites. As transmissões ocuparão uma pequena porção (cerca de 200 kHz) dentro das seguintes bandas:

- 2025-2120 MHz (sentido terra - espaço)
- 2200-2290 MHz (sentido espaço - terra)

A portadora do sinal ascendente e a portadora do sinal descendente estarão relacionadas em frequência pela razão exata 221/240, sendo a segunda gerada a partir da primeira em um transponder coerente a bordo do satélite, conforme descrito adiante.

#### VI.2.2 - Padrões e Modos de Funcionamento

Os padrões adotados para os sinais de R/TM/TC dos satélites brasileiros serão os da National Aeronautics and Space Administration (NASA), dos EUA, com grandes vantagens para a operação dos satélites envolvendo redes internacionais de estações terrenas, principalmente na fase de inserção em órbita. Esses padrões são compatíveis com os da European Space Agency (ESA), exceto no referente às frequências dos tons de localização e da subportadora de telecomando.

Está prevista para o sistema, em princípio, a capacidade de operar em todos os possíveis modos de funcionamento representados a seguir:

modo	ligação ascendente	ligação descendente
1	ausente	TM
2	R	R+TM
3	TC	TM
4	R+TC	R+TM

No modo 1, a portadora da ligação descendente é gerada a partir de um oscilador local a bordo do satélite.

Tanto a portadora ascendente como a descendente serão moduladas em fase (PM), a primeira pela subportadora de telecomando (em 16 kHz) e pelos tons de localização e a segunda pela subportadora de telemetria e pelos tons de localização. Os espectros ascendente e descendente estão representados na Figura VI.1. As subportadoras TM e TC são moduladas em PSK binário por informações em forma digital (PCM/NRZ). Os



ESPECTRO ASCENDENTE

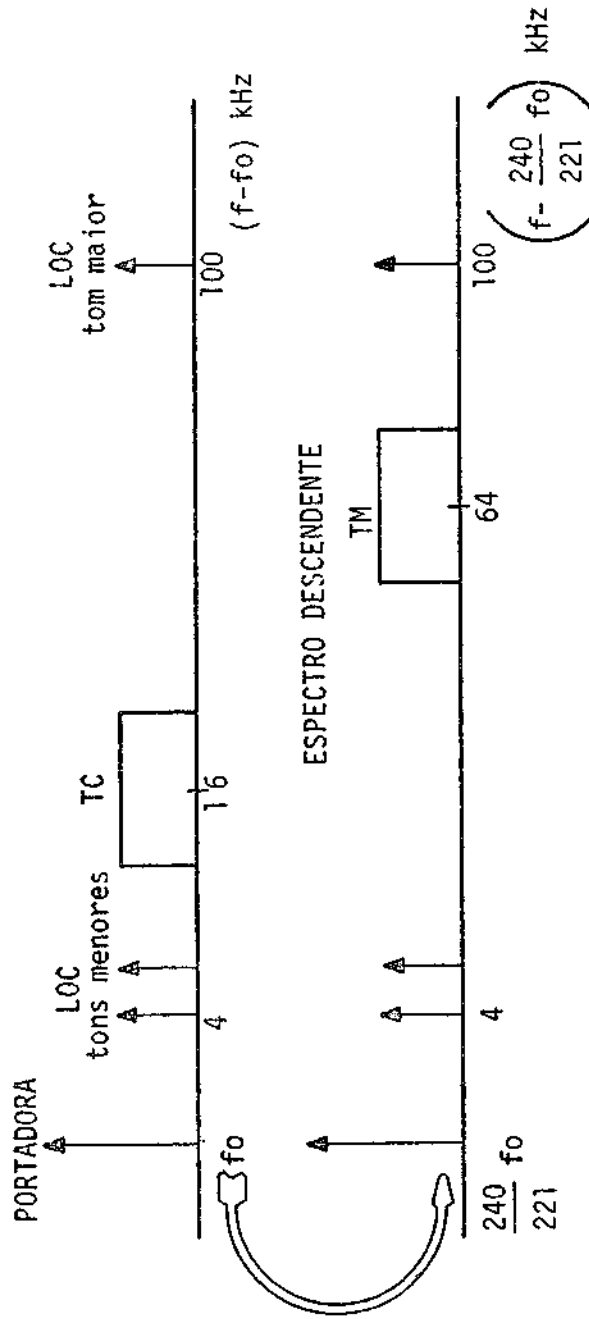


Fig. VI.1 - Espectros R/TM/TC.

tons de localização são demodulados e remodulados a bordo, mantendo as mesmas separações de frequência entre si e em relação à portadora.

### VI.3 - Cobertura Radioelétrica e Visibilidade

As antenas do satélite para transmissão e recepção de R/TM/TC devem ser projetadas de maneira a assegurar uma ligação quase permanente em todos os modos e fases de funcionamento (aquisição, rotina e crítica). Consequentemente, a cobertura radioelétrica desejada é omnidirecional. Uma cobertura quase omnidirecional é conseguida pela utilização de duas antenas, designadas S1 e S2, situadas na face voltada para a terra e na face oposta do satélite, respectivamente.

As antenas S1 e S2 funcionam de uma maneira correlacionada, ficando ambas ligadas a um mesmo conjunto receptor-transmissor (vide Fig. VI.2). Desta maneira, cada antena cobre um setor angular, determinado por seu diagrama de radiação e que, idealmente, seria o semi-espaço  $Z^-$  para S1 e  $Z^+$  para S2 (vide Figura VI.3). A escolha das antenas elementares deve ser feita de maneira criteriosa, a fim de minimizar as oscilações do campo na região angular de cobertura comum pelas duas antenas. Estas oscilações são provenientes da interferência entre os campos irradiados pelas duas antenas, que estarão separadas de vários comprimentos de onda. A utilização de polarizações ortogonais em S1 e S2 poderia reduzir o problema de interferência entre as antenas, mas complicaria as operações de aquisição do sinal pelas estações terrenas. Assim, as duas antenas terão polarizações idênticas (circular à direita). Esta escolha implica em uma redução de cobertura nas vizinhanças do plano equatorial ao eixo Z. Levando em consideração o tamanho do satélite, os requisitos operacionais (tempo máximo de perda de ligação) e a viabilidade técnica das antenas exigidas, é aceitável uma perda de cobertura em uma região toroidal do eixo Z com abertura  $\pm 5^\circ$  (vide Figura VI.3).

Em operação normal do satélite (modo rotina), a antena S1 deve cobrir adequadamente os ângulos indicados na Tabela VI.1.

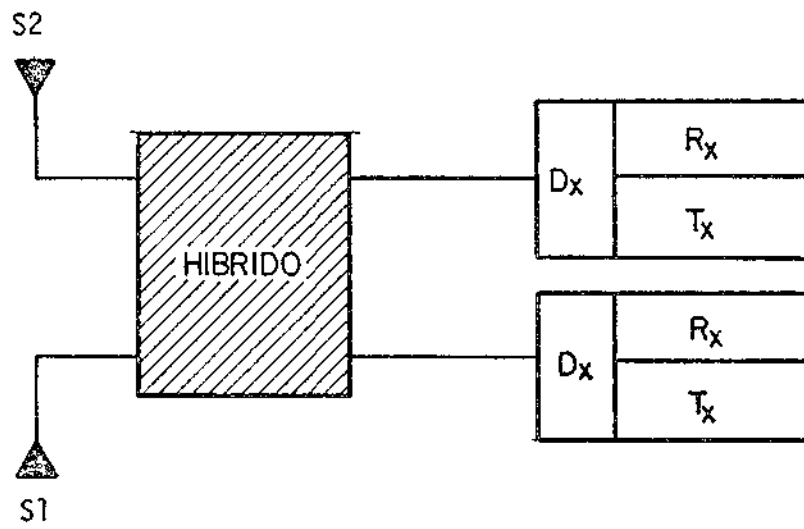


Fig. VI.2 - Ligação Correlacionada de antenas.

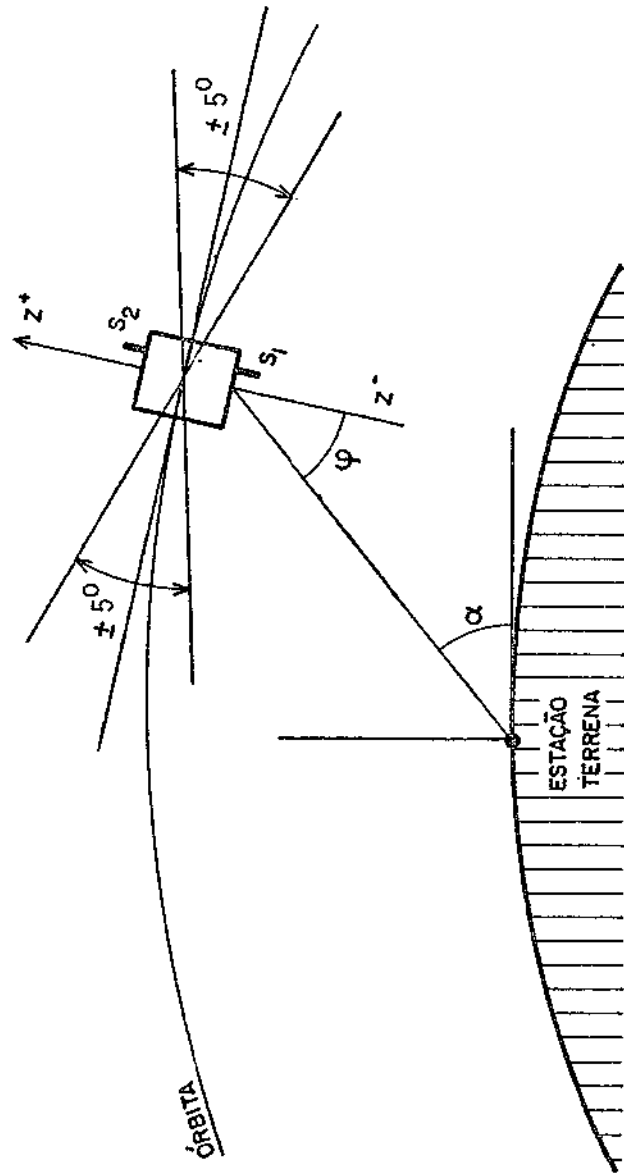


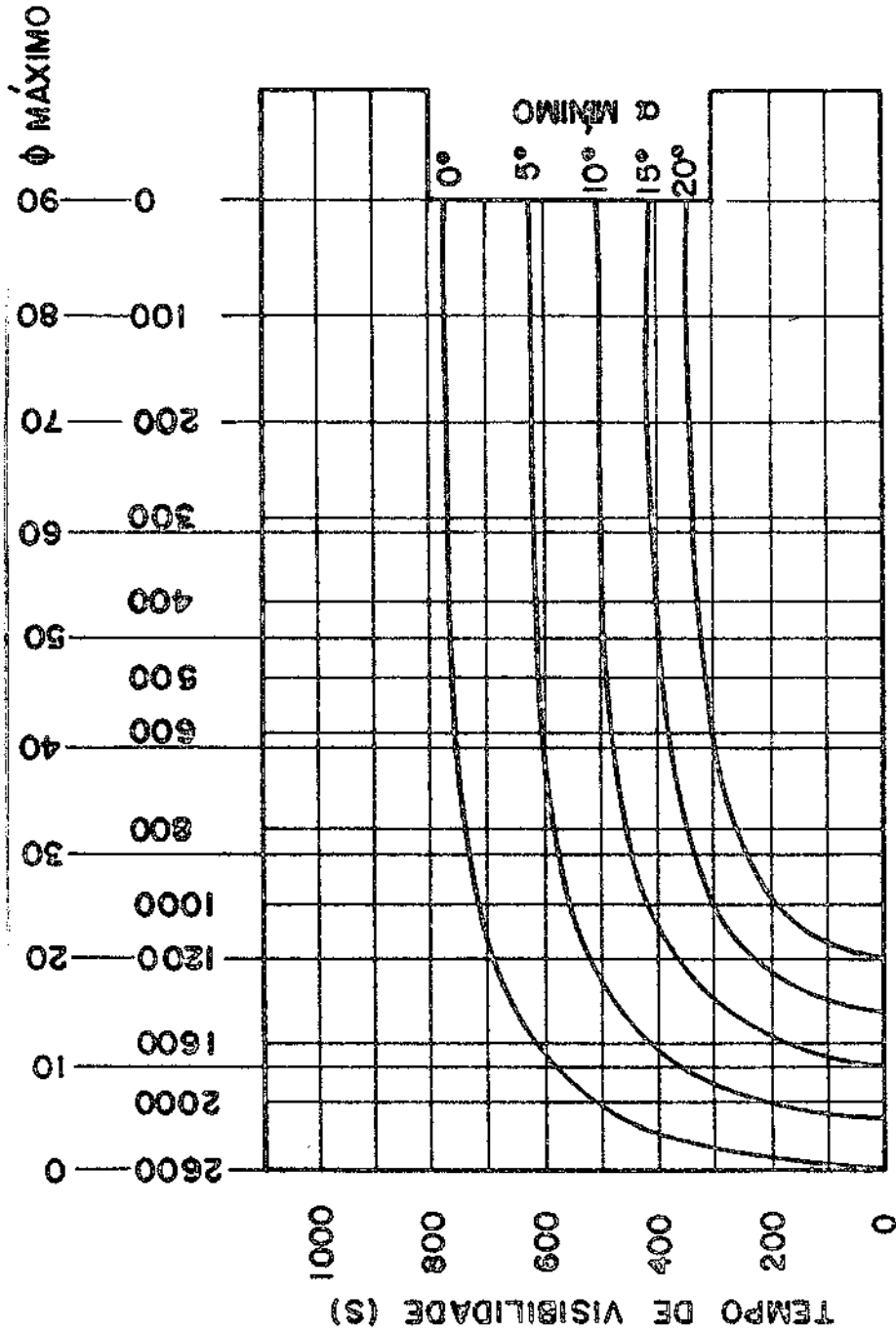
Fig. VI.3 - Definição de Referências.

TABELA VI.1  
MEIO ÂNGULO DE COBERTURA DA ANTENA S1

ALTURA DA ÓRBITA KM	ÂNGULO DE ELEVAÇÃO NA ESTAÇÃO TERRENA ( $\alpha$ )	ÂNGULO DE VISADA DO SATÉLITE ( $\phi$ )	PRECISÃO DE APONTA MENTO DO SATÉLITE	MEIO-ÂNGULO DE COBERTURA
700 (circular)	5°	64,0°	$\pm 7,5^\circ$	71,5°
600	5°	65,6°	$\pm 15^\circ$	80,6°
800 (elíptica)	5°	62,0°	$\pm 15^\circ$	77,0°

Na Tabela VI.1, além da órbita nominal de 700 km estão também mostrados os ângulos extremos para uma órbita elíptica, que pode resultar devido a dispersão do lançador. A especificação considerada nesta etapa dos trabalhos é de um meio-ângulo de cobertura de 71,5° (órbita circular nominal). Posteriormente deverão ser efetuados estudos para verificar se um meio-ângulo de cobertura de 80,6° não implica em uma interação proibitiva da antena com o corpo do satélite.

As taxas de transmissão da telemetria e do telecomando são tão condicionadas pela duração da visibilidade entre satélite e estação terrena e pelo número de órbitas sucessivas sem visibilidade. A Figura VI.4 permite determinar o tempo de visibilidade de uma estação em função de seu ângulo mínimo de elevação em operação e de sua distância mínima ao traço sub-satélite. Verifica-se que para uma estação com cobertura até o ângulo mínimo de elevação de 5° e situada até 500 km do traço sub-satélite, o tempo de visibilidade é de cerca de dez minutos. Esta curta duração de visibilidade, aliada ao fato de ter poucas passagens sucessivas (máximo de três), faz com que se use a máxima taxa de telecomando compatível com os padrões, a qual é de 2 kb/s.



DISTÂNCIA MÍNIMA ENTRE A ESTAÇÃO E O TRAÇO SUB-SATÉLITE (km)

Fig. VI.4 - Tempo de Visibilidade de uma estação (altitude do satélite 700 km).

#### VI.4 - Cálculos de Radioenlaces

Nesta seção são apresentados cálculos para os radioenlaces de rastreo, telemetria e telecomando, que servem para dimensionar os equipamentos de bordo.

##### VI.4.1 - Cálculo da Máxima EIRP\* Permissível para o Satélite

O regulamento internacional de radiocomunicações, da União Internacional de Telecomunicações (UIT), estipula os seguintes limites superiores para a densidade de fluxo de potência (dBW/m<sup>2</sup>) que pode chegar à superfície da Terra proveniente de espaçonaves, na faixa S de mi croondas, dentro de qualquer banda de 4kHz:

<u>ângulo de elevação da radiação incidente</u>	<u>máxima densidade de fluxo permitida</u>
$0^{\circ} \leq \alpha \leq 5^{\circ}$	- 154 dBW/m <sup>2</sup>
$5^{\circ} < \alpha < 25^{\circ}$	$(- 154 + \frac{\alpha - 5^{\circ}}{2^{\circ}}) \text{ dBW/m}^2$
$25^{\circ} \leq \alpha \leq 90^{\circ}$	- 144 dBW/m <sup>2</sup>

Esses limites impõem restrições sobre a EIRP dos sinais transmitidos na ligação descendente das comunicações de R/TM/TC. Os cálculos a seguir são baseados nas seguintes condições nominais:

- altitude do satélite: 700 km (órbita circular)
- índice de modulação de TM:  $\phi_{TM} = 1$  radiano (modulação de fase)
- Índices de modulação dos tons de localização na ligação descendente:

\* *Effective Isotropic Radiation Power*

- tons menores:  $\phi_{Rm} = 0.35$  rd

- tom maior:  $\phi_{RM} = 0.36$  rd

• Índice de modulação de TC (residual na ligação descendente):

$\phi_{TC} = 0.35$  rd.

A EIRP máxima é calculada considerando incidência vertical sobre a Terra, de sorte que a distância de propagação é mínima ( $d = 700$  km). Este é efetivamente o pior caso, mesmo com fluxo permitido de  $-144$  dBW/m<sup>2</sup>. A possibilidade de exceder este limite, dentro de uma faixa de 4 kHz, ocorre para a potência concentrada sobre a portadora descendente (remanescente na modulação PM), e o caso mais grave é o do modo de operação 1 (TM apenas), quando a portadora contém a fração  $\cos^2(\phi_{TM})$  da potência. Temos então:

$$\begin{aligned} EIRP_{\max} &= \psi_{\max} \cdot 4\pi d^2 / \cos^2(\phi_{TM}) = \\ &= 10^{-14} \cdot 4\pi \cdot (7 \times 10^5)^2 / \cos^2(1 \text{ rd}) \text{ watt} = \\ &= (-144.0 + 127.9 + 5.3) \text{ dBW} = -10.8 \text{ dBW} \end{aligned}$$

#### VI.4.2 - Cálculo da EIRP Requerida para as Comunicações

O cálculo aqui destina-se a determinar a mínima EIRP do satélite, compatível com os requisitos da telemetria na ligação descendente. Determinamos, inicialmente, a relação  $P/N_0$  (Potência na portadora/densidade espectral de potência de ruído) requerida para satisfazer a transmissão de TM, a 2 kbit/seg, com taxa de erros BER =  $10^{-5}$  (cálculo em dB):



$E_b/N_0$ (para BER = $10^{-5}$ )	9.5
margem	3.0
taxa de transmissão (2 kb/s)	33.0
perda de modulação ( $\phi_{TM} = 1$ rd)	3.3
perda de implementação prática	2.0
<hr/>	
	$P/N_0 = 50.8$ dBHz
<hr/>	

A EIRP requerida pode ser obtida da equação de enlace

$$P/N_0 = EIRP_{\min} \left( \frac{\lambda}{4\pi\phi} \right)^2 \frac{G}{kT} \cdot \frac{1}{L}$$

envolvendo a relação G/T da estação terrena receptora e perdas diversas (L). O cálculo é o seguinte, em dB:

$P/N_0$	50.8
constante de Boltzmann (k)	- 228.6
$(\lambda/4\pi d)^{-2}$ , para d = 2757 km (órbita 700 km, 3° de elevação)	167.9
$(G/T)^{-1}$ , da estação terrena receptora	-17.0
perda de apontamento de antena	0.5
perda atmosférica	0.6
perda relativa a polarização	1.0
<hr/>	
	$EIRP_{\min} = -24.8$ dBW
<hr/>	

### VI.4.3 - Cálculo das Relações S/N<sub>0</sub> para Rastreo

Considerando uma EIRP de -24,8 dBW, obtemos os valores abaixo para as relações sinal/densidade de ruído (S/N<sub>0</sub>) para a portadora e para os tons de rastreo na ligação descendente. Os cálculos são apresentados em dB:

a) PORTADORA

P/N <sub>0</sub> (sem a margem de 3 dB)	47.8
perda pela modulação (modo 4)	- 6.2

---

$$C/N_0 = 41.6 \text{ dBHz}$$

b) SUBPORTADORA DE TONS MENORES

P/N <sub>0</sub> (sem a margem)	47.8
perda de modulação	- 18.2

---

$$S_m/N_0 = 27.6 \text{ dBHz}$$

c) TOM MAIOR

P/N <sub>0</sub> (sem a margem)	47.8
perda de modulação	- 18.2

---

$$S_M/N_0 = 27.6 \text{ dBHz}$$

---

---

Os valores destas relações sinal/ruído são julgados adequados às medidas de rastreo, mas deverão ser objeto de estudo mais aprofundado, tendo em vista a precisão almejada para as medidas de efeito Doppler (feitas com a portadora) e para as medidas de distância (feitas com os tons de localização).

#### VI.4.4 - Cálculos de EIRP para Órbita Elíptica

Os valores máximo e mínimo de EIRP encontrados nas Seções VI.4.1 e VI.4.2 correspondem a uma órbita circular a 700 km de altitude. Para comparação, os valores são os seguintes no caso de órbita elíptica com perigeu a 600 km e apogeu a 800 km (que pode resultar do lançamento do satélite):

$$\text{EIRP}_{\text{max}} = - 12.1 \text{ dBW} \quad (\text{calculada com altitude } 600 \text{ km})$$

$$\text{EIRP}_{\text{min}} = - 24.7 \text{ dBW} \quad (\text{calculada com altitude } 800 \text{ km})$$

Feito o ajuste de EIRP para o mínimo acima indicado (calculado para garantir as comunicações no apogeu da órbita elíptica), continuam válidas a taxa de erros especificada para TM ( $\text{BER} = 10^{-5}$ ) e as relações sinal/ruído para a portadora e tons de localização (valores mínimos calculados na Seção VI.4.3).

#### VI.4.5 - Cálculos Relativos à Ligação Ascendente

A equação de enlace apresentada na Seção VI.4.2 é empregada aqui para determinar relações sinal/ruído para a ligação ascendente das comunicações de serviço com o satélite. Alguns valores pertinentes aos cálculos são os seguintes:

EIRP das estações terrenas: 54 dBW

distância: 2757 km (órbita de 700 km,  $3^{\circ}$  de elevação)

índices de modulação da ligação ascendente:  $\phi_{TC} = \phi_{Rm} = \phi_{RM} = 0.70$

ganho da antena do satélite: - 10 dB

temperatura de ruído na recepção do satélite: 1200 K

##### VI.4.5.1 - Cálculo para Telecomando

O objetivo para a ligação de telecomando é uma relação  $E_b/N_0$  mínima de 9.5 dB (para  $\text{BER} = 10^{-5}$ ), que é obtida com ampla margem, como mostra o cálculo a seguir (em dB)

EIRP	54.0
$(\lambda/4\pi d)^2$	- 167.9
ganho G	- 10.0
constante de Boltzmann (k)	228.6
inverso da temperatura T	- 30.8
perda de apontamento (estação terrena)	- 0.5
perda relativa a polarização	- 1.0
perda atmosférica	- 0.6
<hr/>	
P/N <sub>0</sub>	71.8
margem de projeto	- 3.0
inverso da taxa de transmissão (2kb/s)	- 33.0
perda de modulação	- 8.9
perda de implementação prática	- 2.0
<hr/>	
$E_b/N_0 = 24.9$ dB	
<hr/>	

#### VI.4.5.2 - Cálculos para Rastreo

Para a portadora e os tons de localização, um resultado satisfatório é obtido se as relações  $S/N_0$  da ligação ascendente forem substancialmente mais elevadas que suas correspondentes na ligação descendente. Isto é evidenciado nos cálculos a seguir (em dB):

##### a) PORTADORA

P/N <sub>0</sub> (subtraída a margem)	68.8
perda pela modulação	- 3.3

---

$$C/N_0 = 65.5 \text{ dBHz}$$

##### b) SUBPORTADORA DE TONS MENORES

P/N <sub>0</sub> (subtraída a margem)	68.8
perda de modulação	- 8.9

---

$$S_e/N_0 = 59.9 \text{ dBHz}$$

c) TOM MAIOR

P/N <sub>0</sub> (subtraída a margem)	68.8
perda de modulação	- 8.9
<hr/>	
	S <sub>M</sub> /N <sub>0</sub> = 59.9 dBHz
<hr/>	

VI.5 - Descrição do Subsistema R/TM/TC

VI.5.1 - Introdução

O subsistema R/TM/TC do satélite é constituído, essencialmente, por um par de antenas montadas em faces opostas da estrutura (cf. Seção VI.3), dois transponders coerentes em montagem redundante, para maior confiabilidade, um decodificador de telecomandos e um codificador de telemetria) (Fig. VI.5). A combinação do par redundante de transponders com o par de antenas é feita através de um acoplador híbrido. Existe ainda um duplexador que permite combinar os sinais transmitidos pelo transponder da carga útil da missão coleta de dados (v. Capítulo VII) com os sinais de R/TM/TC.

VI.5.2 - Transponders, Codificador e Decodificador

O rastreamento do satélite será principalmente baseado em medidas da distância entre o mesmo e a estação terrena rastreadora, feitas em diversos momentos de um passagem orbital. Essas medidas serão feitas pela chamada técnica de tons fixos. É transmitido um conjunto de tons (senóides) de frequências múltiplas, coerentes em fase, dentro do espectro que modula a portadora da ligação ascendente. Esses tons de localização são demodulados a bordo do satélite, remodulados sobre a portadora da ligação descendente, retransmitidos, recebidos e demodulados de volta na estação terrena, onde se determina o atraso de propagação (ida e volta) por comparações entre as fases dos diversos tons enviados e recebidos. A taxa instantânea da variação da distância ao satélite pode ser também objeto de medidas feitas na estação terrena, independentes das

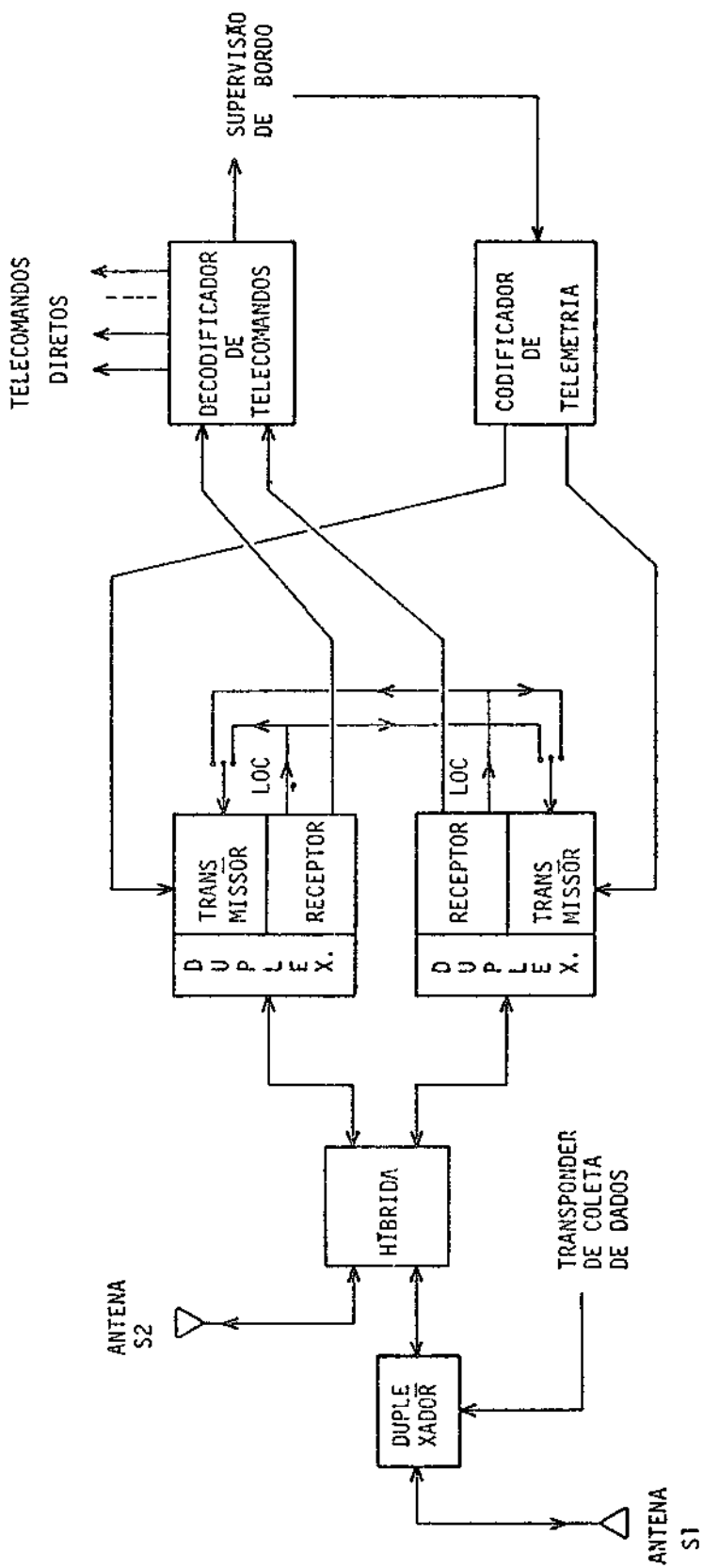


Fig. VI.5 - Subsistema R/TM/TC.

medidas de distância, com base em variações de frequência da portadora (efeito Doppler). As medidas de variação instantânea de distância podem ser realizadas com grande precisão, pois a frequência da portadora descendente, multiplicada em terra por  $221/240$ , reproduziria exatamente a frequência da portadora na ausência do efeito Doppler.

O sinal de teletemetria, que contém os dados provenientes do satélite para envio à Terra, reunidos e formatados pelo subsistema de supervisão de bordo, será constituído de uma subportadora BPSK, em frequência a ser definida, entre 24 e 64 kHz, modulada por um trem de bits PCM/NRZ à taxa de 2 kbit/seg. Este trem de bits será originado no subsistema de supervisão de bordo, submetido a codificação e modulação BPSK no codificador de telemetria e entregue, já na forma de subportadora modulada, ao transponder coerente (Figura VI.5).

O controle operacional do veículo será efetuado por mensagens de telecomando transmitidas pela ligação ascendente. Uma subportadora BPSK de 16 kHz, modulada por essas mensagens em forma de um trem de bits PCM/NRZ, também a 2 kbit/seg, constituiu o sinal de telecomando. Esta subportadora é recuperada pelo receptor do transponder coerente e entregue ao decodificador de telecomandos, que faz a demodulação, sincronização e um primeiro nível de validação e decodificação das mensagens (Figura VI.5). Um pequeno conjunto de mensagens é identificado pelo decodificador como "telecomandos diretos"; à chegada de qualquer uma delas, é acionado diretamente seu correspondente relé de potência, de modo a produzir o efeito desejado no ponto do satélite a que se destina a mensagem. A maioria das mensagens de telecomando, entretanto, é destinada à supervisão de bordo, que faz sua interpretação e aplicação, seja imediata, seja após um lapso determinado de tempo.

Cada unidade transponder coerente é constituída de um receptor, um transmissor e um duplexador. O receptor é do tipo super-heterodino, com malha de fase amarrada (PLL) de segunda ordem, que captura e acompanha a portadora da ligação ascendente. A largura de faixa do PLL é de 800 Hz. O receptor extrai da portadora o conjunto de tons de

localização e a subportadora de telecomando, que é separada e entregue ao decodificador, como explicado acima. Os tons de localização são levados por outro caminho elétrico ao transmissor do transponder coerente, onde modulam em fase a portadora descendente, com índices de modulação apropriados. Devido à necessidade de minimizar perturbações sobre as fases dos tons de localização, é provável que se deixe de fazer a eliminação da subportadora em 16 kHz por filtragem do sinal modulante. Neste caso, o sinal TC reverterá à Terra em sua forma original, junto com os tons de localização (e mais a subportadora TM, esta gerada a bordo do satélite). O transmissor, como o receptor, opera na faixa S de microondas, sendo a razão exata 221/240 entre as frequências das portadoras ascendente e descendente obtida pelas transformações e conversões mostradas no esquema do transponder coerente (Figura VI.6). A função do duplexador contido no transponder é acoplar o receptor e o transmissor para operação simultânea através do mesmo cabo coaxial ligado ao conjunto de antenas.

A potência do transmissor é definida com base na EIRP requerida para a ligação descendente, -24.8 dBW. Considerando o ganho de -6.0 dB da antena S2 (pior caso), perda de 3 dB devido à divisão da potência do transmissor entre S1 e S2, e ainda uma perda de 1,5 dB entre a saída do transmissor e a antena S2, chega-se à potência mínima requerida de -14.3 dBW (37 mW).

### VI.5.3 - Rede de Antenas

#### VI.5.3.1 - Gabaritos

Os gabaritos de ganhos das antenas S1 e S2 devem assegurar as comunicações em todas as situações e modos de funcionamento do satélite.

Para a antena S2, os limites dentro dos quais deve ficar a potência equivalente isotropicamente irradiada (EIRP) são ditados unicamente pelos requisitos do "modo de fase crítica", no qual o satélite



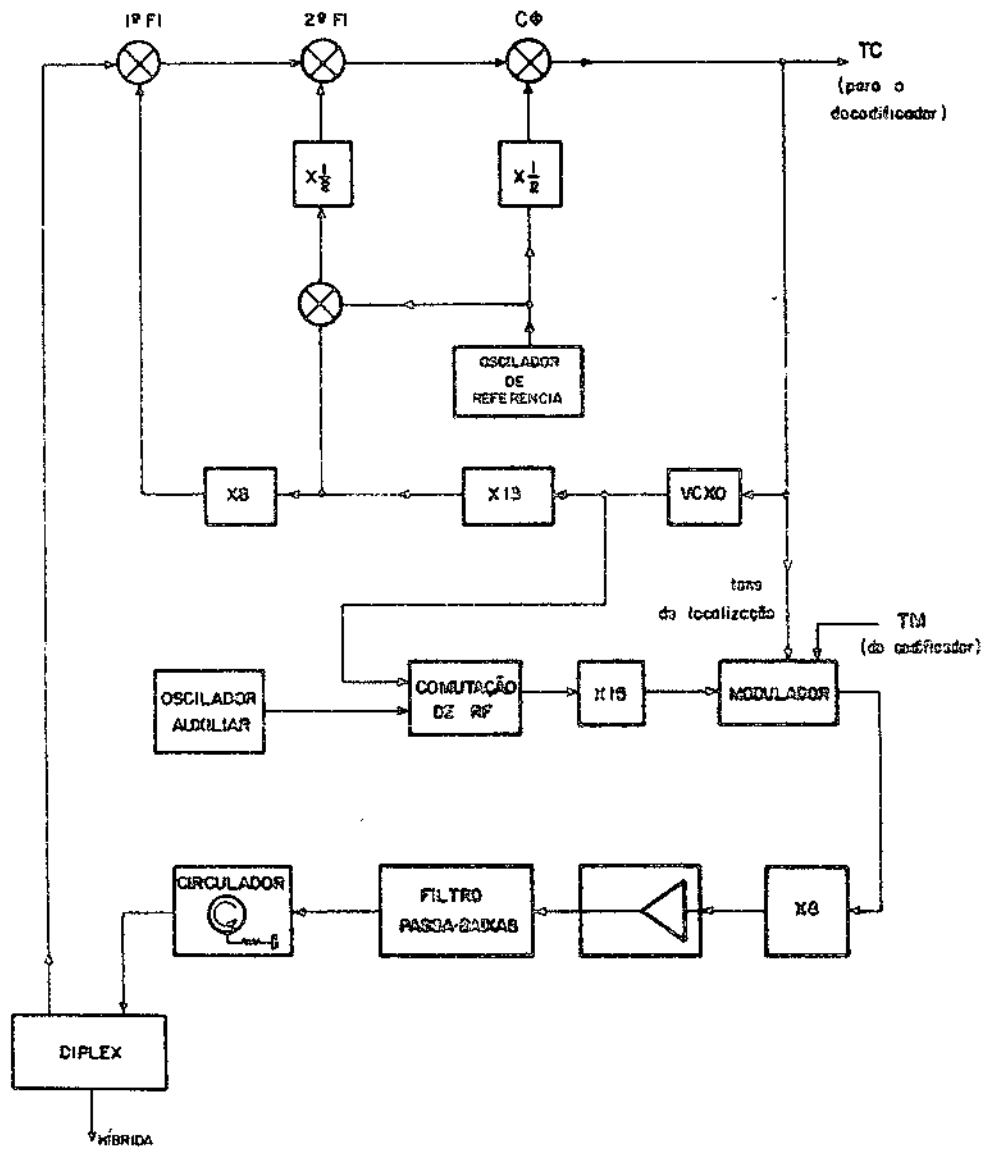


Fig. VI.6 - Transponder de R/TM/TC.

não está corretamente orientado em relação à Terra. Para a antena S1, estes mesmos limites são válidos quando o satélite se encontra no modo de fase crítica, de forma que os limites de EIRP para o satélite como um todo, neste modo de operação, são os apresentados na Figura VI.7. Conforme explicado na Seção VI.4.1, o limite superior decorre dos regulamentos de rádio da UIT, considerando a portadora descendente modulada por uma subportadora de telemetria com índice de modulação  $\phi_{TM} = 1$  rd, estando o satélite à altitude de 700 km. O limite inferior é calculado a partir dos requisitos de comunicação de TM a 2 kbit/seg (Seção VI.4.2).

Portanto, para a antena S2, que só é de interesse para o modo de fase crítica, deve ser imposto um gabarito de ganho compatível com a Figura VI.7 e que introduza um mínimo de interações com o corpo do satélite e com a antena S1. O gabarito da Figura VI.8 é obtível com antenas de diagrama tipo cardióide.

Para a determinação do gabarito de ganho da antena S1, é necessário considerar a mínima EIRP necessária as transmissões da carga útil do satélite, que compartilha esta antena com o subsistema R/TM/TC, conforme explicado adiante. A Figura VI.9 mostra os limitantes da EIRP para S1. O valor para  $\phi = 71^\circ$  é calculado considerando uma estação terrena receptora do sinal de carga útil com G/T de 17 dB/K. Para valores menores de  $\phi$ , a EIRP mínima é calculada a partir do valor a  $71^\circ$ , levando-se em consideração a atenuação de propagação. As outras limitantes da Figura VI.9 são provenientes da Figura VI.7. O gabarito de ganho da antena S1 (antena que assegura a ligação com o solo no modo rotina) deve ser escolhido de maneira a compensar, na medida do possível, a atenuação de propagação devido à variação da distância entre o satélite e a estação terrena, e de maneira a reduzir ao mínimo as interferências entre antenas e os efeitos de reflexões no corpo do satélite, provenientes dos lóbulos trazeiros de S1. A Figura VI.10 mostra um gabarito de ganho considerado viável para a antena S1.

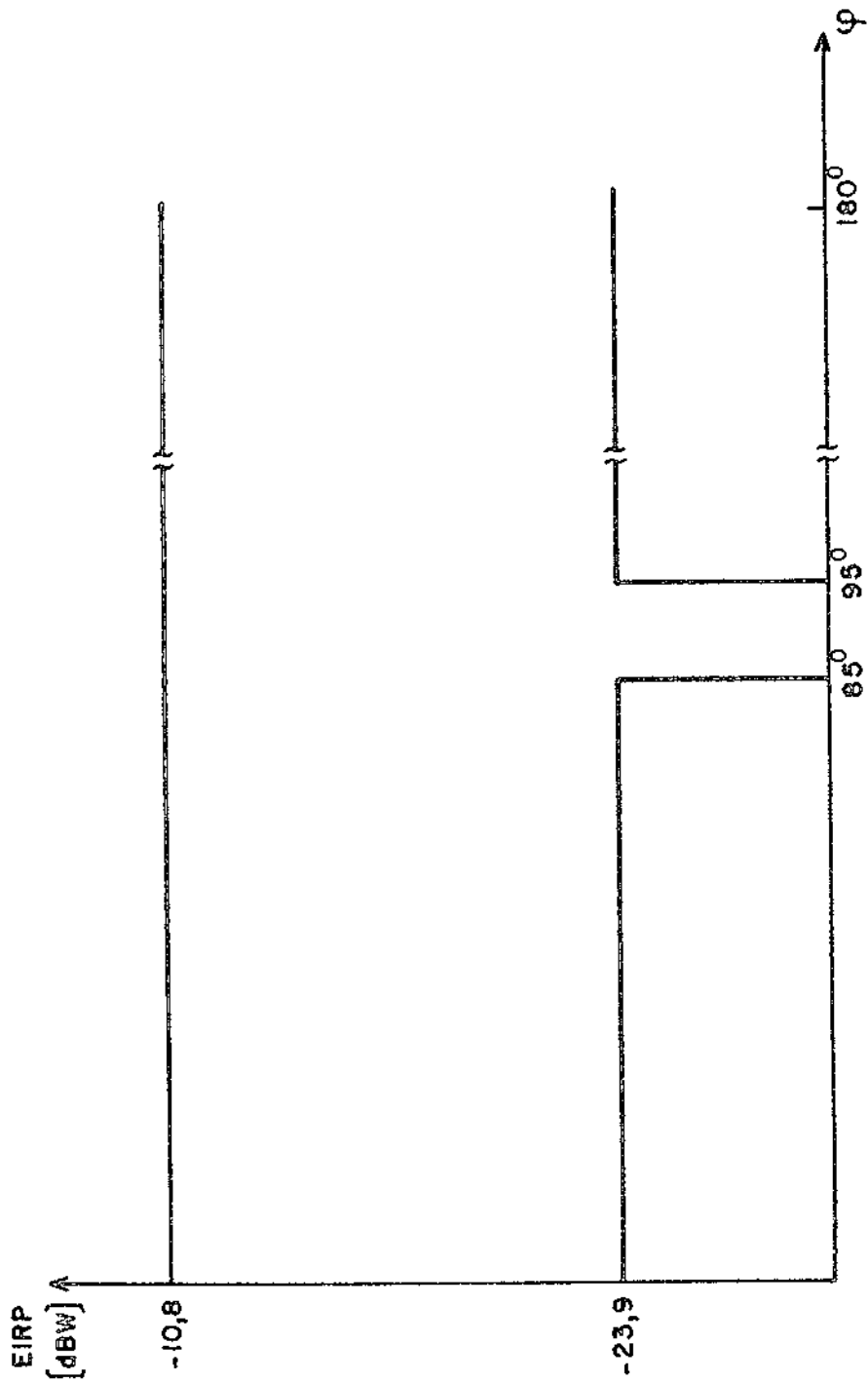


Fig. VI.7 - Limitação da EIRP (modo de fase crítica).

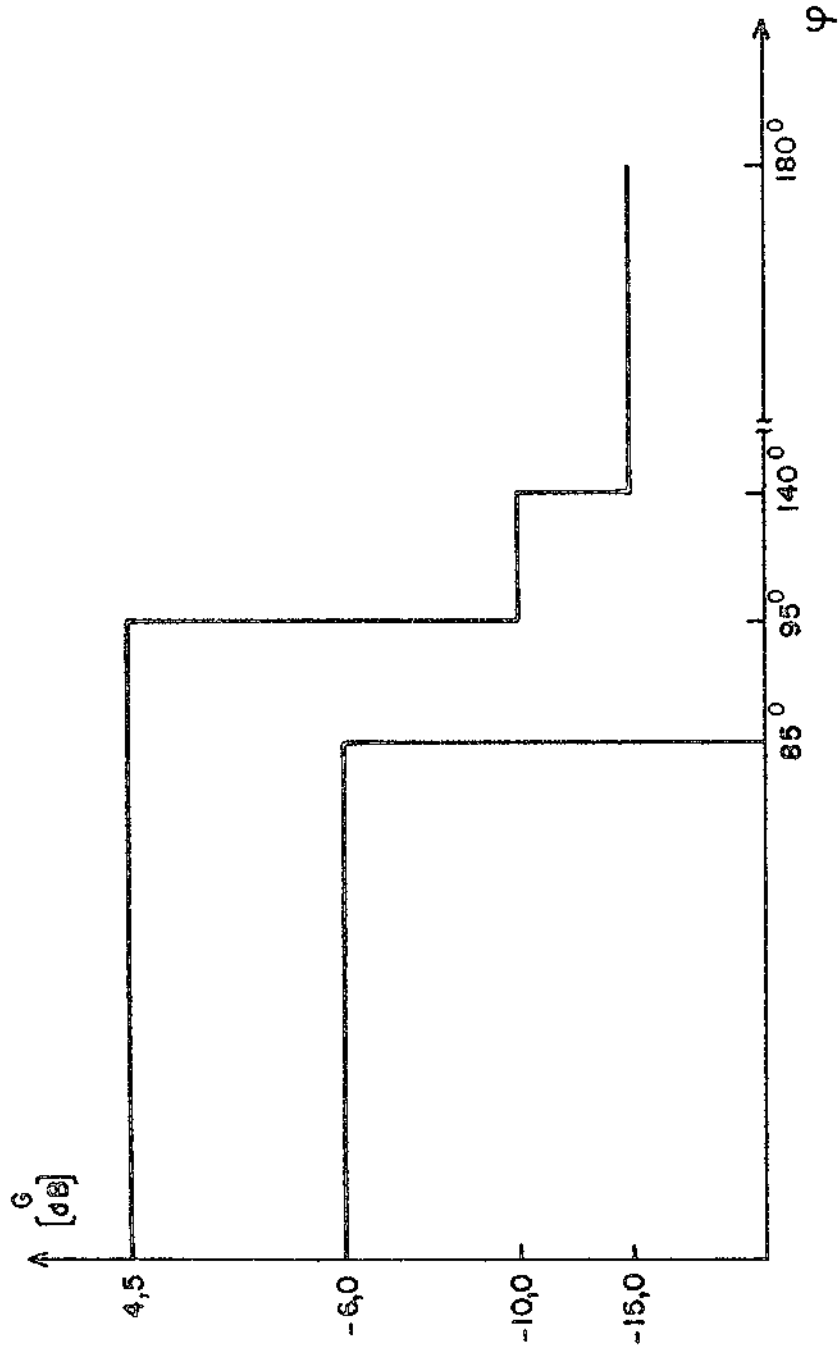


Fig. VI.8 - Gabarito de ganho para a antena elementar S2.

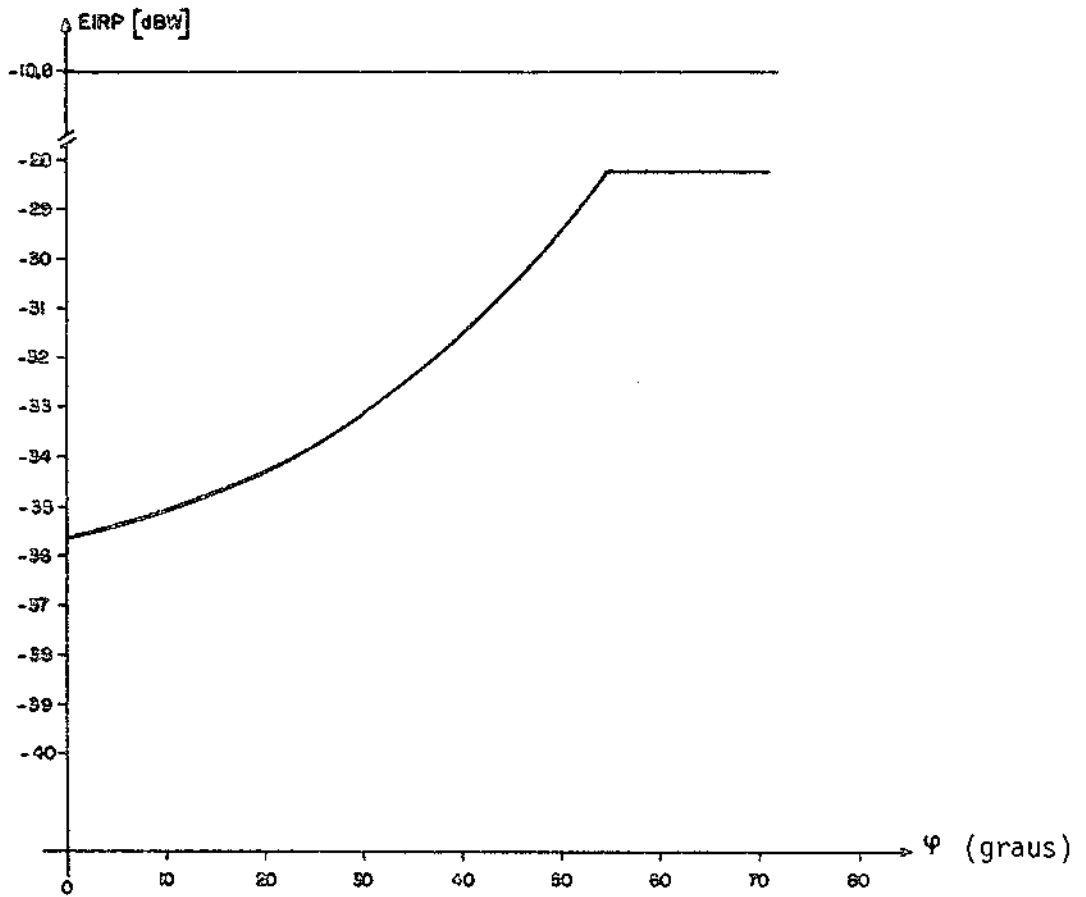


Fig. VI.9 - Limitação da EIRP (modo rotina).

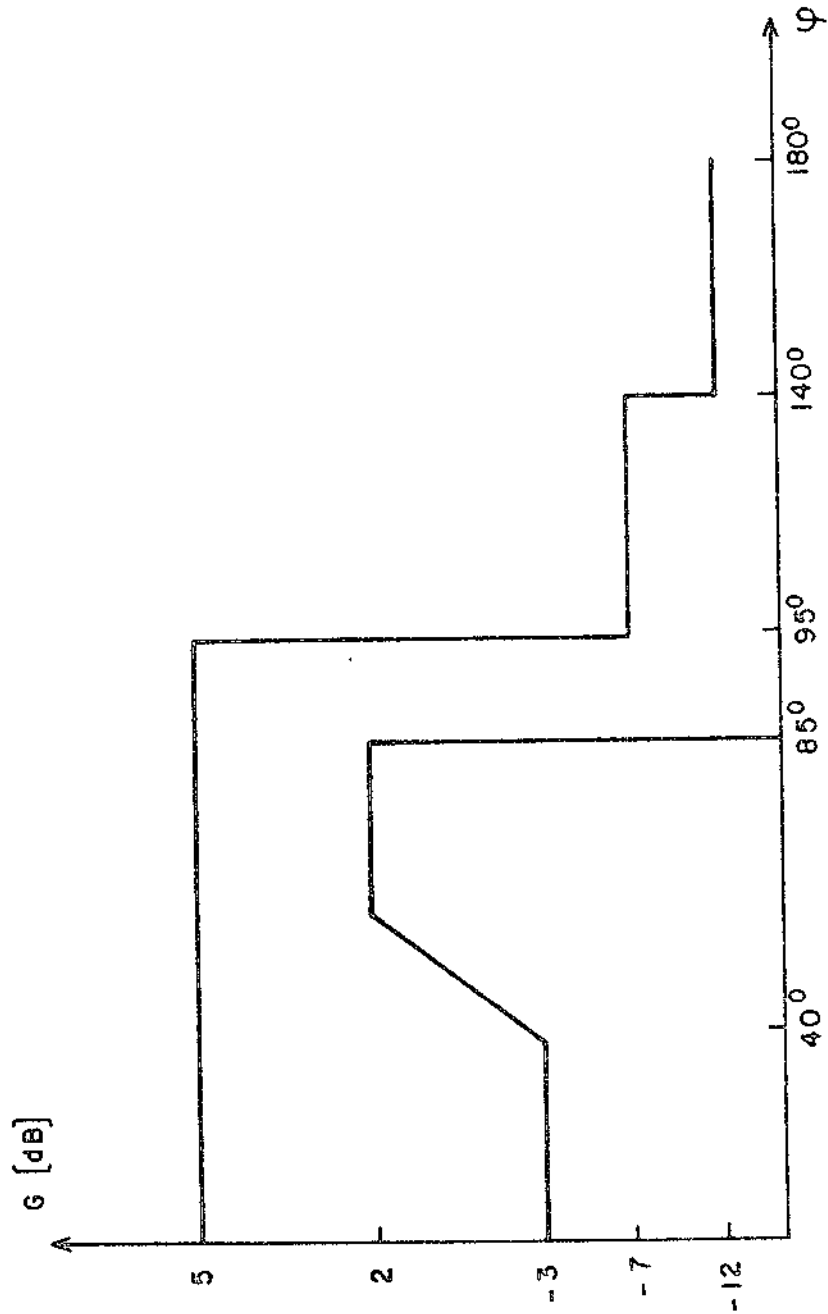


Fig. VI.10 - Gabarito de ganho para a antena elementar S1.

### VI.5.3.2 - Seleção das antenas elementares

As antenas elementares devem ter como características:

- diagrama facilmente modelável de modo a se obter as características indicadas nas Figuras VI.8 e VI.10;
- excelente relação frente/costa para permitir um bom desacoplamento da estrutura do satélite;
- uma boa característica de polarização circular.

As características acima são satisfeitas por uma antena helicoidal quadrifilar, cujo diagrama depende essencialmente de três parâmetros: passo, raio e número de espiras. Este tipo de antena é o escolhido para S1. Para S2, embora o mesmo tipo de antena possa ser utilizado, é conveniente que se estude uma solução alternativa em termos de uma antena de baixo perfil, para evitar problemas de sombra na face do satélite coberta com células solares, sobre a qual S2 será colocada.

### VI.5.3.3 - Implantação das Antenas

Há a considerar as seguintes interfaces durante a implantação das antenas:

- interface com a ogiva do foguete lançador;
- interface com os painéis do gerador solar;
- interface com os sensores ópticos;
- interface com o sistema de controle de atitude por gradiente de gravidade;
- interface com a antena de UHF.

Deverão ser efetuados estudos para determinar as posições ótimas das antenas S1 e S2, levando em consideração as interfaces mencionadas e a cobertura radioelétrica especificada. Tais estudos deverão contar com o

auxílio de uma maquete radioelétrica do satélite (possivelmente um modelo em escala) para que se determinem condições reais de desempenho.

#### VI.5.4 - Estimativas de Massa, Volume e Consumo de Energia

Na Tabela VI.2 são apresentadas estimativas preliminares para massa, volume e potência elétrica consumida pelos blocos componentes do subsistema R/TM/TC.

TABELA VI.2  
BALANÇO DE VOLUME, MASSA E CONSUMO

BLOCO	VOLUME (l)	MASSA (Kg)	CONSUMO (W)	
			vigília	operação
Dois transponders completos	12	6	9	18
Decodificador completo	6	2	1	1
Codificador completo	3	1	1	1
Híbrido e duplexador	1	1	0	0
Duas antenas Faixa S	(externo)	1	0	0
TOTAL	22	11	11	20



CAPÍTULO VII

SUBSISTEMA TRANSPONDER DE COLETA DE DADOS

A. B. Carleial

C. E. Santana

J. Kuno

P. Adabo

## CAPÍTULO VII

### SUBSISTEMA TRANSPONDER DE COLETA DE DADOS (CARGA ÚTIL)

#### VII.1 - Introdução

O transponder de coleta de dados constitui a carga útil do satélite e tem por finalidade receber informações emitidas por um grande número de plataformas para coleta de dados (PCDs) espalhadas pelo território brasileiro e transmitir essas informações para uma ou duas estações terrenas receptoras e processadoras. As PCD's são pequenas estações terrenas automáticas, equipadas com sensores para medidas de diversas grandezas ambientais (meteorológicas, hidrológicas, etc.) e com circuitos para a codificação, modulação e transmissão dos dados resultantes dessas medidas para o satélite. A comunicação entre as PCD's e o transponder de coleta de dados é feita na faixa 401-403 MHz, utilizando técnica de múltiplo acesso aleatório. O transponder recebe o conjunto dos sinais emitidos pelas PCD's através de uma antena de UHF, que é considerada parte da carga útil do satélite, transpõe o espectro recebido para SHF (faixa 2200-2290 MHz), amplifica o conjunto de sinais transpostos e o retransmite para a terra, acrescido de um tom piloto para referência de frequência, através da antena S1 do subsistema de telecomunicações de serviço (R/TM/TC).

#### VII.2 - Características Gerais

As plataformas para coleta de dados estarão divididas em quatro grupos, distintos pela frequência nominal de transmissão para o satélite, que é a mesma para todas as PCD's de um mesmo grupo. As PCD's dos quatro grupos estarão igualmente dispersas pelo Brasil, evitando-se a concentração de PCD's do mesmo grupo em um mesmo local.

As frequências nominais previstas para os quatro grupos são as apresentadas na Tabela VII.1. As frequências para a ligação descendente são citadas a título de exemplo, não constituindo escolha definitiva.

TABELA VII.1

FREQUÊNCIAS NOMINAIS DE TRANSMISSÃO (MHz)

GRUPO	LIGAÇÃO ASCENDENTE	LIGAÇÃO DESCENDENTE
PILOTO	401.53 (virtual)	2275.00
1	401.56	2275.03
2	401.59	2275.06
3	401.62	2275.09
4	401.65	2275.12

O transponder de coleta de dados operará com uma faixa espectral de 150 KHz, capaz de acomodar os quatro canais de transmissão das PCD's e mais a frequência piloto de referência, dispostos conforme a Figura VII.1.

A largura de faixa de 30 kHz para cada um dos quatro canais foi escolhida de modo a garantir que não haja interferências entre emissões de PCD's de grupos diferentes, levando em conta:

- a) Largura de faixa ocupada pelo sinal emitido por uma PCD: cerca de 2 kHz (400 bits/seg em código Manchester ou bifase, modulação de fase com portadora residual).
- b) Desvio de frequência causado por efeito Doppler na ligação ascendente: até cerca de 9 kHz, para mais ou para menos.

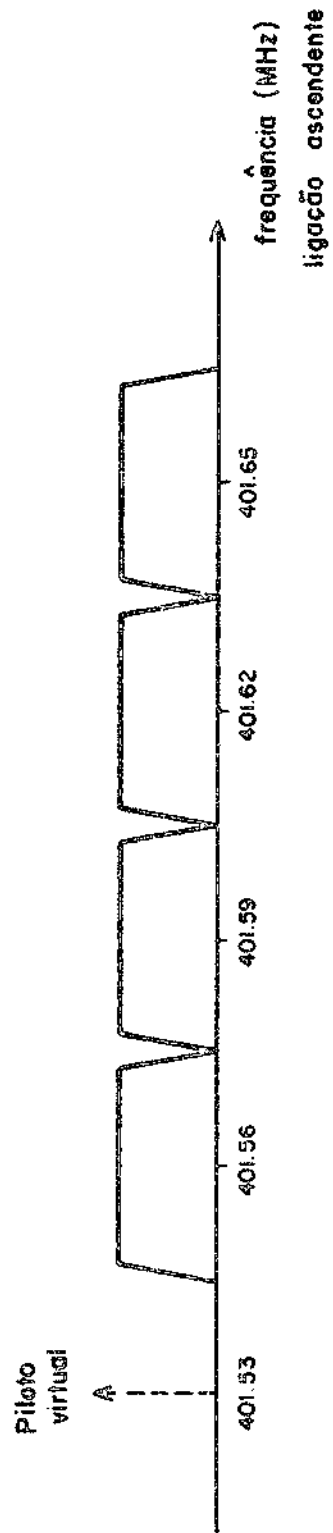


Fig. VII.1 - Esquema do Espectro das Transmissões de Coleta de Dados

- c) Erros iniciais no ajuste das frequências de emissão das PCDs, mais desvios de curto, médio e longo prazo (envelhecimento): cerca de 4 kHz acima ou abaixo da frequência normal.

O efeito Doppler da ligação descendente age conjuntamente sobre todo o espectro transposto, sem afetar o sistema quanto a interferência, e será eliminado na recepção em Terra com o auxílio do sinal piloto de referência.

O transponder de coleta de dados operará com um sinal de entrada de características altamente variáveis, em decorrência do múltiplo acesso aleatório na ligação ascendente. Apenas o piloto de referência (gerado no próprio satélite) estará permanente e continuamente presente no espectro. Cada PCD faz emissões de curta duração ( $\sigma=0.4$  seg é um valor típico), repetidas a intervalos de aproximadamente  $T=200$  seg. Como as PCDs não são sincronizadas, as emissões provenientes de centenas delas chegam ao satélite aleatoriamente no tempo, sendo que a distribuição de chegadas é bem representada por um modelo de Poisson. As emissões podem estar deslocadas de até  $\pm 13$  kHz, aproximadamente, das frequências nominais de cada grupo, conforme visto acima, e variam sobre uma ampla gama dinâmica quanto ao nível de potência que chega ao transponder (veja seção VII.3.4). O dimensionamento da potência do transmissor do transponder será feito levando em conta as variações de sua carga de tráfego.

Duas ou mais emissões de plataformas interferem entre si quando chegam à entrada do transponder superposta nos domínios do tempo e da frequência. Emissões simultâneas poderão ser separadas e corretamente decodificadas em Terra se chegarem ao satélite com suficiente separação espectral, o que frequentemente ocorre, graças principalmente ao efeito Doppler.

O diagrama de blocos do transponder de coleta de dados é apresentado na Figura VII.2. A antena S1, utilizada para a transmissão no sentido espaço-terra, bem como o duplexador, são considerados parte do subsistema R/TM/TC, tratado no Capítulo VI. Os problemas de cobertura radioelétrica e visibilidade relevantes às comunicações da carga útil são também discutidos naquele capítulo.

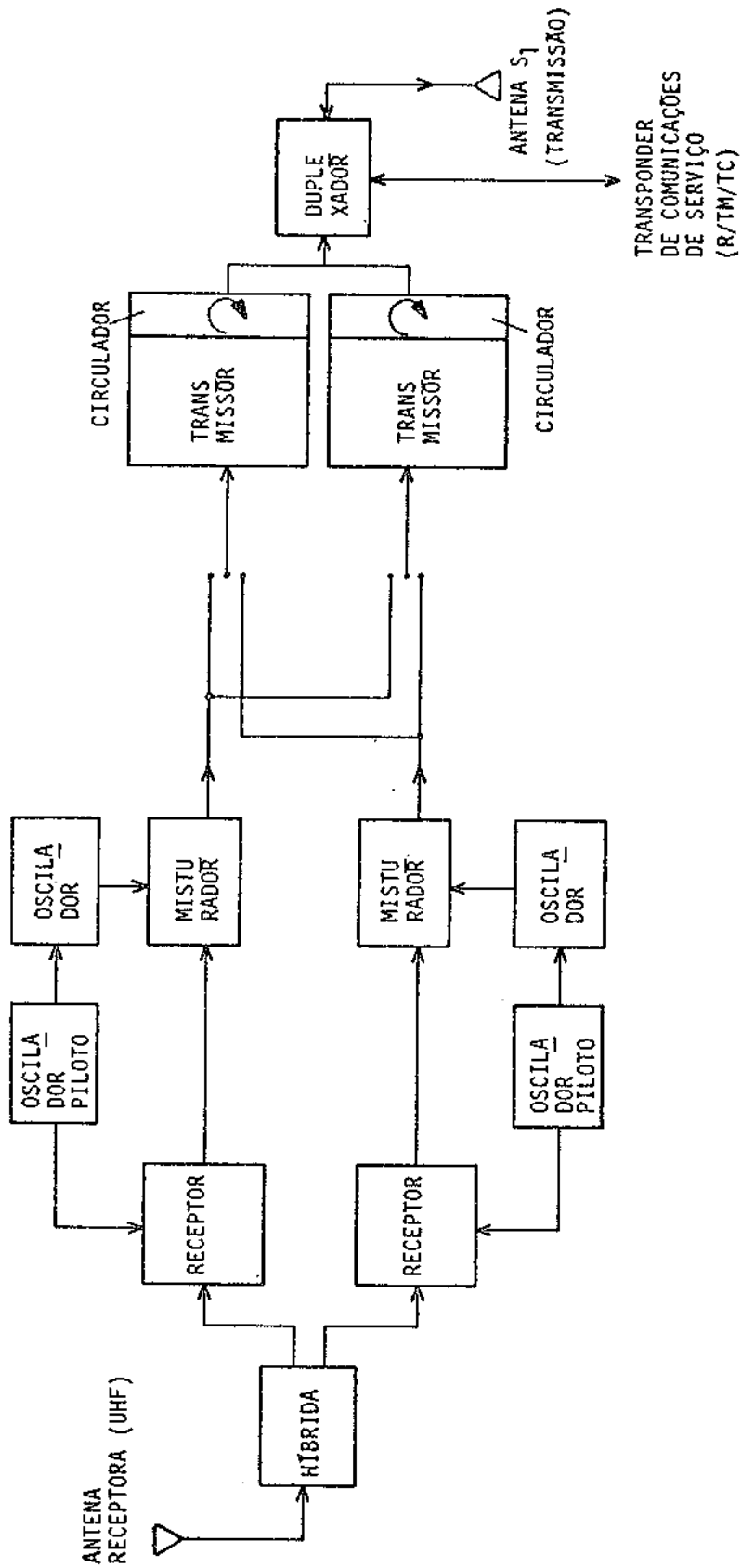


Fig. VII.2 - Transponder de Coleta de Dados

### VII.3 - Cálculos de Enlace

Serão considerados nos cálculos de enlace e dimensionamento do subsistema aos seguintes dados:

EIRP mínima de uma PCD (elevação $5^{\circ}$ )	3 dB W
Ganho da antena receptora (UHF) do satélite (para PCD com elevação $5^{\circ}$ )	2 dB
Ganho da antena transmissora (faixa S) do satélite (para estação terrena com elevação $5^{\circ}$ )	2 dB
Número médio de emissões simultâneas nos quatro canais, considerando 1500 PCDs por grupo, quantidade máxima tida como viável.	12
Número máximo de emissões simultâneas nos quatro canais (excedido menos de 1% do tempo) nas mesmas condições citadas.	22

#### VII.3.1 - Relação $P/N_0$ Requerida

Nesta seção é apresentado o cálculo em dB da relação potência de sinal/densidade espectral de ruído ( $P/N_0$ ) necessária para o enlace completo, desde a PCD até a estação terrena receptora e processadora.

$E_b/N_0$ (para BER = $10^{-5}$ )	9.5
Taxa de transmissão (400 bit/seg)	26.0
Perda de modulação (PM, = $60^{\circ}$ )	2.0
<hr/>	
$P/N_0$ teórica	37.5
Perda de implementação prática	2.5
Margem	3.0
<hr/>	
$P/N_0$ requerida	43.0 dBHz
<hr/>	

### VII.3.2 - Cálculo para Ligação Ascendente

O cálculo a seguir, em dB, determina a relação  $P/N_0$  mínima disponível na ligação ascendente.

EIRP	3.0
$(\lambda/4\pi d)^2$ para $d = 2560$ km	- 152.7
ganho da antena UHF do satélite	1.5
$(1/kT)$ para $T = 1000$ K (satélite)	198.6
Perdas diversas (propagação, polarização, etc.)	- 3.0
<hr/>	
$P/N_0$ (ligação ascendente apenas)	47.4 dBHz
<hr/>	

### VII.3.3 - Cálculo para a Ligação Descendente

Considerando os valores de  $P/N_0$  determinados nas Seções VII.3.1 e VII.3.2, obtêm-se o valor de  $P/N_0$  necessário para a ligação descendente considerada isoladamente:

$$(P/N_0)_{desc.}^{-1} = (P/N_0)_{total}^{-1} - (P/N_0)_{asc.}^{-1}$$

$$(P/N_0)_{desc.} = 44.9 \text{ dBHz}$$

Este valor serve para definir o mínimo fluxo de potência  $\phi$  (watt/m<sup>2</sup>) que deve chegar à estação terrena receptora, correspondente a uma única emissão de PCD, através da expressão

$$\frac{P}{N_0} = \frac{\phi \lambda^2}{4\pi k} \left( \frac{G}{T} \right),$$

onde  $\lambda = 0.135$  m é o comprimento de onda,  $k$  é a constante de Boltzmann, e  $G/T$  é a relação ganho/temperatura da estação terrena. Tomando o valor



$G/T = 17 \text{ dBK}^{-1}$  (bastante inferior ao que deverá haver efetivamente disponível em Cuiabá e Cachoeira Paulista), obtemos

$$\phi = - 172.4 \text{ dBW/m}^2.$$

As perdas atmosféricas e devidas a descasamentos de polarização são estimadas em  $L = 1 \text{ dB}$ . A EIRP mínima necessária ao satélite (para uma emissão de PCD) é dada por

$$\text{EIRP} = 4\pi d^2 \phi L = - 32.2 \text{ dBW},$$

considerando a distância máxima  $d = 2560 \text{ km}$ . A EIRP total para a qual deve ser dimensionado o transponder de coleta de dados é consideravelmente maior que a citada acima, por duas razões:

- a) Em média, as emissões das PCD's chegarão ao satélite com nível de potência bem mais elevada que o valor mínimo utilizado nos cálculos da ligação ascendente, solicitando do transmissor do transponder uma potência de saída proporcionalmente maior,
- b) Quando o satélite estiver passando sobre a parte central do território do Brasil (situação de máxima carga), haverá, em média, cerca de 12 emissões simultâneas de PCDs passando pelo transponder, considerados os quatro canais (grupos de PCDs). O número máximo considerado para o projeto, excedido de 1% do tempo na situação de máxima carga, é 22 emissões simultâneas. Feitas estas considerações, resulta o seguinte cálculo em dB:

(Veja a próxima página)

EIRP mínima por emissão	- 32.2
Fator de compensação para o item (a)	10.0
Fator correspondente ao número máximo (22) de emissões simultâneas	13.4
<hr/>	
EIRP total de pico requerida do satélite	- 8.8
Inverso do ganho da antena SI (transmissão)	- 2.0
Perdas entre transmissor e antena	2.5
<hr/>	
Potência máxima requerida do transponder para os quatro canais	8.3 dBW (148 mW)
<hr/>	

Devemos ainda prever uma potência constante adicional, associada à transmissão do piloto de referência, que pode ser estipulada em 20 mW. Especificamos, então, que o transponder deve ser capaz de transmitir até 170 mW sem entrar em saturação. Entretanto, mesmo na situação de máxima carga, a potência média solicitada do transponder será menor, em torno 100 mW. Estes valores de potência correspondem a um projeto em que o acoplamento das saídas dos transponders redundantes (vide Figura VII.2) é feito com chaveamento. Caso se adote a solução bem mais simples e confiável de um acoplamento a circulador com carga casado no terceiro acesso, todos os valores de potência devem ser aumentados por um fator dois.

#### VII.3.4 - Gama Dinâmica dos Níveis de Potência das Emissões

As emissões originárias das PCDs chegam à entrada do receptor do transponder de coleta de dados dentro de uma ampla gama de possíveis níveis de potência, determinada pelos efeitos combinados dos seguintes fatores principais:

- a) Discrepâncias entre as potências dos transmissores das PCDs em relação ao valor nominal (5W).

- b) Discrepâncias entre os diagramas de radiação das antenas das PCDs em relação ao diagrama teórico, que teria perfeita simetria azimutal, ausência de flutuações irregulares, etc.
- c) Flutuações irregulares e outras imperfeições no diagrama de radiação da antena receptora de UHF da carga útil do satélite em relação ao seu diagrama teórico.
- d) Diferenças entre as distâncias de propagação dos sinais das PCDs até o satélite, não compensadas inteiramente pelos diagramas de radiação das antenas das PCDs e do satélite, mesmo considerando os diagramas teóricos.
- e) Variações de altitude do satélite, no caso de não se obter órbita perfeitamente circular.
- f) Diferenças de uma emissão para outra no referente a atenuação atmosférica, cintilação ionosférica, efeitos de raio refletido no solo e multitrajetórias, perdas por descasamentos de polarização, etc.

A análise quantitativa dos efeitos de todos esses fatores é difícil e depende de muitos dados ainda não disponíveis. Mas é possível estimar que a grande maioria das emissões chegará ao satélite dentro de uma gama de 20 dB (não são consideradas as emissões provenientes de PCDs que vêem o satélite com ângulo de elevação inferior a  $5^{\circ}$ ). Em princípio, o funcionamento de transponder não deve ser afetado pelo fato de existir uma grande dispersão de níveis de potência entre as emissões.

A questão da gama dinâmica é importante porque dificultará a detecção, separação e processamento das diversas emissões na estação terrena receptora e porque pelo menos uma pequena porcentagem de emissões chegará ao solo, no enlace descendente, com nível de potência excedendo a densidade de fluxo máxima permitida pelos regulamentos internacionais. A gama dinâmica que afeta estes dois problemas é ainda maior que aquela que existe à entrada do transponder, pois inclui também as variações correspondentes à ligação descendente.

#### VII.4 - Descrição da carga útil

##### VII.4.1 - Transponder

O transponder de coleta de dados está representado em diagrama de blocos na Figura VII.2. A configuração redundante visa aumentar a confiabilidade dentro do tempo previsto para a missão.

O oscilador de referência usado na geração do tom piloto deve ter estabilidade suficiente para que a estação terrena receptora possa utilizá-la em uma malha de fase amarrada (PLL) para compensar o efeito Doppler da ligação descendente e mais os desvios de frequência causados pelo misturador do transponder (satélite) e pelos conversores da própria estação terrena, deixando um erro de frequência residual bem menor que a largura de faixa de um canal (30 kHz). Os desvios de frequência correspondentes às PCDs e ao efeito Doppler da ligação ascendente não são compensados. Estipulando o desvio residual de frequência em  $\pm 1$  kHz (em 401.53 MHz), a estabilidade requerida é da ordem de  $\pm 2.5 \times 10^{-6}$ . Por conveniência, o oscilador de referência do piloto é empregado como referência também para o oscilador do conversor UHF/SHF do transponder (Figura VII.2).

A temperatura de ruído do 1000 K foi especificada para a recepção do UHF no satélite, incluindo o ruído captado pela antena. O transmissor deverá ter um amplificador de saída a transistor. Em princípio, o transponder deve operar em regime linear até o nível máximo de potência especificada (170 mW), evitando a formação de produtos de intermodulação e a supressão de emissões fracas pela presença de emissões fortes. Pode ser considerada a utilização de um controle automático de ganho (AGC), por telecomando ou automático, caso se considere provável a inserção em órbita muito excêntrica (com variação de altitude excedendo 300 km). O AGC automático deveria ter constante de tempo longa (da ordem de vários segundos). O uso do AGC não foi suficientemente estudado e, em princípio, não se prevê seu emprego neste sistema.

#### VII.4.2 - Antena de UHF

A antena de UHF da carga útil deve prover a mesma cobertura radioelétrica que a antena S2 da telemetria, e ao mesmo tempo deve evitar uma faixa dinâmica excessiva do nível do sinal recebido na entrada do transponder de carga útil. Assim, o ganho de antena de UHF deve ser moldado de forma a compensar, na medida do possível, as variações de intensidade do sinal recebido devidas à imperfeição dos diagramas de radiação das antenas das PCDs e à atenuação adicional de propagação quando a propagação terra-satélite se dá a ângulos menos elevados. Esta compensação deve ser feita levando-se em consideração a imprecisão de apontamento do satélite, para que a compensação introduzida considerando-se o satélite em atitude correta, não seja maléfica quando a atitude do satélite estiver deslocada do ideal dentro da tolerância prevista.

Para diminuir as exigências de moldagem do feixe de antena de bordo, as antenas das PCDs têm seus diagramas moldados de modo a tornar constante a densidade de fluxo de potência que chega ao satélite na maior parte possível de seus ângulos de cobertura. Pode-se considerar que para ângulos de elevação  $\alpha$  (vide Figura VII.3) superiores a  $25^\circ$ , a antena da PCD compensa atenuação de propagação. Para valores inferiores de  $\alpha$ , entretanto, esta compensação não é viável porque é necessário que a antena fique bem desacoplada do solo. Para estes valores de  $\alpha$ , o ganho de antena da PCD comporta-se aproximadamente como mostrado na Figura VII.4. A mesma figura mostra a variação da atenuação devida à distância de propagação em função de  $\alpha$ . Para compensar a atenuação de propagação e o decréscimo de ganho da antena da PCD, a antena UHF do satélite teria que ter ganho constante para  $\phi$  até  $55^\circ$  e daí até  $\phi = 71^\circ$  um acréscimo de ganho de 12,5 dB. Além de inviabilidade técnica de tal antena, deve-se notar que a imprecisão de apontamento do satélite torna indesejável uma variação tão grande de ganho para pequenos deslocamento angulares. Considerando os aspectos discutidos acima, chega-se a que o gabarito de ganho da antena de UHF da carga útil deve

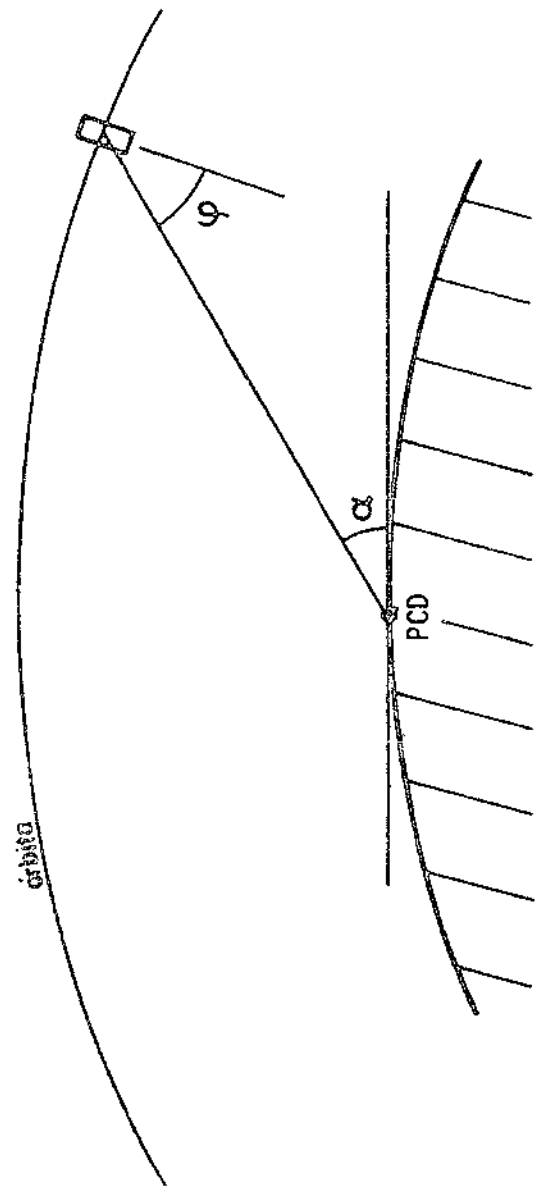


Fig.VII.3 - Definições de ângulos.

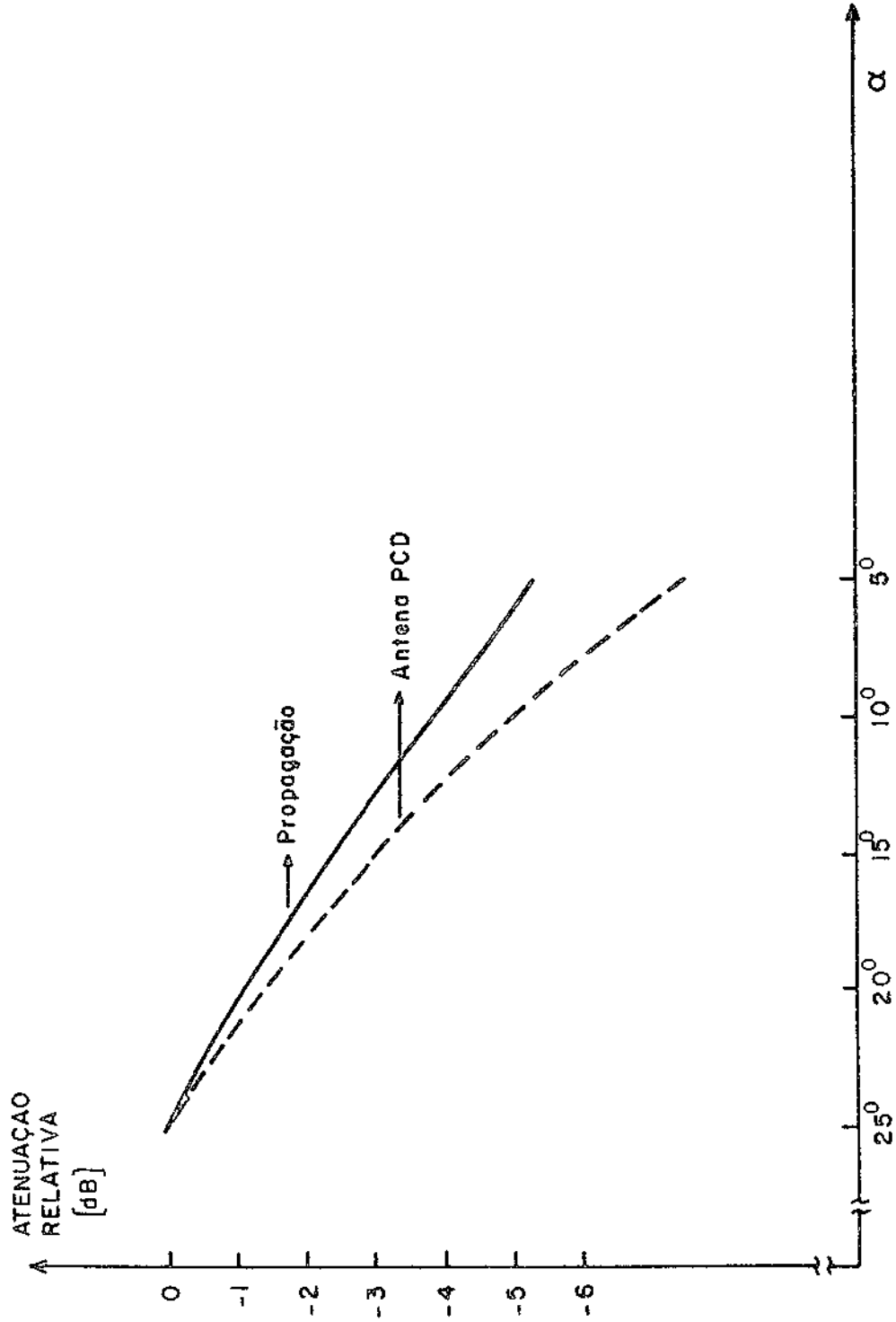


Fig.VII.4 - Atenuações devidas à antena do PCD e a propagação.

procurar um compromisso entre a redução desejada para a faixa dinâmica do nível do sinal recebido, a imprecisão do apontamento do satélite e a viabilidade de realização. O gabarito de ganho escolhido para a antena UHF de bordo é mostrado na Figura VII.5.

#### VII.4.3 - Estimativas de Massa, Volume e Consumo de Energia

As estimativas seguintes não incluem as partes compartilhadas com o subsistema R/TM/TC, que são consideradas para este fim dentro daquele subsistema (vide Capítulo VI).

	MASSA (Kg)	VOLUME (Litro)	CONSUMO (Watt)	
			operação	vigília
transponder	10	18	16	3
antena VHF	0.7	externo	0	0



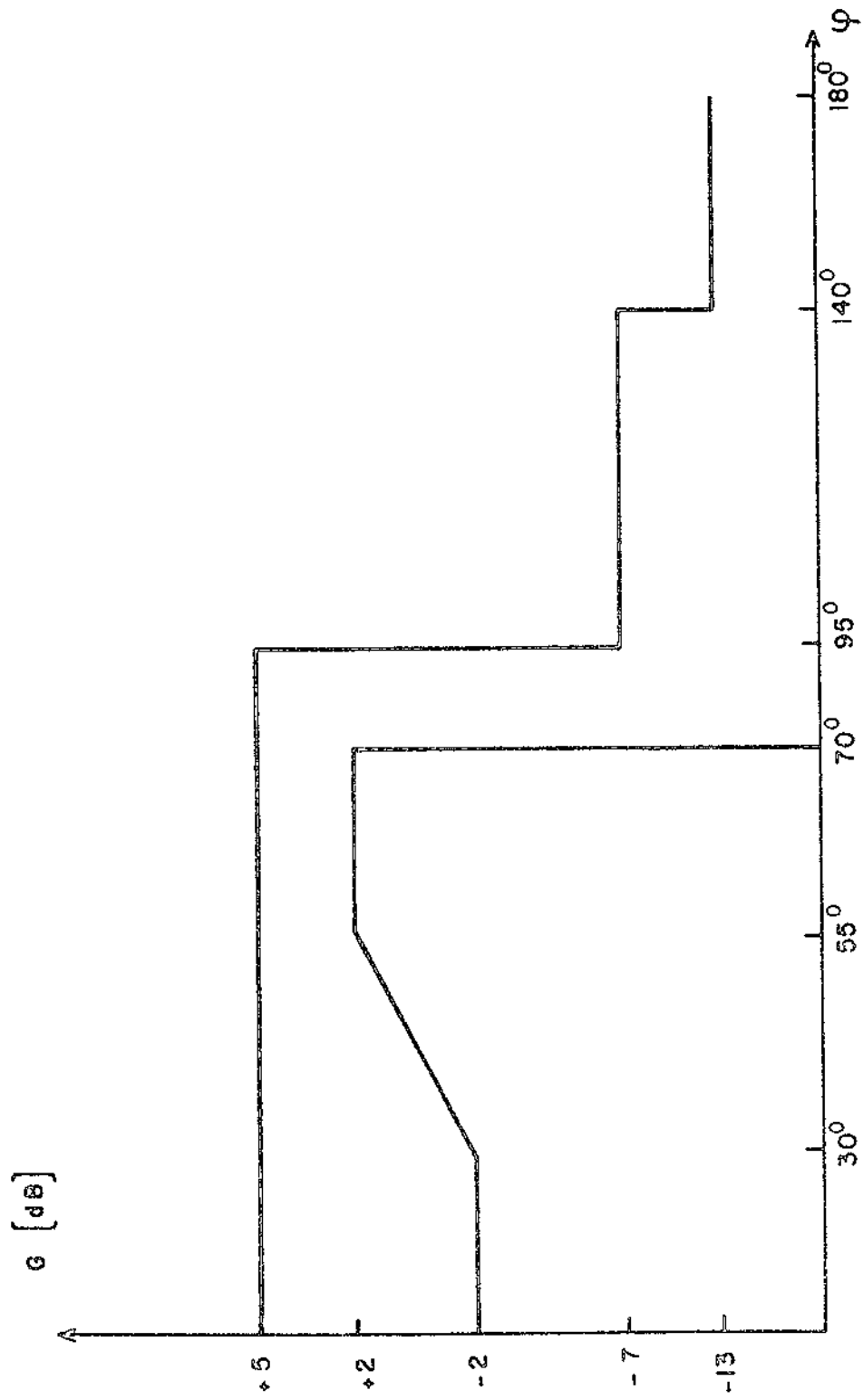


Fig.VII.5 - Gabarito de ganho da antena UHF da carga útil.

MISSÃO ESPACIAL COMPLETA  
ESTUDO DE VIABILIDADE DO SATÉLITE BRASILEIRO

ANEXO 3

O SISTEMA SOLO DO SATÉLITE

**CONFIDENCIAL**

CONSELHO NACIONAL DE DESENVOLVIMENTO CIENTÍFICO E TECNOLÓGICO (CNPq)

INSTITUTO DE PESQUISAS ESPACIAIS (INPE)

Dezembro 1979

## AUTORES

P. ROZENFELD:

- Capítulo I - Introdução
- Capítulo III - Estações Terrenas
- Capítulo IV - Centro de Controle
- Capítulo V - Centros de Operação e de Missão
- Capítulo VI - Centro de Preparação para Lançamento
- Capítulo IX - Custos
- Apêndice - Exame das Especificações Gerais de Estações Terrenas

E. W. BERGAMINI:

- Capítulo VII - Rede de Coleta e Disseminação de Dados
- Capítulo VIII - Rede de Dados para Controle Espacial

VALDER M. MEDEIROS,

V. CARRARA e

HÉLIO KOITI KUGA:

- Capítulo II - Órbita do Satélite Coleta de Dados

## ÍNDICE

<u>CAPÍTULO I - INTRODUÇÃO</u> .....	1
● I.1 - Generalidades .....	1
● I.2 - Localização das Estações Terrenas .....	4
● I.3 - Filosofia de Desenvolvimento .....	6
<u>CAPÍTULO II - ÓRBITA DO SATÉLITE COLETA DE DADOS</u> .....	10
● II.1 - Generalidades .....	10
● II.2 - Primeiro Estudo de Otimização da Inclinação .....	11
<u>CAPÍTULO III - ESTAÇÕES TERRENAS</u> .....	21
● III.1 - O Sistema da Antena .....	21
● III.2 - Estação Terrena .....	23
<u>CAPÍTULO IV - CENTRO DE CONTROLE</u> .....	27
<u>CAPÍTULO V - CENTROS DE OPERAÇÃO E DE MISSÃO</u> .....	30
<u>CAPÍTULO VI - CENTRO DE PREPARAÇÃO PARA LANÇAMENTO</u> .....	33
<u>CAPÍTULO VII - REDE DE COLETA E DISSEMINAÇÃO DE DADOS - RECODI</u> ....	35
● VII.1 - Introdução .....	35
● VII.2 - Composição do Sistema .....	35
● VII.3 - Programa Operacional do Sistema .....	38
● VII.4 - Integração com o Centro de Missão .....	38
● VII.5 - Integração com o Sistema REDACE .....	38
<u>CAPÍTULO VIII - REDE DE DADOS PARA CONTROLE ESPACIAL - REDACE</u> .....	40
● VIII.1 - Introdução .....	40
● VIII.2 - Partes Constituintes do Sistema REDACE e da Estação Terrena .....	44

● VIII.3 - Programa Operacional do Sistema e da Estação Terrena .....	45
● VIII.4 - Integração com o Centro de Controle .....	46
● VIII.5 - Integração com o Centro-de-Operações .....	47
● VIII.6 - Referências .....	48
<u>CAPÍTULO IX - CUSTOS</u> .....	49
<u>APÊNDICE</u> .....	58

## CAPÍTULO I

### INTRODUÇÃO

#### I.1 - Generalidades

Costuma-se dividir a vida do Satélite nas seguintes fases: a fase de preparação para lançamento, a fase de colocação em órbita, a fase de utilização ou operação e a fase crítica. O Sistema Solo de Satélite é projetado para poder acompanhar todas estas fases.

A fase de preparação para lançamento antecede ao lançamento do Satélite e envolve a verificação e os testes do Satélite na Base de Lançamento até o instante da partida do Lançador. Neste fase, o Sistema Solo se reduz apenas ao Centro de Preparação para Lançamento, descrito no Capítulo VI e ao Banco de Simulação do Satélite.

A duração desta fase é de aproximadamente 2 meses, de acordo com o cronograma de eventos seguinte:

- D - dia programado do lançamento.
- D - 50 - chegada ao Centro de Preparação para Lançamento do Satélite e dos equipamentos associados.
- D - 40 - início da fase de verificação dos meios de ensaios.
- D - 30 - início de preparação do Satélite.
- D - 4 - instalação do Satélite no topo do Lançador.
- D - lançamento.
- D + 2 - desmontagem dos equipamentos associados.
- D + 4 - despacho dos equipamentos associados da Base de Lançamento.

A arquitetura geral do Sistema Solo do Satélite na fase de operação é dada na Figura I.1. Tem-se uma cadeia de elementos que permite controlar o Satélite em órbita, bem como obter os dados da sua carga útil.

O primeiro elemento desta cadeia é o Sistema da Antena. Graças ao fato de a faixa de frequência de 2 GHz ser utilizada tanto para a Telemetria de Serviços, como também para a Telemetria de Carga Útil, Telecomando e Rastreamento, o Sistema da Antena é usado tanto para a recepção como para a transmissão.

O sinal de TM recebido é encaminhado à Estação Terrena que se encarrega de um primeiro pré-processamento destes sinais. Estes sinais multiplexados com os dados tecnológicos da própria Estação e da Antena são enviados por meio da Rede de Dados de Controle Espacial (REDACE) ao Centro de Controle.

O Centro de Controle se encarrega dos dados tecnológicos do Satélite e da Estação Terrena. Os dados de carga útil são enviados ao Centro de Operação. O Centro de Controle processa os dados tecnológicos do Satélite e, se houver uma discrepância entre estes dados e aqueles previstos, gera ordens de Telecomando de correção. Estas ordens são enviadas à Estação Terrena onde são codificados e transmitidos ao Satélite.

Os dados de Telemetria de Carga Útil são processados no Centro de Operação e distribuídos aos Usuários por meio do Centro de Missão.

A duração desta fase é de no mínimo 2 anos.

Na fase de colocação em órbita, a arquitetura geral do Sistema Solo do Satélite sofre uma alteração. Nesta fase é fundamental reconstituir a primeira órbita com muita precisão. Por isto, são utilizadas várias estações terrenas localizadas ao longo da órbita e bem

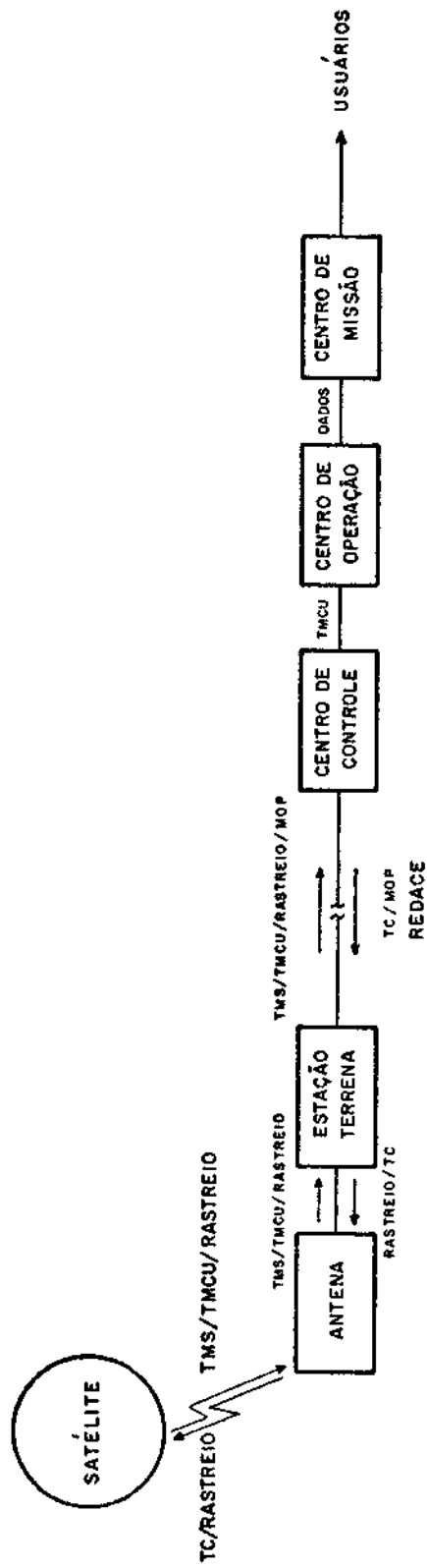


Fig. I.1 - Esquema Geral do Sistema Solo



afastadas entre si. Utilizam-se, pois, as estações terrenas das Redes NASA, CNES, ESA, NASDA, etc. Cada uma destas estações manda os dados de TMS para o Centro de Controle que os processa e assim reconstitui a órbita real do satélite. A duração desta fase é da ordem de uma semana.

A fase crítica ocorre quando há uma falha grave ou um acidente a bordo do satélite. Nesta fase a configuração do Sistema Solo do Satélite é o da fase de colocação em órbita.

## I.2 - Localização das Estações Terrenas

A vida útil do Sistema Solo de Satélite é bem superior ao do próprio Satélite, pois é superior a 10 anos, enquanto a do Satélite é por volta de 2 anos. Isto exige que o Sistema Solo seja facilmente adaptável não a um único Satélite, mas a vários, com missões bem diferentes. A arquitetura geral adotada para o Sistema Solo permite esta flexibilidade, pois para cada missão diferente do Satélite, deve-se construir um Centro de Operação e um, Centro de Missão diferentes, permanecendo o Sistema da Antena, a Estação Terrena e o Centro de Controle com pouca ou nenhuma modificação.

Diversos fatores influem na escolha da localização geográfica dos vários sistemas do Sistema Solo. O local a ser escolhido para a Estação Terrena deve ser tal que permita o máximo de visibilidade do Satélite sobre o território brasileiro. Deve, também, possuir uma infraestrutura com energia elétrica e ligação com a rede da EMBRATEL para facilitar a implantação da Rede de Dados de Controle Espacial (REDACE) que é a rede que ligará o Centro de Controle com os outros sistemas dos Segmento Solo. Por estas razões Cuiabá foi escolhida para a sede da Estação Terrena Principal. A Figura I.2 mostra a curva de visibilidade da Estação Terrena de Cuiabá. Observa-se que a visibilidade de Cuiabá cobre a maior parte do Território Brasileiro, bem como vários outros países da América do Sul. Cuiabá já possui a Estação de Recepção do satélite LANDSAT, com toda a infraestrutura correspondente, facilitando assim a implantação da Estação Terrena para o satélite brasileiro.



Fig. I.2 - Curva de Visibilidade de Cuiabá.

Por razões de confiabilidade, há necessidade de se implantar uma outra Estação Terrena, chamada a Estação Terrena Redundante. Decidiu-se que esta Estação Terrena estará localizada em Cachoeira Paulista, pois todos os outros Centros do Sistema Solo também estarão localizados lá. Esta centralização permitirá um melhor aproveitamento de recursos humanos e materiais. A curva de visibilidade de Cachoeira Paulista (Figura I.3), cobre a parte do Nordeste do Brasil não coberta pela Estação Terrena de Cuiabá. A Estação Terrena de Cachoeira Paulista permite também comandar o Satélite depois que este deixar o território nacional, voando para leste, a fim de executar uma certa tarefa sobre o Brasil na sua órbita seguinte. A existência de duas Estações Terrenas permitirá também resolver o problema de recepção de 2 satélites ao mesmo tempo.

### I.3 - Filosofia de Desenvolvimento

Quanto à filosofia de desenvolvimento do Sistema Solo do Satélite, será adotada a abordagem sistêmica. Em princípio, os equipamentos serão adquiridos no mercado mundial (equipamentos de linha) e serão em seguida testados e integrados pelo INPE. Os computadores de comunicação das redes REDACE (Capítulo VIII) e Rede de Coleta e de Disseminação de Dados (RECODI - Capítulo VII) serão desenvolvidos e construídos pelo INPE com a ajuda da indústria nacional. Os computadores de supervisão das Estações Terrenas serão comprados ou construídos pelo INPE, ficando a decisão para a fase de detalhamento.

O cronograma de implementação do Sistema Solo do Satélite está mostrado na Figura I.4. O biênio 1980-1981 será dedicado ao estudo e especificação detalhada dos equipamentos. Nesta fase será decidida a conveniência da compra ou de desenvolvimento pelo INPE do computador de Supervisão das Estações Terrenas. No fim desta fase serão negociadas as compras dos equipamentos a serem importados.

O triênio seguinte (1982-1984) será dedicado ao projeto e à construção dos equipamentos comprados no Brasil e/ou desenvolvidos

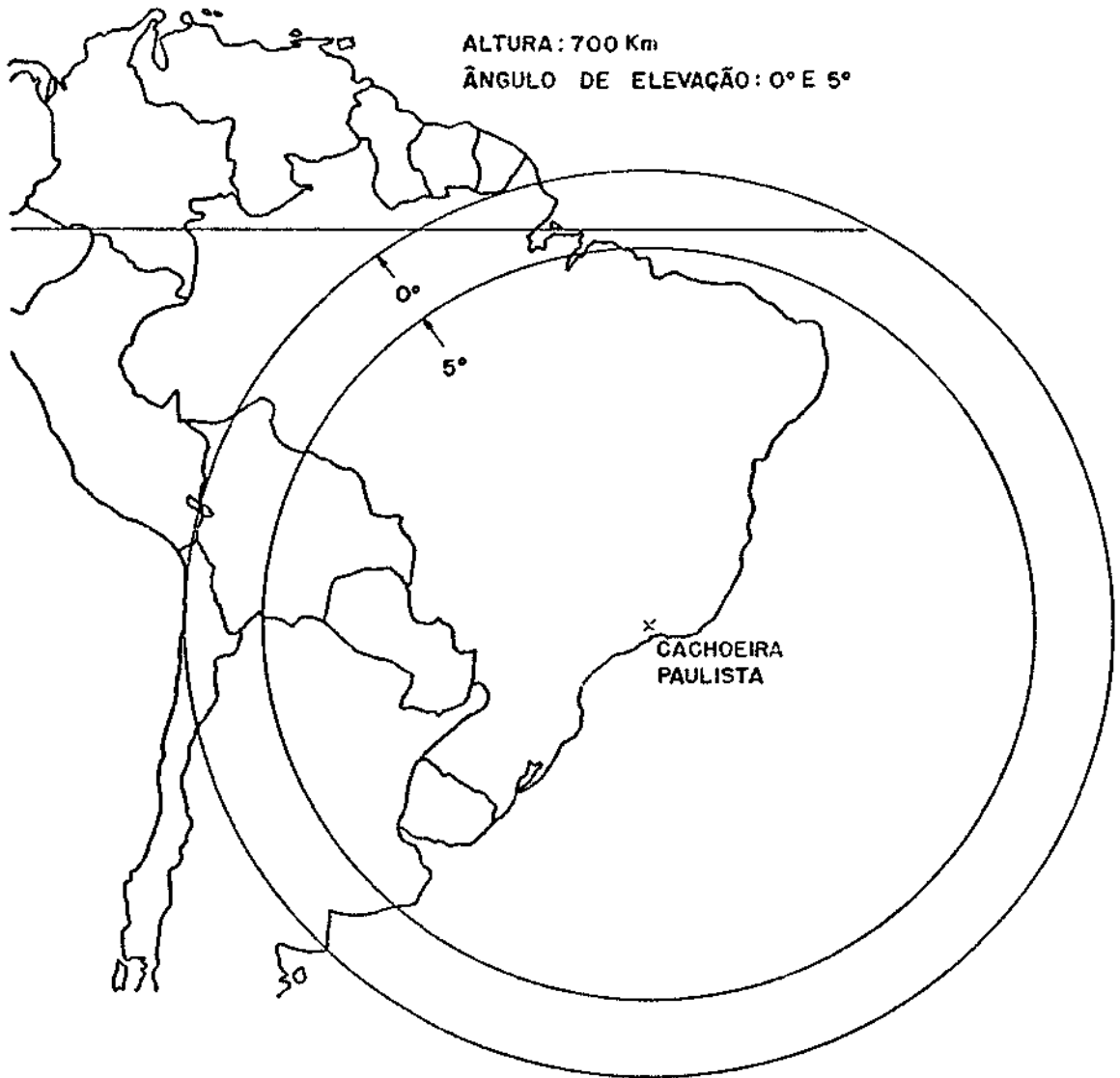


Fig. I.3 - Curva de Visibilidade de Cachoeira Paulista.

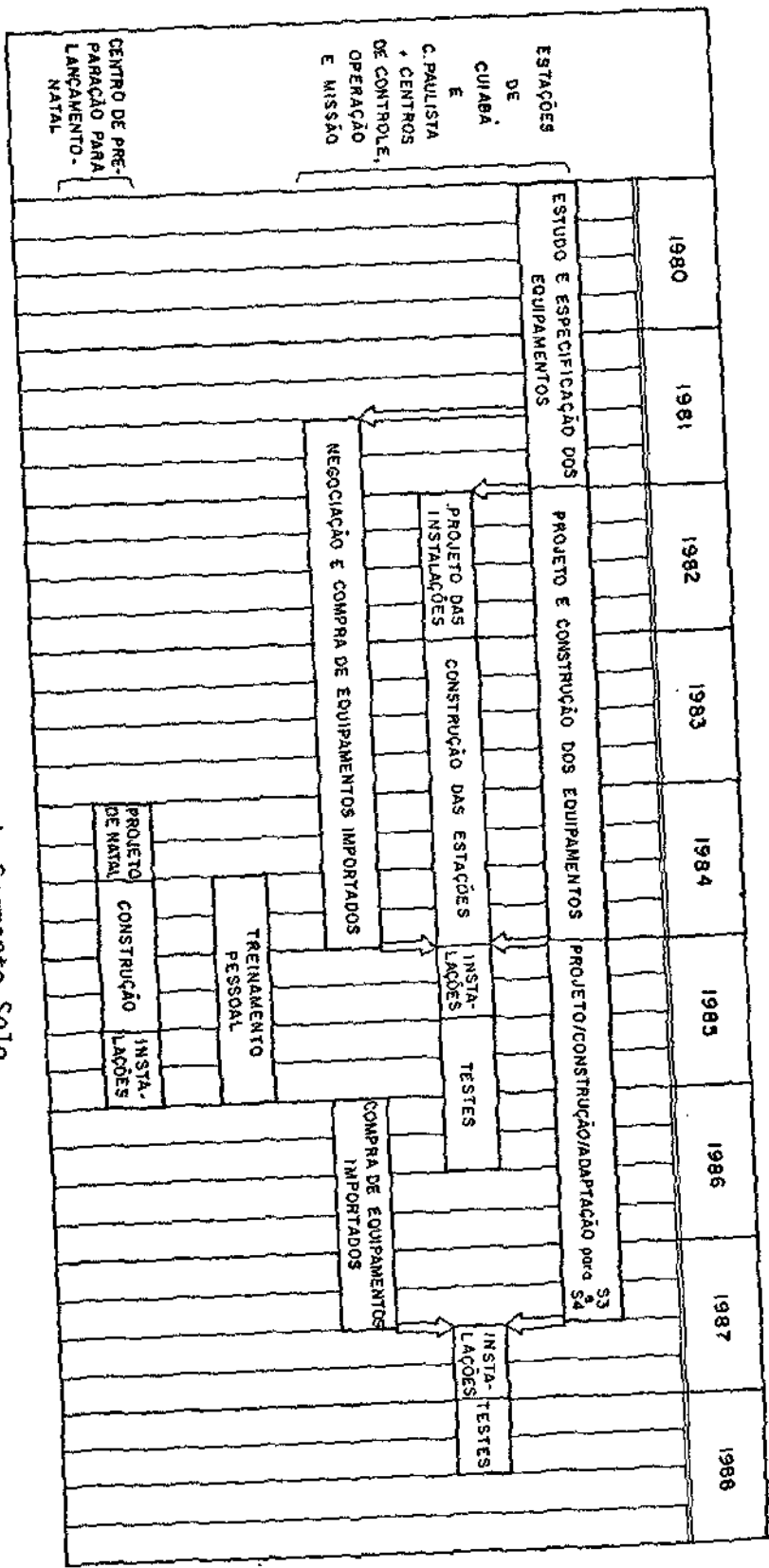


Fig. 1.4 - Cronograma do Segmento Solo

pelo INPE. Serão projetados e construídos os prédios das Estações Terrenas e dos Centros de Controle e de Operação. Em 1984 será projetado e iniciar-se-á a construção do Centro de Preparação para Lançamento em Natal. Começa também a contratação e o treinamento do pessoal que irá operar todos os sistemas do Sistema Solo.

A partir de 1985, será feito o projeto, construção e adaptação dos equipamentos necessários para a Missão de Sensoriamento Remoto (Satélites S3 e S4). Ao mesmo tempo, será iniciada a instalação (com testes correspondentes) dos equipamentos nas Estações Terrenas e nos diferentes Centros do Sistema Solo. Nesta fase, o pessoal que irá operar os sistemas terá uma participação ativa para uma melhor familiarização com os equipamentos. No fim de 1985 todos os equipamentos do Sistema Solo para a Missão de Coleta de Dados serão instalados e testados e o pessoal treinado na sua operação e manutenção. No começo de 1986 serão encomendados os equipamentos importados para a Missão de Sensoriamento Remoto.

## CAPÍTULO II

### ÓRBITA DO SATÉLITE COLETA DE DADOS

#### II.1 - Generalidades

A órbita nominal do Satélite Coleta de Dados é a seguinte :

- órbita circular
- altura entre 700 e 800 km
- inclinação menor que  $30^{\circ}$ , a ser determinada.

As condições acima, aliadas à massa e ao volume do satélite correspondem às características aceitáveis e possíveis de serem atingidas dentro dos prazos estipulados, tanto do veículo lançador como do Satélite Coleta de Dados.

A probabilidade de comunicação com sucesso plataforma qualquer-satélite-estação será otimizada para melhor atender à Missão Coleta de Dados. Isto significa utilizar-se de vários parâmetros a fim de tornar extremamente elevada a probabilidade de transmissão de informações de qualquer plataforma superficial situada no Brasil para uma estação terrena através do Satélite, em cada 24 horas. Um dos parâmetros importantes nesta otimização é a inclinação da órbita. Um primeiro estudo de otimização de inclinação é apresentado na seção II.2.

Com relação à vida orbital do satélite, os seguintes estudos encontram-se em andamento:

- Estudo da variação dos tempos de eclipse do satélite em função do tempo, para diversas épocas de lançamento e para diversas inclinações da órbita. Comportamento resultante da energia absorvida pelo gerador solar do satélite.

- Desenvolvimento de programas de computação para cálculo e atualização de efemérides. Precisões requeridas nos dados de entrada.

Os resultados dos estudos acima serão tratados iterativamente, em conjunto com os estudos mais detalhados dos diversos sistemas dos segmentos espacial e terrestre que se seguirão.

## II.2 - Primeiro Estudo de Otimização da Inclinação

A transmissão de mensagens de uma plataforma superficial para uma Estação Terrena só é possível quando o satélite se encontra numa região PSE comum aos cones de visibilidade tanto da plataforma como da Estação Terrena (a carga útil no satélite é apenas um transponder). No caso da primeira missão espacial brasileira, cada plataforma transmitirá periodicamente durante curtos intervalos de tempo (menor que um segundo), permanecendo muda na maior parte do tempo (Período ~200 s). Isto significa que, quando tomadas em conjunto, a probabilidade de recepção ao longo do tempo de uma plataforma visível pelo satélite tem uma distribuição de Poisson (as plataformas não são sincronizadas entre si), isto é, a probabilidade de sucesso de uma transmissão plataforma-satélite-estação, quando o satélite está numa região PSE, cresce com o tempo de visibilidade comum. Este tempo de visibilidade é dado para cada órbita  $k$  e para cada plataforma  $j$  pelo tempo de permanência do satélite dentro da região PSE  $(k,j)$ .

Os tempos de visibilidade  $T_v(k,j)$  das diversas plataformas  $j$  são variáveis e são função dos seguintes parâmetros:

- inclinação da órbita
- número da órbita  $k$
- altura da órbita
- localização geográfica da plataforma  $j$
- localização geográfica da Estação Terrena.



No estudo feito fixou-se

- Estação Terrena: Cuiabá (15.5°S, 65.0°W),
- altura da órbita: 700 km,

e tomou-se 4 localidades situadas nos extremos Norte/Sul/Leste/Oeste do Brasil, a fim de se verificar os tempos de visibilidade  $T_v(k, j)$  para plataformas ali colocadas. As coordenadas geográficas destes locais são:

- Norte - Diapoque: ( 4.3°N, 51.5°W)
- Sul - Chuí: (33.7°S, 53.3°W)
- Leste - Cabo Branco: ( 7.2°S, 34.7°W)
- Oeste - Cruzeiro do Sul: ( 7.5°S, 73.0°W)

Para uma dada plataforma  $j$  e para uma dada inclinação da órbita, existem passagens  $k$  para as quais os tempos de visibilidade  $T_v(k, j)$  são extremamente curtos e outras que apresentam valores mais razoáveis. Com a finalidade de obter-se um comportamento médio de  $T_v$ , foram calculados todos os tempos de visibilidade para todas as passagens  $k$  durante 4 dias seguidos, em seguida eles foram somados e tomou-se finalmente 1/4 do valor assim obtido. Isto é tomou-se

$$T_{24} = \frac{1}{4} \sum_k T_v(k, j) \quad \text{para cada } k \text{ dentro de 4 dias seguidos, para cada plataforma.}$$

O valor obtido  $T_{24}$  é o tempo médio acumulado de visibilidade dentro de 24 horas seguidas e está mostrado na Tabela II.1 em função da inclinação da órbita. Os gráficos correspondentes estão mostrados na Figura II.1. Para referência, incluiu-se também o desempenho de uma plataforma situada em Cuiabá, aquela que apresenta o maior tempo de visibilidade em relação à Estação Terrena.

De uma maneira geral, observa-se pela Figura II.1 que as plataformas situadas ao norte apresentam  $T_{24}$  que decai com a inclinação da órbita, enquanto para que aquelas situadas ao Sul (Chuí)  $T_{24}$  cresce.

TABELA II.1

TEMPO MÉDIO ACUMULADO DE VISIBILIDADE DURANTE 24 HORAS - ALTURA 700 km

INCLINAÇÃO ÓRBITA PLATAFORMA	Tempos em Segundos									
	15°	20°	25°	27°30'	30°	32°30'	35°	37°30'	40°	
CUIABÁ	5600	5450	5600	5500	5350	5150	4850	4250	3850	
CRUZEIRO DO SUL	3300	3100	2800	2450	2150	1950	1550	1600	1550	
CABO BRANCO	2550	2450	2150	1900	1600	1400	1300	1100	1200	
CHUI	800	1950	2650	2800	2800	2800	2650	2150	1800	
OIAPOQUE	3750	2550	2000	1650	1500	1600	1450	1400	1300	

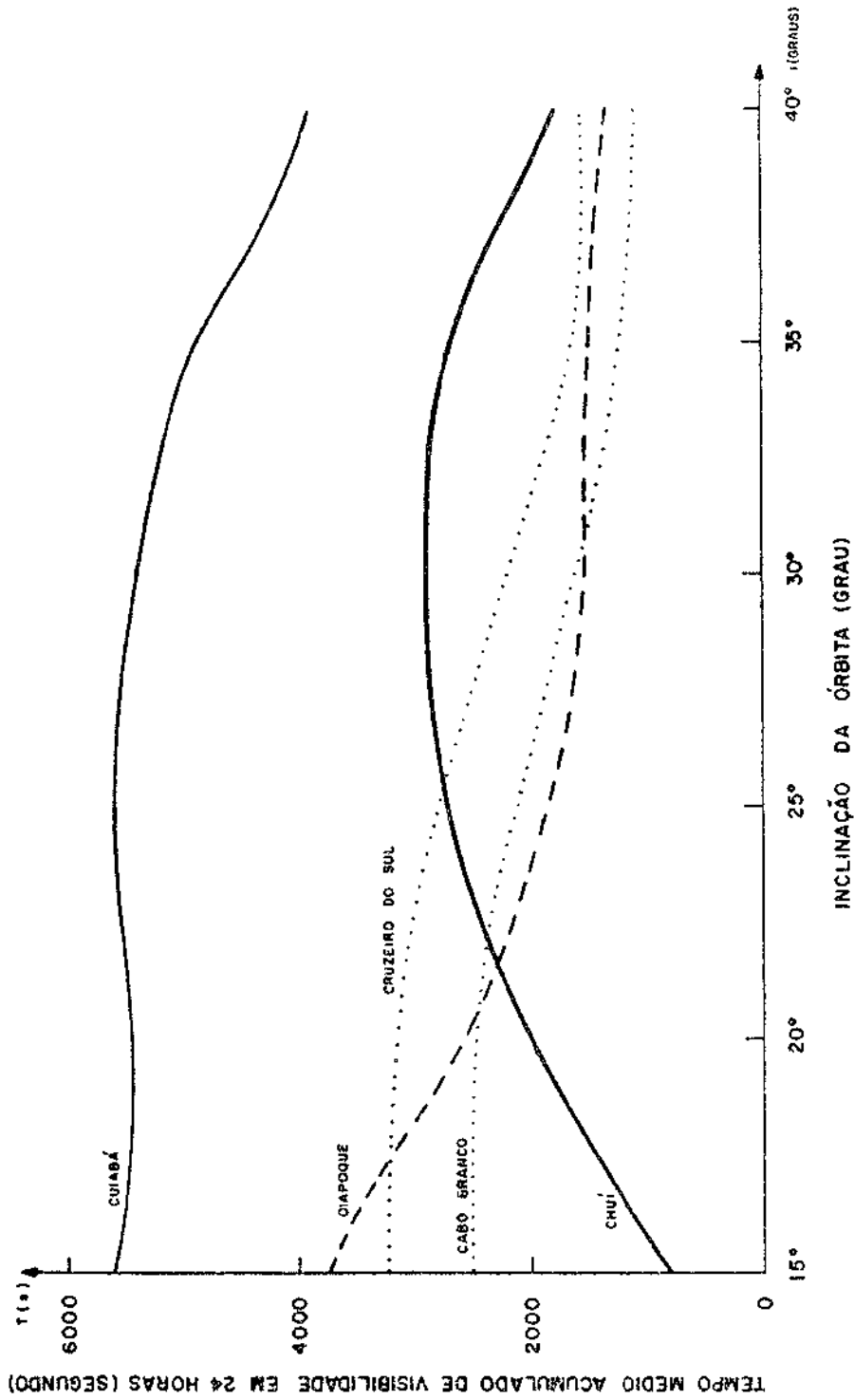


Figura II.1 - Tempo Médio de Visibilidade para as Plataformas de Cuiabá, Oiapoque, Cruzeiro do Sul, Cabo Branco e Chui.

Para uma inclinação da ordem de  $22^{\circ}$  os tempos acumulados de visibilidade de Chui e de Oiapoque se igualam. Nestas condições, baseando-se exclusivamente no Tempo Acumulado de Visibilidade, pode-se concluir que a inclinação ótima da órbita é de aproximadamente  $22^{\circ}$ , para a qual as plataformas colocadas mais ao norte se equiparam em desempenho com aquelas situadas mais ao Sul.

As curvas de Tempo Acumulado de Visibilidade possuem comportamento com a inclinação que deve ser semelhante à probabilidade de transmissão com sucesso de pelo menos uma mensagem por dia para cada plataforma.

Um outro critério que pode ser adotado é contar o número de mensagens que pode ser transmitido por uma plataforma dentro de cada passagem  $k$  do satélite. Seja  $T$  o período de repetição das plataformas. Para

$$T_v(k,j) = nT + \delta \quad \text{com } \delta < T \text{ e } n \text{ inteiro,}$$

$$\text{toma-se } N(k)_{\min} = n \text{ e } N(k)_{\max} = n + 1$$

Então, cada uma certa inclinação da órbita e uma plataforma  $j$ , pode-se calcular para um dia  $i$

$$N_{i\min} = \sum_k N(k)_{\min} \quad \text{e} \quad N_{i\max} = \sum_k N(k)_{\max}$$

para todos os  $k$  dentro de 24 horas. Repetindo os cálculos acima para um número grande de dias e fazendo

$$N_{\min} = \min \{N_{i\min}\} \quad \text{e} \quad N_{\max} = \max \{N_{i\max}\}$$

obtem-se o número mínimo  $N_{\min}$  de mensagens que a plataforma  $j$  transmitirá para o satélite por dia com certeza plena e o possível número máximo  $N_{\max}$  de transmissões diárias. Os valores  $N_{\min}$  e  $N_{\max}$  estão mostrados na Tabela II.2 para as várias plataformas de fronteira e em função da inclinação da órbita. Foram examinadas 4 dias seguidos. Os gráficos correspondentes estão mostrados na Figura II.2.

TABELA II.2

NÚMERO MÍNIMO E NÚMERO MÁXIMO DE MENSAGENS TRANSMITIDAS PELAS PLATA

FORMAS COM O SATÉLITE DENTRO DA REGIÃO DE VISIBILIDADE EM 24 HORAS.

- Estação Terrena: CUIABÁ

- Altura: 700 km

- T = 200 s

INCLINAÇÃO ÓRBITA PLATAFORMA	150	200	250	27030'	300	32030'	350	37030'	400
	CUIABÁ	19-33	21-33	23-33	23-33	21-32	21-30	19-28	15-25
CRUZEIRO DO SUL	13-22	11-20	10-19	8-17	8-15	5-14	3-12	4-11	5-10
CABO BRANCO	7-16	7-15	7-15	5-14	4-13	4-10	4-10	4-9	3-9
CHUIT	2-6	7-12	10-18	12-18	11-17	10-18	10-16	8-13	6-12
OIAPOQUE	13-23	9-17	7-13	7-16	6-11	5-11	5-11	4-11	4-10

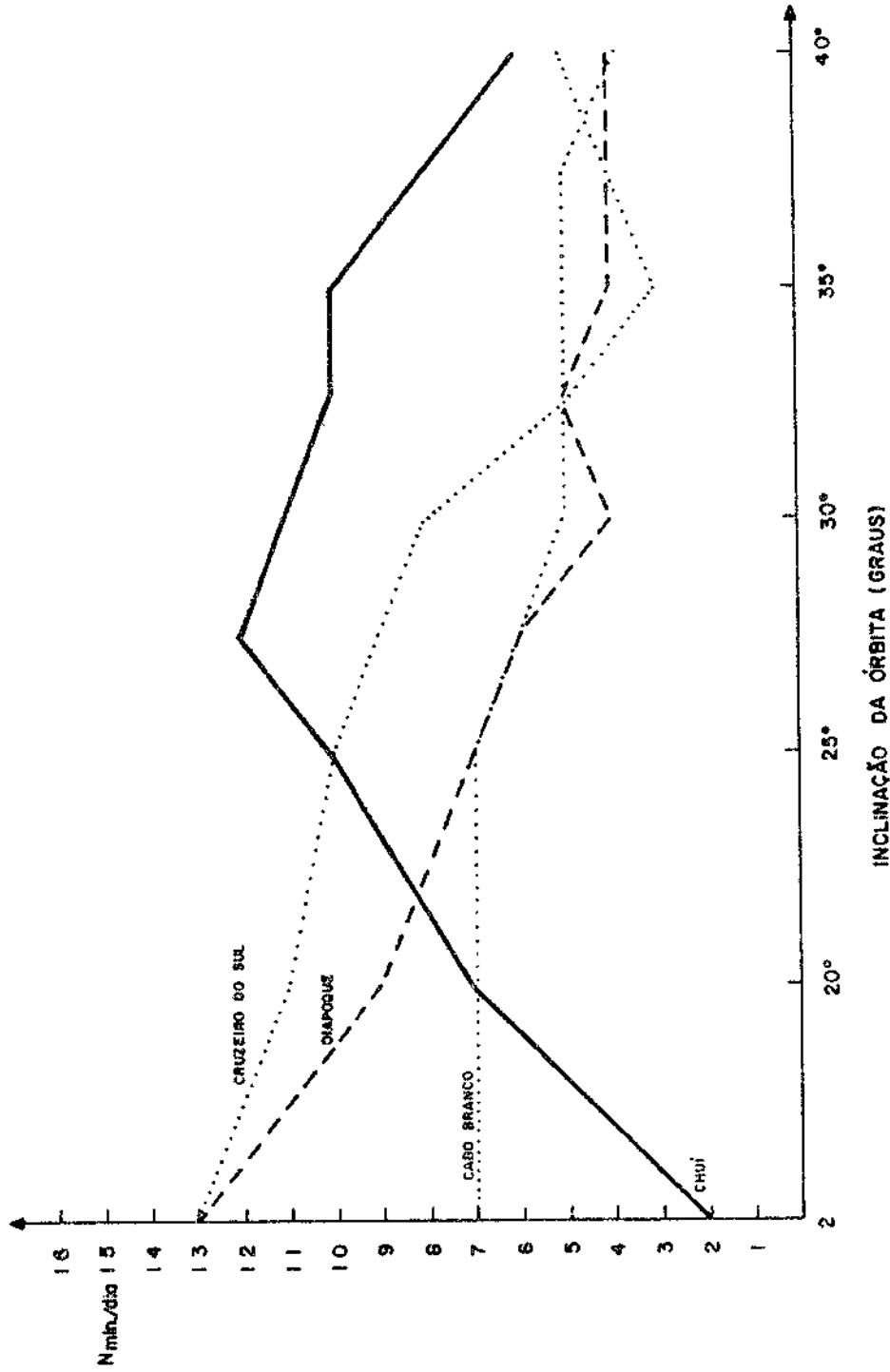


Figura II.2 - Número mínimo de mensagens transmitidas por dia pelas plataformas situadas em Oiapoque, Chuí, Cruzeiro do Sul e Cabo Branco com o Satélite dentro da região de visibilidade.

A Figura II.2 mostra que o comportamento de  $N_{\min}/\text{dia}$  em função da inclinação da órbita não é muito diferente daquele desempenhado pelo Tempo Acumulado de Visibilidade da Figura II.1. As considerações feitas anteriormente sobre Oiapoque e Chui podem ser novamente apresentadas e concluir-se que uma equalização de desempenho das plataformas colocadas mais ao norte e daquelas situadas mais ao sul é conseguida para uma inclinação de órbita de  $22^{\circ}$ .

Para uma otimização global, deseja-se uma certa homogeneização de probabilidades de transmissão com sucesso, para o satélite em regiões PSE, para as plataformas situadas nos mais diversos pontos do território brasileiro e operando simultaneamente. Os dois próximos parâmetros a considerar são:

- variação do período de repetição  $T$  das plataformas. Consiste em aumentar o período para as plataformas privilegiadas e diminuir o período de repetição para as plataformas que apresentam pouco tempo de visibilidade. Para uma plataforma  $j$  que opera a uma taxa de transmissão  $r = 1/T$  e apresenta um tempo de visibilidade  $T_V(k,j)$  na órbita  $k$ , passar a uma taxa  $r^+ = 1/T^+$  maior que  $r$  significa aumentar efetivamente o tempo de visibilidade para  $(r^+/r) \cdot T_V(k,j)$ . Deste modo, o critério de otimização consistirá em tomar os tempos acumulados de visibilidade de todas as plataformas do país (como aquelas mostradas na Figura II.1) e modificá-los convenientemente, aumentando ou diminuindo as taxas de transmissão, procurando homogeneizar os tempos acumulados de visibilidade efetiva de todas as plataformas, para máxima capacidade do sistema. A inclinação para a qual a homogeneização acima é conseguida com capacidade máxima é a inclinação ótima.
- efeito de fronteira do Brasil. Quando o satélite se aproxima do Brasil, vindo de oeste, ou se afasta, indo para leste, existem sempre regiões de visibilidade para plataformas de fronteira que sofrerão muito menos interferência de outras, pois as regiões pertencentes a outros países (ou o mar) não estarão povoadas de

plataformas. Estas diferenças estão mostradas na Figura II.3. Com menor interferência, a probabilidade de sucesso da comunicação plataforma-satélite-estação terrena aumenta, para uma dada taxa fixa de transmissão. O efeito de fronteira é impossível de ser analisado matematicamente. A idéia aqui é desenvolver um programa de simulação e tentar simular os eventos reais, procurando verificar globalmente o desempenho das plataformas situadas próximas das fronteiras. O melhor desempenho dessas plataformas deve entrar como novo dado no processo de otimização.

### Conclusões

Este primeiro estudo de otimização, baseado nas análises dos Tempos Acumulados de Visibilidade e do Número Mínimo de transmissões diárias com o satélite em visibilidade, para somente quatro plataformas situadas nos extremos Norte-Sul-Leste-Oeste do Brasil, leva à conclusão que a inclinação ótima da órbita do Satélite Coleta de Dados deve estar na faixa de  $17^{\circ}$  a  $24^{\circ}$ .

Estudos de otimização, baseados em outros parâmetros, estão em andamento.



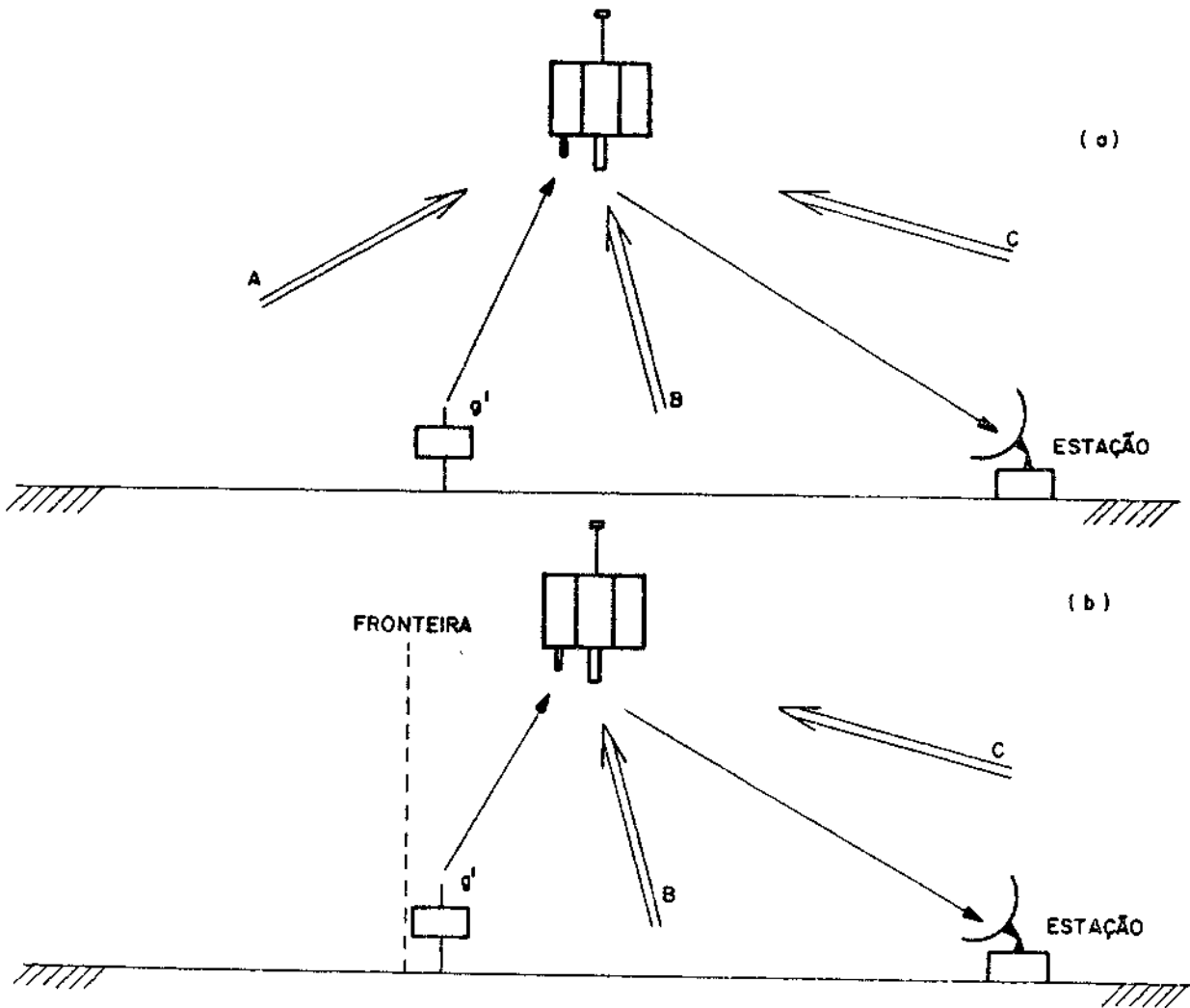


Figura II.3 - Ilustração do efeito de fronteira. Em a) a plataforma  $g'$  sofre interferências de plataformas das regiões A, B e C. Em b) haverá uma atenuação da interferência.

## CAPÍTULO III

### ESTAÇÕES TERRENAS

#### III.1 - O Sistema da Antena

O esquema do Sistema da Antena está representado na Figura III.1. Para se diminuir o ruído associado ao sinal recebido, o Amplificador de Baixo Ruído está próximo da Antena. O "Down Converter" transfere o sinal de 2GHz para 70 MHz. Este sinal em 70 MHz é levado para a Estação Terrena, com a vantagem de se ter perdas menores nesta última frequência, quando comparadas com aquelas.

O sinal de telecomando em 70 MHz chega da Estação Terrena e é transferido para a faixa de 2 GHz por meio de um "Up Converter" com perdas pequenas na ligação Estação Terrena - Antenas. O pré e o amplificador de alta potência ficam perto da Antena, eliminando assim a necessidade de se transmitir alta potência numa grande distância com as perdas evidentes que isto acarretaria.

O Sistema da Antena tem a possibilidade de rastreamento automático ou programado do Satélite. O rastreamento programado do Satélite se faz a partir dos dados de efemérides fornecidas pelo Centro de Controle. O rastreamento automático se faz a partir do sinal recebido do Satélite, procurando-se a sua maximização.

Para aumentar a confiabilidade do Sistema da Antena, vários componentes da mesma são tele-supervisionados por meio de um computador da Estação Terrena. Isto permite, também, racionalizar o uso da mão-de-obra de manutenção.

Faz parte do Sistema da Antena uma antena de calibração. Sua função é fazer os testes de aceitação da antena principal, bem como calibrar os outros componentes do Sistema da Antena.

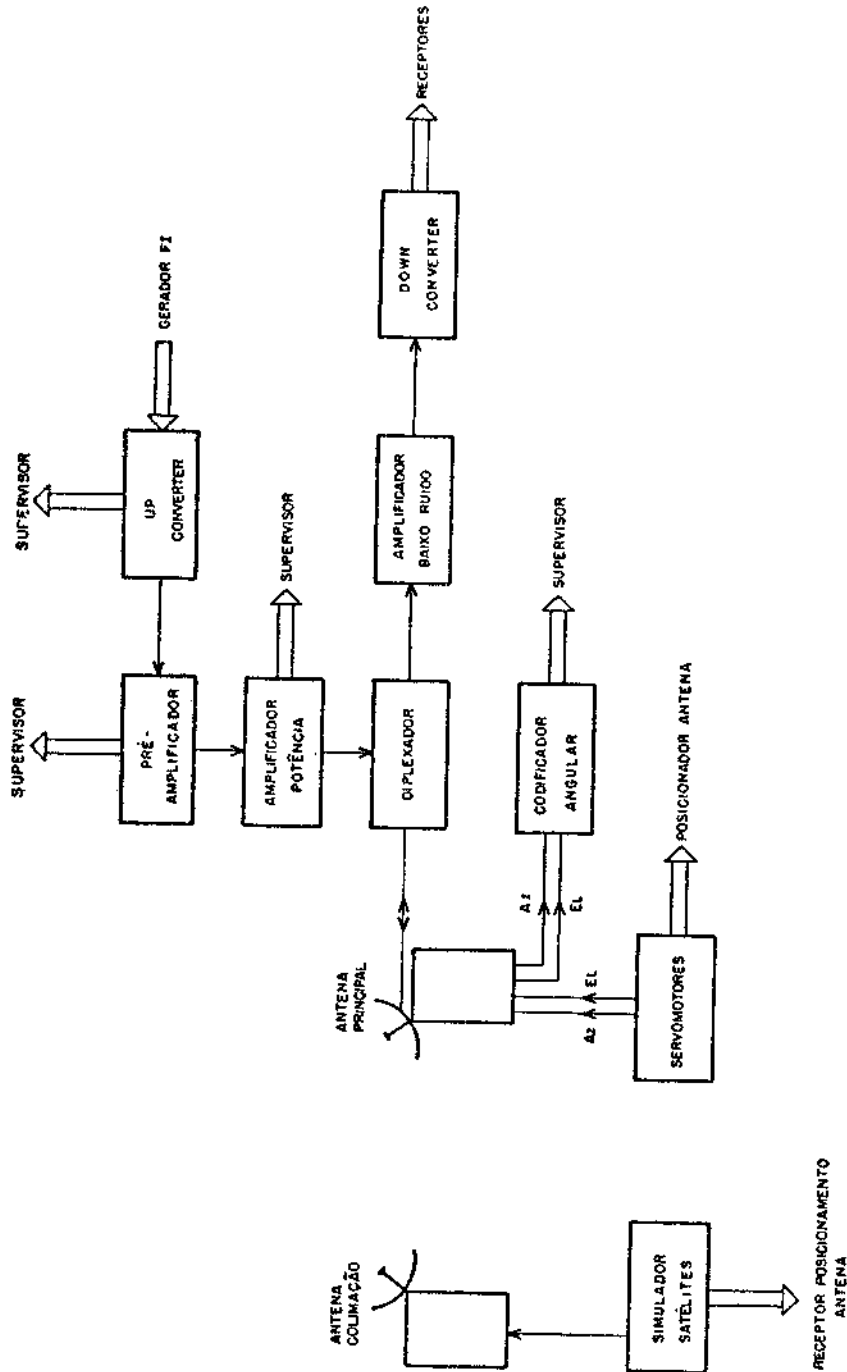


Fig. III.1 - 0 Sistema da Antena da Estação Terrena

Para receber a telemetria de serviços do Satélite de Coleta de Dados, é necessário ter uma antena de figura de mérito  $G/T$  da ordem de  $14 \text{ dB/}^\circ\text{K}$  e a de carga útil de  $G/T$  de  $11 \text{ dB/}^\circ\text{K}$ . A potência efetiva isotrópica irradiada (effective isotropic radiated power - EIRP) para o telecomando deve ser de  $50 \text{ dBW}$ . Contudo, devido ao fato do sistema Solo do Satélite ter uma vida útil maior que o próprio Satélite, deve-se projetar o Sistema Solo para outras missões de órbitas baixas, e que tenham exigências maiores sobre a figura de mérito da antena. Tal é o caso da missão de Sensoriamento Remoto que necessita de  $G/T$  para a recepção de carga útil de  $21 \text{ dB/}^\circ\text{K}$ . (Veja Apêndice). Para satisfazer esta figura de mérito é que se adotou o diâmetro de  $10 \text{ m}$  para a antena na montagem Cassegrain e com um préamplificador paramétrico criogênico. Nestas condições há possibilidade de se receber não apenas os dados do Satélite de Coleta de Dados, como também de outros de órbita baixa, como o Satélite de Sensoriamento Remoto. O diâmetro da antena de calibração é de  $4 \text{ m}$ .

Para aumentar a confiabilidade do Sistema da Antena os seus elementos ativos são duplicados, possibilitando em caso de falha de um deles recorrer-se ao outro.

### III.2 - Estação Terrena

O esquema da Estação Terrena está representado na Figura III.2. A Estação Terrena faz um pré-processamento de TMS e de TMCU recebidos da antena e os envia ao Centro de Controle. O rastreamento, através da emissão de tons de localização tem seus sinais gerados e processados na Estação Terrena, enviando-se ao Centro de Controle os valores de posição e de velocidade do Satélite. As ordens de telecomando são codificados na Estação Terrena a partir de dados recebidos do Centro de Controle e são enviados à antena. A Estação Terrena possui, ainda, um certo número de comandos críticos gravados que podem ser enviados ao Satélite no caso de falha de comunicação com o Centro de Controle via

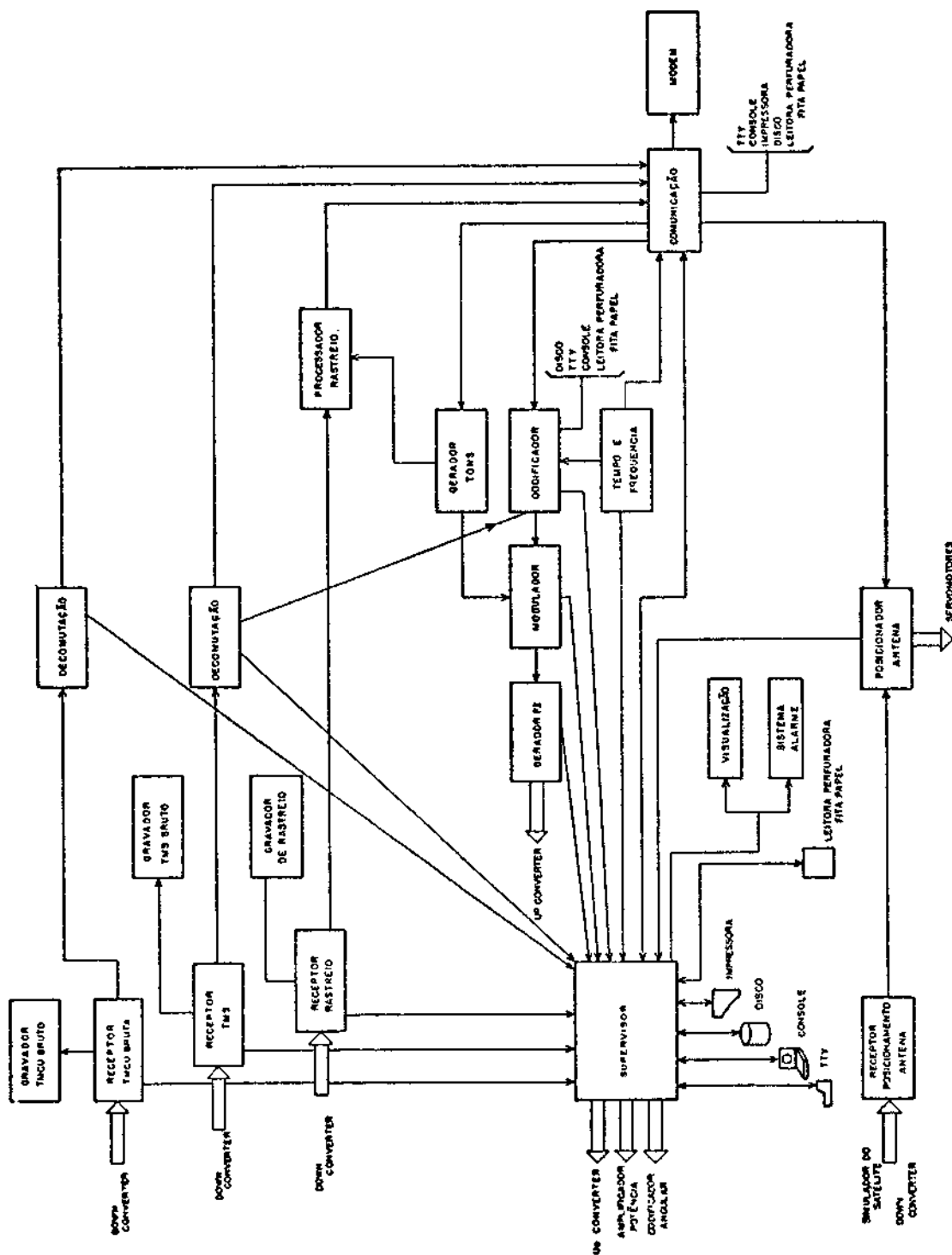


Fig. III.2 - Esquema da Estação Terrena

Rede de Dados de Controle Espacial (REDACE). Estes comandos podem ser enviados ao Satélite, recebendo-se do Centro de Controle uma ordem expressa via telex ou telefone.

Para o rastreamento automático do Satélite, os sinais de erro de azimute e de elevação gerados na antena são processados pelo Receptor de Posicionamento da Antena. Estes sinais são enviados ao Posicionador da Antena que atua sobre os seus servomotores procurando anular estes erros.

Para o rastreamento programado, o posicionador da Antena recebe os sinais do Centro de Controle, os processa e atua sobre os servomotores da antena.

Ressalte-se no esquema da Figura III.2 a presença de um Computador de Supervisão que recebe as informações de praticamente todos os equipamentos da Estação, além daqueles do Sistema da Antena. A idéia da existência deste computador é manter ao mínimo possível o pessoal técnico de manutenção na Estação. O Supervisor, que é um computador de 32 Kpalavras, além de enviar todos os dados da Estação e do Sistema da Antena ao Centro de Controle, alimenta o Quadro de Visualização e o Sistema de Alarme na própria Estação, permitindo a visualização rápida do estado de vários parâmetros da Estação, bem como acionando alarmes em caso de necessidade.

A comunicação da Estação com o Centro de Controle se faz por meio do Computador de Comunicação que faz parte da Rede de Dados de Controle Espacial (REDACE). Este computador de 32 Kpalavras supervisiona as linhas de ligação entre a Estação e o Centro de Controle e em caso de falha de uma das linhas recorre a uma linha alternativa.

Para evitar a perda de dados recebidos devido a ruptura completa da linha de comunicação entre a Estação Terrena e o Centro de Controle, todos os receptores são acoplados aos gravadores de dados

brutos. Uma vez restabelecida a ligação, os dados são enviados aos gravadores para o Centro de Controle, embora não em tempo real.

A Estação possui, ainda, o Sistema de Tempo e Frequência necessário para datar os dados recebidos. Há necessidade de sincronizar este sistema da Estação Terrena com o sistema de Tempo da Estação da Rede NASA e Rede CNES, pois há necessidade de se recorrer a estas outras Estações na fase de colocação do Satélite em Órbita. Havendo o sincronismo entre todas estas Estações a reconstituição de Órbita ocorre sem erros.

## CAPÍTULO IV

### CENTRO DE CONTROLE

O esquema do Centro de Controle está representado na Figura IV.1.

O Centro de Controle, recebendo a TMS e enviando o TC, mantém o monitoramento permanente do estado tecnológico do Satélite, faz o histórico deste estado, reconstitui a órbita do Satélite, faz e envia a previsão das passagens do Satélite para as Estações Terrenas, controla o Satélite a pedido do Centro de Operação e mantém o histórico do estado tecnológico das Estações Terrenas.

O funcionamento do Centro de Controle pode ser dividido em duas partes: uma é durante a fase de colocação do Satélite em órbita, ou fase crítica, e a outra durante a fase de operação.

Durante a fase de Colocação em órbita, o Centro de Controle recebe os dados das estações nacionais (Cuiabá e Cachoeira Paulista), bem como das redes estrangeiras (NASA, CNES, etc). Haverá ainda, um receptor de TMS na Base de Lançamento. A necessidade das estações estrangeiras provém do fato de que é fundamental reconstituir a órbita real do Satélite. Esta reconstituição é feita por segmentos e quanto mais afastados estão estes segmentos, melhor é a reconstituição da órbita. Estas estações permitem também o envio de telecomandos, facilitando assim o controle do Satélite, mesmo quando ele estiver fora da visibilidade das estações brasileiras. Isto permite economizar a energia das baterias embarcadas.

O Computador de Processamento (ver Figura IV.1) recebe e processa dos dados de TMS, determinando o estado tecnológico dos equipamentos a bordo do Satélite e envia os dados de rastreamento ao Computador de Orbitografia. Caso os dados acusarem alguma anomalia no funcionamento dos equipamentos a bordo, o Computador de Processamento alerta o



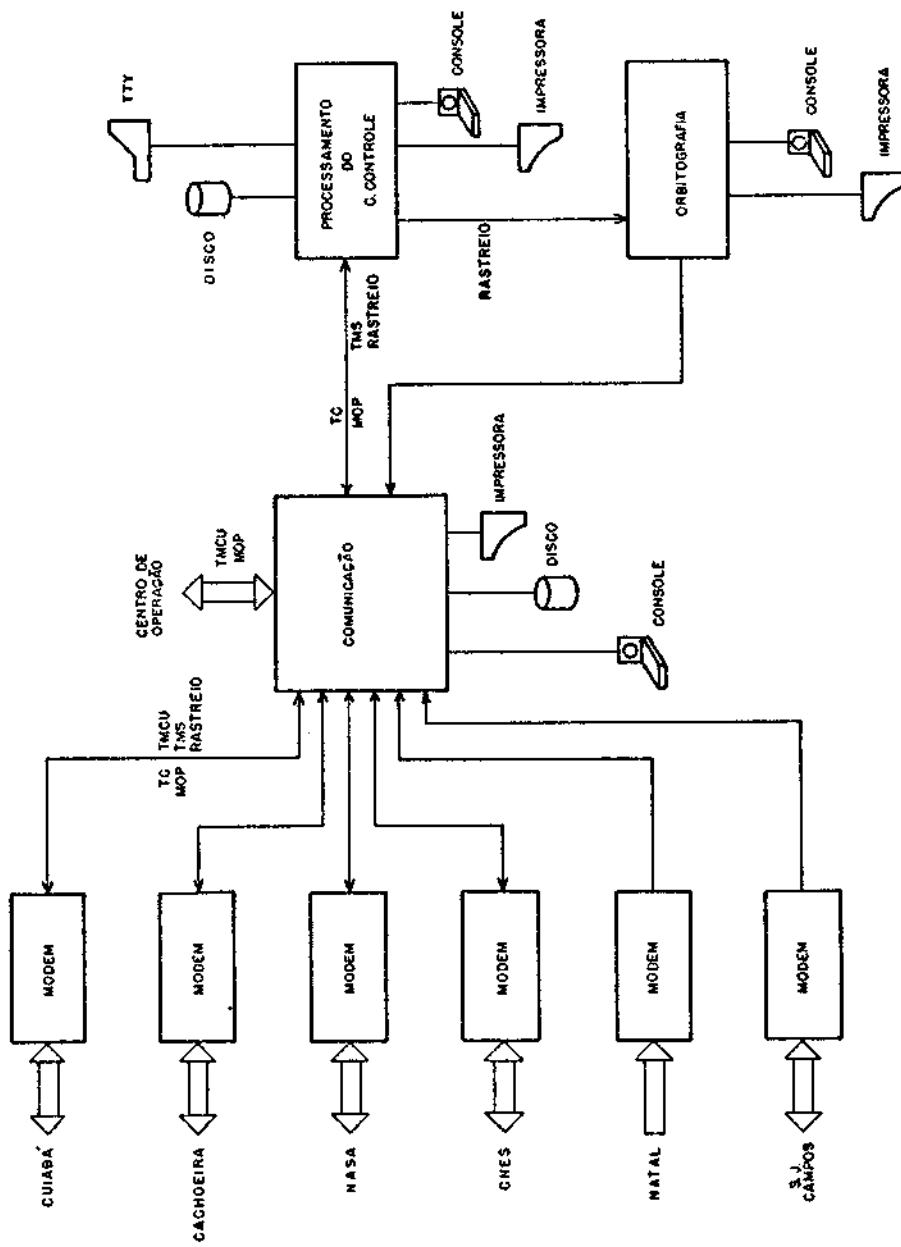


Fig. IV.1 - Esquema do Centro de Controle

o Operador por meio do terminal de Vídeo. Se a anomalia for do tipo que possa ser corrigida imediatamente, o Operador emite as ordens de telecomando para sanar este problema.

Caso o problema seja de maior gravidade entra em funcionamento o esquema de simulação de comportamento do Satélite, usando-se seu modelo de Identificação. Sobre este modelo procuram-se recriar todas as condições que o Satélite em órbita esteja enfrentando, inclusive o seu problema. Usando-se o banco de teste do Satélite acoplado ao modelo de Identificação procura-se reconfigurar o equipamento embarcado de modo a sanar o problema. A partir deste esquema de simulação extraem-se as ordens de telecomando necessárias para corrigir o problema e que são enviadas ao Satélite. A resposta do comportamento do Satélite a estas ordens são examinadas de novo para se certificar que o problema foi eliminado.

O Computador de Orbitografia reconstitui a órbita seguida pelo Satélite e emite tabelas de efemérides de suas passagens para serem enviadas às Estações. Manda também estes dados para o Processador, e, caso a órbita não seja a nominal, o Processador se comporta como no caso de anomalia descrito acima.

Durante a fase de colocação em órbita (ou fase crítica) o computador previsto para o processamento dos dados de TMS tem sua capacidade de processamento ultrapassada e neste caso será necessário recorrer-se a um computador maior - o computador do INPE, São José dos Campos. Na fase de operação normal, o computador previsto para o processamento no Centro de Controle de 120 K palavras de memória é suficiente para controlar o Satélite. O Computador de Orbitografia tem 64 K palavra de memória.

A comunicação entre o Centro de Controle, Estações Terrenas e outros Centros é feita por meio de Mensagens Operacionais (MOPs) através da Rede de Dados de Controle Espacial (Ver Capítulo VIII).

## CAPÍTULO V

### CENTROS DE OPERAÇÃO E DE MISSÃO

Os Centros de Operação e de Missão dependem essencialmente do objetivo do Satélite, pois processam e distribuem os dados de sua Telemetria de Carga Útil. No caso da Missão Coleta de Dados, o diagrama de blocos dos Centros de Operação e de Missão está representado na Figura V.1. Neste caso o Centro de Operação compreende fundamentalmente um minicomputador e um banco de dados, enquanto que o Centro de Missão compreende um microcomputador e um sistema de distribuição.

Depois de receber a TMCU, o computador de 32 K palavras de memória processa os dados, convertendo-os em valores medidos pelos sensores de cada uma das plataformas. Para isto ele mantém armazenadas as curvas de calibração de cada um dos sensores em cada uma das plataformas superficiais distribuídas pelo Brasil. Recebe e armazena, também os dados a respeito do status de cada uma das plataformas. Os dados processados são enviados para o arquivo de curta duração no Centro de Missão e para o Banco de Dados do próprio Centro de Operação.

Toda vez que um pedido de algum usuário se referir aos dados que estão no Banco de Dados, o computador de Processamento no Centro de Operação se encarrega de preparar estes dados para o Centro de Missão. A tarefa de processamento da TMCU tem, entretanto, preferência sobre quaisquer outras tarefas que o computador de Processamento esteja executando. O Centro de Operação também recebe as tabelas de efemérides do Satélite para estar pronto para receber a TMCU.

O Centro de Missão gira em torno de um microcomputador. Ele recebe e atende aos pedidos dos Usuários. Se estes se referirem às órbitas recentes o Centro de Missão entrega estes dados a partir de seu arquivo de período curto. Caso contrário, ele envia este pedido ao Banco de Dados no Centro de Operação. A disseminação de dados aos Usuários pode ser feita por Telex, Telefone ou pela Rede de Coleta e Disseminação de Dados (RECODI)

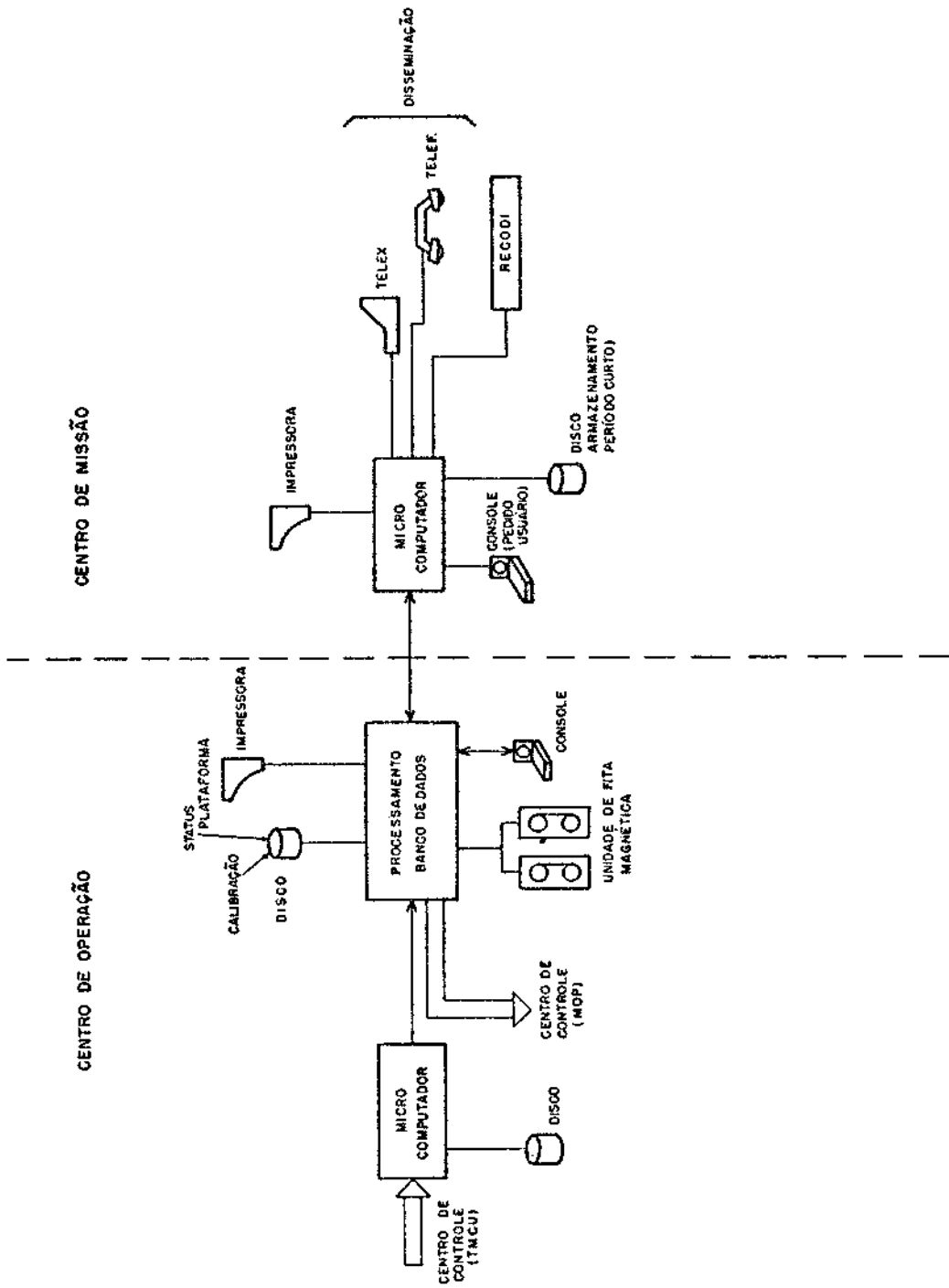


Fig. V.1 - Esquema dos Centros de Operação e de Missão

Os dados processados, antes de serem entregues aos Usuários, passam pelo Controle de Qualidade no Centro de Missão. Caso se observe algum problema permanente num destes dados, indicando, pois, de feito de algum sensor da plataforma, o Usuário é avisado deste fato e as medidas corretivas são tomadas para recuperar o sensor.

## CAPÍTULO VI

### CENTRO DE PREPARAÇÃO PARA LANÇAMENTO

O Centro de Preparação para Lançamento é um conjunto de instalações e equipamentos necessários para testar o funcionamento do Satélite na Base de Lançamento antes e depois da sua montagem sobre o último estágio do Lançador.

O Satélite é deslocado no perímetro da Base de Lançamento por meio de uma carreta. Esta carreta deve ter capacidade de 800 kg capaz de levar um "container" de 1.500 mm de altura e 1.500 mm de diâmetro. A carga — descarga do Satélite se faz com a ajuda de uma carreta elevadora adicional.

Dentre as instalações do Centro de Preparação para Lançamento temos:

- Um almoxarifado de 200 m<sup>2</sup> de área construída para guardar o Satélite e os equipamentos associados.
- Uma Sala Limpa de 100 m<sup>2</sup> para reparos eventuais do Satélite. Esta sala deve ter uma ponte rolante de capacidade elevadora de 800 kg, com 2 m de vão livre sob o gancho elevador. A temperatura deve ser mantida em  $24^{\circ}\text{C} \pm 1^{\circ}\text{C}$ , a umidade de  $55\% \pm 10\%$  e a limpeza deve ser de classe 100.000 (menos de  $4 \times 10^6$  de partículas de diâmetro menor que  $1\mu\text{m}$  por m<sup>3</sup>).
- Uma sala para receber o banco de controle do Satélite. A dimensão desta sala deve ser de 50 m<sup>2</sup> com a temperatura de  $24^{\circ}\text{C} \pm 2^{\circ}\text{C}$  e umidade de  $55\% \pm 15\%$ . Esta sala deve ficar adjacente à Sala Limpa.
- Um laboratório de 50 m<sup>2</sup> para a equipe técnica
- Alguns escritórios a disposição da equipe técnica.

- Uma tenda de fluxo laminar para abrigar o Satélite no topo do último estágio do Lançador de dimensão 2m x 2 m, temperatura de  $24^{\circ}\text{C} \pm 1^{\circ}\text{C}$  umidade de  $55\% \pm 10\%$  e limpeza de classe 100.000.
- Uma célula de 10 m<sup>2</sup>, incorporada ao Centro de Lançamento, que recebe, em particular o banco de simulação do satélite e um ramal telefônico do centro de coordenação geral do Centro de Lançamento. O banco de simulação permite controlar o Satélite a partir do momento em que ele é colocado sob a ogiva no topo do lançador, até o momento de decolagem. O posto telefônico do Centro de Coordenação permite reportar (verbalmente e pela rede automática de avisos) do bom estado do satélite e autorizar a decolagem.

O Centro de Preparação para Lançamento deve ser equipado com:

- energia elétrica e seu próprio gerador de emergência (potência da ordem de 20 KVA)
- proteção contra raios
- malha de terra bem feita
- sistema de detecção de incêndio
- sonorização
- interfone
- telefone comum

## CAPÍTULO VII

### REDE DE COLETA E DISSEMINAÇÃO DE DADOS - RECODI

#### VII.1 - Introdução

A Rede de Coleta e Disseminação de Dados - RECODI, como meio de apoio à Missão Coleta de Dados, para os satélites S1 e S2, poderá atuar como veículo complementar para disseminação dos dados a serem coletados pelas plataformas. Efetivamente, este meio de disseminação poderá ser implantado, conectando o Sistema ao Centro de Missão, como está representado nas Figuras VII.1 e V.1.

O Sistema RECODI deverá ampliar e automatizar consideravelmente as possibilidades de acesso dos usuários ao banco de dados a ser formado durante a fase operacional da Missão. O objetivo ou finalidade específica deste Sistema na Missão Coleta de Dados está descrito em parte do Anexo 1.

Este Sistema deverá permitir não somente o acesso do usuário ao banco de dados do Centro da Missão/Centro de Operações, mas poderá dar também condições de transferir (distribuir estes arquivos) a outros centros de computação (vide Figura VII.1) pela sua rede de transmissão de dados.

#### VII.2 - Composição do Sistema

O Sistema deverá ser constituído por nós principais de acesso. O componente principal deste nó deverá ser o computador ASTRO S/2-B, orientado para um banco de dados de pequeno porte. Este computador deverá ser configurado com os seguintes componentes básicos:

- UCP com 64 kilobytes de memória.
- Interfaces de comunicação-IC's suficientes para configuração do nó da rede.
- Terminal de Vídeo.



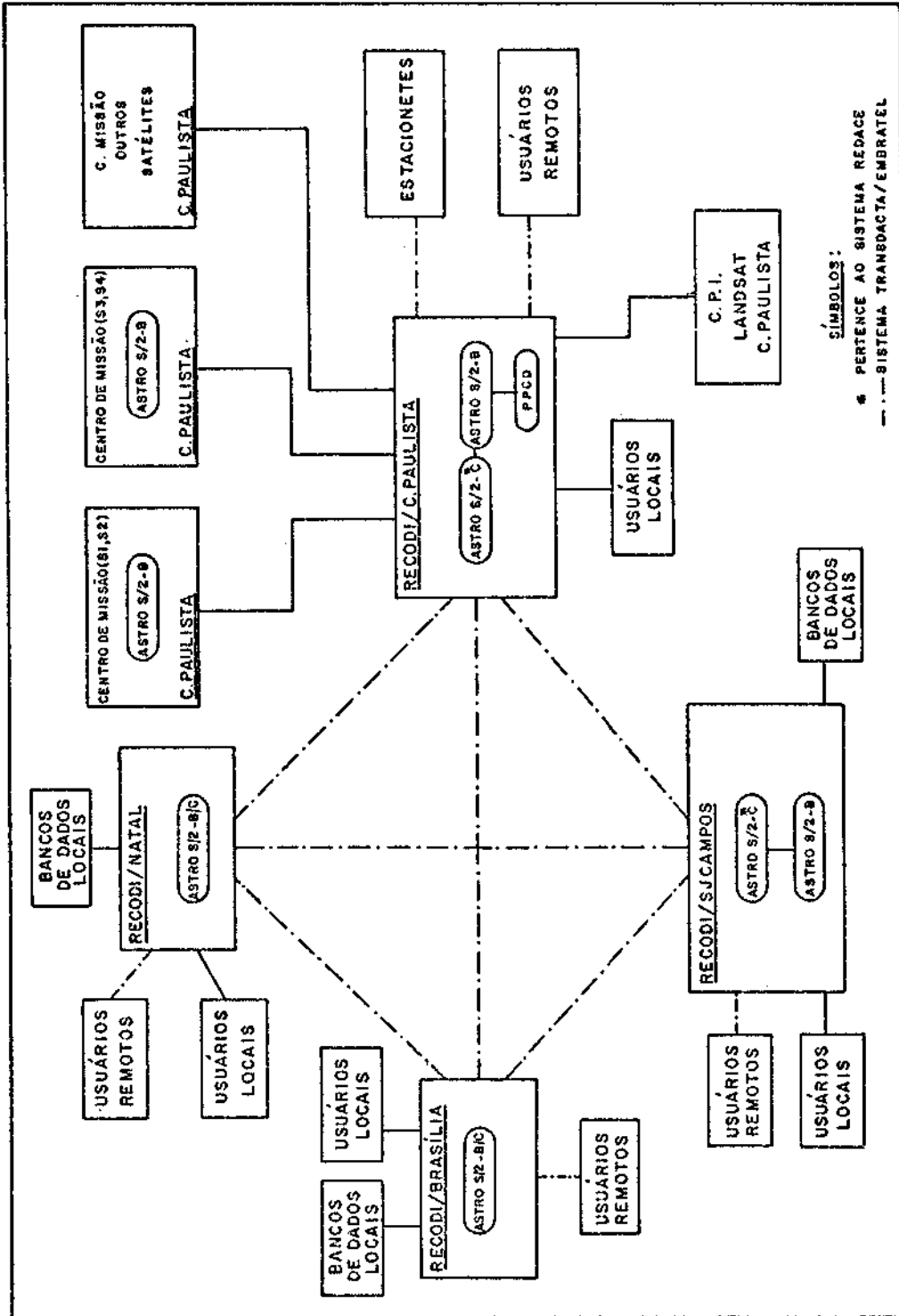


Fig. VII.1 - Sistema RECODI

- Unidade Cassette de memória digital (dual).
- Leitora e perfuradora de fita de papel.
- Unidade Diskette (dual).
- Impressora de linha.
- Terminal programável com acesso múltiplo para três terminais e unidade cassette de memória.
- Programador de memórias PROM e EPROM.
- Fontes.

Em um dado nó da rede, deverão ser conectados a este sistema, os principais centros de computação que poderão formar bancos de dados de interesse para disseminação (vide Figura VII.1).

O Sistema RECODI está programado para uma expansão gradual, de forma semelhante ao Sistema REDACE, embora com finalidades diferentes. Inicialmente, deverão ser implantados os nós São José dos Campos e Cachoeira Paulista.

A eventual inclusão de estacionetes na Missão coleta de dados está prevista no Sistema. O recurso de processamento que pode estar incluso ou anexo à estacionete, com poder centralizador de coleta de dados, pode ser visto como um nó terminal do Sistema e, então, conectado ao ponto de acesso mais próximo da mesma. Devido à localização do Centro de Missão em Cachoeira Paulista, está representado na Figura VII.1 a conexão de elos de acesso às estacionetes a partir do nó do Sistema em Cachoeira Paulista.

Deve ser notado que a denominação ASTRO S/2 - B/C indicada na Figura VII.1, em dois nós do Sistema RECODI, significa que o computador ASTRO S/2 - B, neste caso, acumula, também, a função de alojar e supervisionar as interfaces de comunicação que conectam este nó aos demais nós do Sistema, diretamente conectados a ele.

### VII.3 - Programa Operacional do Sistema

O Programa Operacional do Sistema RECODI deverá, de forma semelhante ao PO/REDACE, obedecer a uma estrutura padrão de troca de mensagens e de acesso a banco de dados. Este PO tem por objetivo oferecer aos usuários um acesso padronizado aos bancos de dados residentes nos centros de computação acoplados a este Sistema. É natural que o Centro de Missão, tanto de coleta de dados (satélites S1 & S2) como de observação da terra (satélites S3 & S4), deverão formar um banco de dados compatível com a padronização de acesso e disseminação a serem implantadas neste Sistema. O PO deverá oferecer serviços do tipo: 1) formulários de consulta; 2) relatórios de resultados; 3) emissão de pedidos; 4) transferência de arquivos.

### VII.4 - Integração com o Centro de Missão

O computador ASTRO S/2 - B, responsável pelo gerenciamento do nó do Sistema em Cachoeira Paulista, deverá acoplar-se aos Centros de Missão locais, como representa a Figura VII.1. Em princípio, esta integração deverá ser feita da mesma maneira que com os centros de computação dos outros nós da rede. Neste caso, o grau de compatibilidade deverá compor também o Centro da Missão, que por sua vez, deverá ter acesso ao Centro de Operações da Missão específica (Figura VII e V.1). A programação de base do Centro de Missão poderá ser a mesma que a do centro do nó da rede, porém suas aplicações serão mais diversificadas para atender também a usuários por meios mais convencionais (telex, telefone, listagens, etc.). No entanto, um banco de dados compatível com a padronização do Sistema RECODI deverá ser programado no Centro de Missão.

### VII.5 - Integração com o Sistema REDACE

Em princípio, os Sistemas REDACE e RECODI não deverão ter comunicação direta, pois estão planejados para servirem a propósitos diferentes, sem compatibilização operacional direta. No entanto, de um lado o primeiro serve para coletar os dados por satélites e o segundo para

dissemina-los por rede terrestre, via o Centro de Missão. Vale observar, na Figura VII.1, que os computadores, ASTRO S/2 - C dos nōs de São José dos Campos e de Cachoeira Paulista, do Sistema REDACE deverão ser também utilizados para alojar as interfaces de comunicação que realizam os elos do sistema RECODI a partir destes dois nōs.

## CAPÍTULO VIII

### REDE DE DADOS PARA CONTROLE ESPACIAL - REDACE

#### VIII.1 - Introdução

A Rede de Dados para controle Espacial - REDACE, tem por finalidade básica, conectar as partes do segmento solo, para dotar as suas Estações Terrenas - ET's, com recursos de comunicações de dados entre estas e o Centro de Controle - C.C., Centro de Operações - C.O e o Centro de Cálculo Pesado - CCP das Missões e a rede externa de rastreo e controle. O Sistema REDACE, programado para as Missões S1 e S2, está representado na Figura VIII.1.

A operacionalização do Sistema deverá obedecer, dentro do possível, a padronização de comunicação de dados adotada pela "Spaceflight Tracking and Data Network - STDN", da NASA, em sua versão "through put", a ser operacionalizada a partir de 1983 (Ref. 6.1).

De acordo com a Figura VIII.1, estão previstas duas Estações Terrenas idênticas para rastreo e controle. Estas estações terão dois recursos de processamento, i.e, um deles é o computador ASTRO S/2-S para supervisão e controle dos seus equipamentos, e o outro é um computador denominado ASTRO S/2-C pertencente à REDACE, para supervisionar a comunicação de dados de suas interfaces de comunicações.

A implementação do Sistema deverá ser gradual, obedecendo a um cronograma que prevê uma configuração piloto (emulando partes do sistema) inicial em laboratório, para validação de equipamentos e de parte do programa operacional da rede. A uma certa altura serão feitas as encomendas dos equipamentos ASTRO S/2-S e ASTRO S/2-C. Uma vez entregues, estes equipamentos serão ainda integrados ao laboratório piloto para verificação e execução de mais uma fase do programa operacional. Após esta fase, os equipamentos começarão a ser instalados "in situ" primeiro em São José dos Campos e Cachoeira Paulista. Validada esta configuração

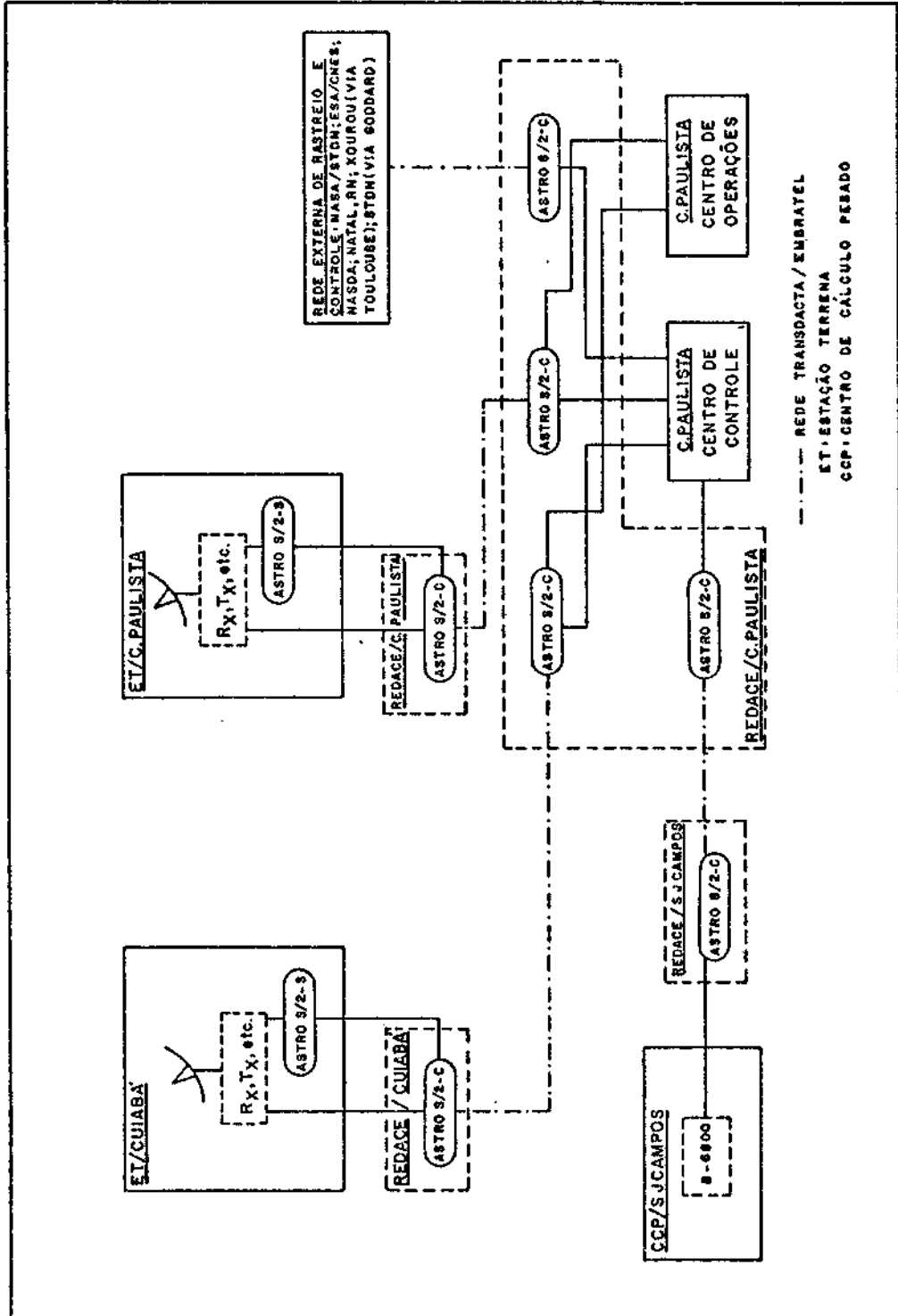


Fig. VIII.1 - Sistema REDACE e Sistema Solo

operacional parcial, a mesma rotina será repetida para os equipamentos da rede a serem instalados na ET/Cuiabá. Novamente, serão executados testes cada vez mais completos até que a rede possa ser operacionalizada, incluindo o elo externo que deverá ser capaz de se comunicar com as redes de rastreamento e controle estrangeiras (STDN/NASA, ESA, NASDA).

A Figura VIII.2, ilustra um tipo de formato básico de mensagem que deverá ser utilizado como padrão na comunicação de dados de R/TM/TC no Sistema. Atualmente existem dezesseis tipos de mensagens padronizadas pelo Sistema STDN/NASA (Ref. 6.2) para comunicação de mensagens de controle, de comando, operacionais, etc. que deverão ser, na medida do interesse, viabilizadas no Sistema REDACE.

As comunicações à distância, em território nacional deverão ser feitas via o sistema TRANSDACTA da EMBRATEL, a ser implantado a partir de agosto de 1980. Este sistema deverá se encarregar de colher os dados ainda não modulados, em um nó da rede, e entregá-los, já demodulados ao nó de destino. Portanto, em condições normais de operação (fora para realização de testes) não está prevista a aquisição de modems para o Sistema REDACE.

O nó do Sistema em Cachoeira Paulista deverá contar com quatro computadores ASTRO S/2-C para cuidar, separadamente, de cada tronco de comunicação que convergir para Cachoeira Paulista. Esta separabilidade de tratamento nestes troncos críticos de comunicações deverá garantir maior confiabilidade global do sistema. Em verdade, estão previstas a utilização de linhas tronco duplicadas na face operacional do Sistema Solo, para se obter maior confiabilidade nestes elos críticos de comunicação de dados.

A compatibilidade do Sistema REDACE com as redes externas (NASA/STDN, ESA, etc.) de rastreamento deverá permitir também sua utilização em missões externas de cooperação internacional.

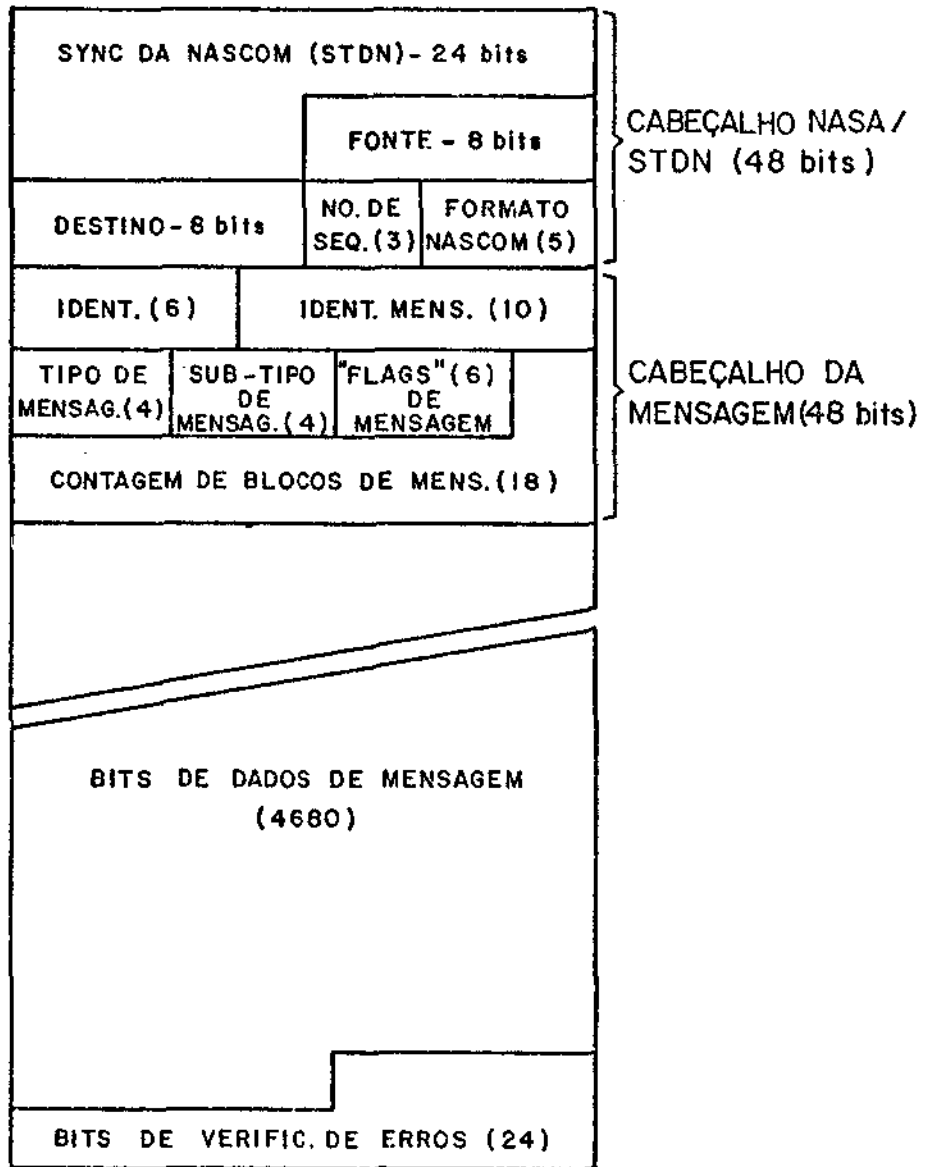


Fig. VIII.2 - Formato de Mensagem STDN/NASA para 4800 bits



## VIII.2 - Partes Constituintes do Sistema REDACE e da Estação Terrena

A seguir são dadas as composições dos computadores ASTRO S/2 - C e ASTRO S/2 - S.

A composição específica, com periféricos, do computador ASTRO S/2 - S residente em uma Estação Terrena é a seguinte:

- UCP com 64 kilo bytes de memória (EPROM & RAM)
- Interface de controle e aquisição digital para execução de tarefas de supervisão
- Interface de comunicação - IC para conexão à rede
- Terminal de video
- Unidade Cassete de Memória Digital (Dual)
- Leitora e Perfuradora de Fita de Papel
- Unidade Diskette de Memória (Dual)
- Impressora Serial de Linha
- Terminal Programável com Memória Cassete Digital
- Programador de Memórias (EPROM/PROM)
- Fontes de Alimentação

Quanto ao computador ASTRO S/2 - C, sua configuração deverá ser a seguinte:

- UCP com 64 kilobytes de memória (EPROM & RAM)
- Quatro interfaces de comunicação - IC's, para conexão de elos da rede
- Unidade Diskette de Memória (dual)

- Unidade Cassette de Memória Digital (dual)
- Leitora e Perfuradora de Fita de Papel
- Fontes de Alimentação

Para ambos os computadores estão implícitas as interfaces de adaptação dos periféricos à UCP (Unidade Central de Processamento).

A comunicação entre os elementos representados na Figura VIII.1 é feita entre suas interfaces de comunicação que por sua vez são programáveis para os protocolos de comunicação padronizados para o Sistema REDACE.

### VIII.3 - Programa Operacional do Sistema e da Estação Terrena

O programa operacional - PO da rede é aquele que se encarregará de exercer as funções locais nos seus nós e gerenciar as comunicações entre os mesmos. Esta rede de comunicações deverá estar baseada no computador ASTRO S/2 - C. A este computador deverão estar acopladas as interfaces de comunicação - IC's que, por sua vez, estarão acopladas às linhas de comunicação (troncos ou ramais locais) da rede. Parte do PO/REDACE deverá estar residente no ASTRO S/2 - C, outra parte nas interfaces de comunicação e uma outra no centro de controle, uma vez que este deverá ser o centro de convergência principal da rede (vide Figura VIII.1). Portanto, estas três partes de programação deverão constituir o PO/REDACE. O papel fundamental do computador ASTRO S/2 - C é o de supervisionar suas interfaces de comunicação, por exemplo, detectando condições anormais de operação, eventualmente reconfigurando-as e notificando o CC e/ou supervisão da ET sobre a situação operacional. Este computador deverá ter uma certa capacidade de acúmulo temporário de mensagens, em caso de impedimento de fluxo normal através as interfaces, em certos modos de operação. O ASTRO S/2 - C poderá alocar linhas alternativas para as interfaces de comunicações diante de possíveis deficiências de linha que possam ser detectadas.

O programa operacional - PO da ET deverá estar residente no computador ASTRO S/2-S, que terá a função de supervisionar a ET. Suas tarefas deverão compreender:

- Emissão e supervisão na execução de certos comandos digitais ou de controle numérico na ET. (vide Figura III.2). Por exemplo o envio de dados para o sistema de rastreamento de antena.
- Emissão de TC, a partir da ET, para um satélite, desde que haja solicitação autorizada do CC.
- Armazenamento de alguns dados temporários de interesse na missão.
- Estabelecimento de comunicação com os outros nós, através do Sistema REDACE, quando necessário, de acordo com as padronizações do Sistema "throughput" (STDN/NASA), para troca de mensagens ou dados de utilidade (manutenção, local, etc), possivelmente, via Centro de Controle quando ele não for um dos nós em comunicação.
- Emissão de relatório sobre o estado operacional da ET, com eventuais testes e diagnósticos.
- Fazer cálculos simples de eventual interesse para rastreamento local.

O PO/REDACE deverá satisfazer toda a padronização NASA/STDN que for de interesse para compatibilização e para uso próprio. Tanto o PO/REDACE como o PO/ET deverão ter um desenvolvimento compatível com a evolução física da rede. Portanto, é de se esperar que versões aperfeiçoadas e expandidas do PO venham a ser implantadas ao longo do tempo.

#### VIII.4 - Integração com o Centro de Controle

De acordo com a representação da Figura VIII.1, o Centro de Controle-CC deverá ser o nó para onde convergem os elos da rede que provem de suas principais ramificações. A saber, temos duas ramificações

que provêm de cada uma das duas ET's previstas. A terceira ramificação deverá conectar o CC à rede exterior de rastreo e controle. Desta forma, o CCM deverá ser capaz de receber mensagens, entre outras, de TM e Rastreo e de emitir, outras, de TC ou de utilidade terrestre somente (com as ET's, por ex.) Uma representação simplificada da integração do CC com o sistema REDACE está esquematizada na Figura IV.1. Uma quarta ramificação do CC deverá estabelecer conexão entre o CC e o Centro de Cálculo Pesado - CCP, localizado em São José dos Campos.

#### VIII.5 - Integração com o Centro-de-Operações

A recepção de mensagens de telemetria de carga útil - TMCU pelo Centro de Operações - CO deverá ser possível graças à sua conexão ao Sistema REDACE. Assim deverá ser nas missões S1 e S2 e, talvez, nas missões S3 e S4 se for confirmado interesse em estudo posterior. Embora este aspecto não esteja explicitamente demonstrado na Figura VIII.1, ele está evidenciado no esquema da Figura VII.1. Para cada missão diferente deverá, em princípio, haver um novo CO, conectado ao Sistema, da mesma maneira básica. Esta conexão está também demonstrada na Figura V.1. Pelo menos os dois computadores ASTRO S/2 - C do Sistema, pertencentes ao n.º Cachoeira Paulista, que conectam o CC às ET's, deverão estar também conectadas ao CO. Por estes troncos de comunicação da dados, deverão chegar em Cachoeira Paulista mensagens de TMCU e TMS, conjuntamente com outras. Caberá ao CO identificar as mensagens de TMCU, tratá-las e armazená-las, uma vez que estas são as principais informações de interesse para o CO, além de outras mensagens operacionais (como efêmerides, etc) de menor interesse, em volume.

#### VIII.6 - Referências

- 6.1 - "Spaceflight Tracking and Data Network - User's Guide "BASIC),  
Revision 3, STDN NQ 101.1, NASA/Goddard S.F.C, USA, July 1978
- 6.2 - "STDN - Digital Data Processing System - Phase II, Interface  
Control Document", STAN NQ MM - 4387, NASA, USA, Dec. 1977.

CAPÍTULO IX

CUSTOS

Os custos apresentados neste capítulo estão agrupados pe los sistemas descritos nos Capítulos III, IV e V. As Estações Terrenas de Cuiabá e Cachoeira Paulista são consideradas idênticas e, portanto, de mesmo custo. Todos os valores estão em milhões de cruzeiros, válidos para setembro de 1980 (inflação brasileira setembro 79-setembro 80 igual a 50% e o dolar a 46 cruzeiros).

TABELA IX.1

CUSTOS DE INVESTIMENTOS

ITEM	VALORES EM MILHÕES DE CRUZEIROS		
	NACIONAL	IMPORTADO	TOTAL
● Equipamentos	168.7	132.2	300.9
● Obras e Instalações	20.2	-	20.2
TOTAL	188.9	132.2	321.1

TABELA IX.2

CUSTOS DE EQUIPAMENTOS DO SISTEMA SOLO

EQUIPAMENTOS DO SISTEMA SOLO	VALORES EM MILHÕES DE CRUZEIROS		
	NACIONAL	IMPORTADO	TOTAL
● Estação Cuiabá	59.6	66.1	125.7
● Estação C. Paulista	59.6	66.1	125.7
● Centro de Controle	21.3	-	21.3
● Centro de Operação	24.6	-	24.6
● Centro de Missão	3.6	-	3.6
TOTAL	168.7	132.2	300.9

TABELA IX.3

CUSTOS DE OBRAS E INSTALAÇÕES DO SEGMENTO SOLO

OBRAS E INSTALAÇÕES SEGMENTO SOLO	VALORES EM MILHÕES DE CRUZEIROS.
● Estação de Cuiabá	5.0
● Estação + Operação de Cachoeira Paulista	8.1
● Prédio de Preparação dos Satélites/Natal	7.1
TOTAL	20.2

TABELA IX.4

EQUIPAMENTOS - CUSTOS DO SISTEMA DA ANTENA E DA ESTAÇÃO TERRENA

Nº	ITEM	QUANTIDADE	VALORES CR\$ MILHÕES	
			NACIONAL	IMPORTADO
1	Antena de diâmetro 10 m com servomotor, alimentador e di-plexador.	1	27.3	4.6
2	Pré-amplificador e Amplifi-cador de Potência	2	-	7.4 *
3	Antena de colimação de diâmetro 4 m com gerador de Banda S	1	0.3	0.1
4	Up Converter	2	-	3.0 *
5	Amplificador Paramétrico de Baixo Ruído e Amplificador de Baixo Ruído a FET	2	-	2.8 *
6	Down Converter	2	-	3.0 *
7	Simulador Satélite com Com-putador de 32 Kpalavras de memória e unidade de fita magnética de 1600 BPI	1	4.1	-
8	Receptor TMCU	2	-	4.6 *
9	Receptor TMS	2	-	4.6 *
A TRANSPORTAR			31.7	30.1

\* Equipamentos com Redundância



Tabela IX.4 (Continuação)

Nº	ITEM	QUANTIDADE	VALORES CR\$ MILHÕES	
			NACIONAL	IMPORTAÇÃO
		TRANSPORTE	31.7	30.1
10	Receptor Rastreo	2	-	4.6 *
11	Receptor Posicionamento Antena	2	-	7.0 *
12	Gravador TM Bruta 14 pistas	1	-	4.0
13	Decomutação	1	2.0	-
14	Processador Rastreo	1	-	4.6
15	Gerador FI	2	-	1.6 *
16	Modulador	2	-	1.4 *
17	Gerador Rastreo	1	-	4.6
18	Sistema de tempo e frequência	1	-	2.0
19	Codificador com um computador de 32 Kpalavras de memória.	1	9.0	-
20	Computador de Supervisão com 32 Kpalavras de memória, disco de 2.5M, impressora fita 1600 BPI, leitora/perfuradora papel, terminal vídeo.	1	5.5	-
21	Computador de comunicação com 32 Kpalavras de memória, disco 2.5 M, impressora.	1	5.0	-
A TRANSPORTAR			53.2	59.9

\* Equipamentos com Redundância

Tabela IX.4 (Continuação)

Nº	ITEM	QUANTIDADE	VALORES CR\$ MILHÕES	
			NACIONAL	IMPORTADO
		TRANSPORTE	53.2	59.9
22	Quadro de visualização e sistema de alarme	1	0.8	-
23	Peças de reposição		5.6	6.2
	TOTAL		59.6	66.1

TABELA IX.5

EQUIPAMENTOS - CUSTOS DO CENTRO DE CONTROLE

Nº	ITEM	QUANTIDADE	VALOR EM MILHÕES DE CRUZEIROS
1	Computador Comunicação com 64 k palavras de memória, disco 2.5M, impressora.	1	5.8
2	Computador Processamento com 64 k palavras de memória, disco 176M, Impressora, Teletipo.	1	6.0
3	Computador Orbitografia com 64 k palavras de memória, disco 176M, impressora.	1	6.0
4	Peças de reposição		3.5
	TOTAL		21.3

TABELA IX.6

EQUIPAMENTOS - CUSTOS DO CENTRO DE OPERAÇÃO

Nº	ITEM	QUANTIDADE	VALOR EM MILHÕES DE CRUZEIROS
1	Microcomputador.	1	0.4
2	Disco de 67M.	1	1.2
3	Computador de Processamento com 128 k palavras de memória, disco 176M, impressora.	1	8.0
4	Banco de dados com unidades de fitas magnéticas de 1600 BPI	15	10.5
5	Peças de reposição		4.5
	TOTAL		24.6

TABELA IX.7

EQUIPAMENTOS - CUSTOS DO CENTRO DE MISSÃO

Nº	ITEM	QUANTIDADE	VALOR EM MILHÕES DE CRUZEIROS
1	Microcomputador	1	0.4
2	Terminal de vídeo	1	0.6
3	Disco de 67 M	1	1.2
4	Impressora de 300 linhas por minuto	1	0.8
5	Peças de reposição		0.6
	TOTAL		3.6

TABELA IX.8

OBRAS E INSTALAÇÕES - CUSTOS DA ESTAÇÃO DE CUIABÁ

Nº	DISCRIMINAÇÃO	VALOR EM MILHÕES DE CRUZEIROS
1	Área de 200 m <sup>2</sup> a Cr\$ 1100,00 x 1.5 m <sup>2</sup>	3.3
2	Ar condicionado	1.1
3	Infraestrutura	0.6
	TOTAL	5.0

TABELA IX.9

OBRAS E INSTALAÇÕES - CUSTOS DA ESTAÇÃO + OPERAÇÃO DE CACHOEIRA PAULISTA

Nº	DISCRIMINAÇÃO	VALOR EM MILHÕES DE CRUZEIROS
1	Estação 150 m <sup>2</sup> + Centro de Controle 100 m <sup>2</sup> + Centro de Operação = Prédio de 300 m <sup>2</sup> - Custo de construção Cr\$ 11000 x 1.5 m <sup>2</sup> <u>obs:</u> O centro de Missão será instalado em prédio já construído em C.P.	4.9
2	Ar condicionado	1.7
3	Infraestrutura	1.5
	TOTAL	8.1

TABELA IX.10

CUSTOS DO PRÉDIO DE PREPARAÇÃO DOS SATÉLITES/NATAL

Nº	DISCRIMINAÇÃO	VALOR EM MILHÕES DE CRUZEIROS
1	Prédio a ser construído em Natal para preparação dos satélites para lançamento e pequenos reparos 300 m <sup>2</sup> a Cr\$ 12000 x 1.50 m <sup>2</sup>	5.4
2	Ar condicionado com filtro especiais classe 100000, Área de 10 m <sup>2</sup>	1.7
	TOTAL	7.1

APÊNDICE

EXAME DAS ESPECIFICAÇÕES GERAIS DE ESTACÕES TERRENAS

APÊNDICE

EXAME DAS ESPECIFICAÇÕES GERAIS DE ESTAÇÕES TERRENAS

As especificações que definem a Estação Terrena são o fator de mérito  $G/T$  da antena de recepção e o EIRP para o transmissor.

1. Exame do Enlace Para a TMS

1.a) Características Mínimas:

Nesta hipótese, supõe-se que o campo eletromagnético irradiado pelo satélite corresponde ao campo tolerado pela Recomendação nº 358-2 do C.C.I.R e que é de  $-154$  dBW/m<sup>2</sup> para ângulos baixos de elevação numa faixa de 4kHz e para a Banda de 1,7 a 2,5 GHz.

O fator de mérito necessário se determina da maneira seguinte:

- O nível de sinal recebido é igual a  $d \times S = d \times \frac{\lambda^2 G}{4 \pi}$  onde

d é a densidade superficial de campo recebido

S é a superfície equivalente da antena

G é o ganho da antena de recepção

$\lambda$  é o comprimento de onda

- O nível de ruído à saída da antena é igual  $KT\Delta f$  onde

K é a constante de Boltzmann

T é a temperatura de ruído do sistema de recepção (incluindo a antena)

$\Delta f$  é a largura da faixa de frequência



A relação sinal recebido/ruído deve ser igual ou superior a um fator A que depende da qualidade de restituição da telemetria ou seja

$$\frac{d \times \frac{\lambda^2 G}{4 \pi}}{KT\Delta f} \geq A.$$

Desta expressão se tira o fator de m̄rito do Sistema de Antena (G/T) de recepção

$$G/T \geq \frac{4\pi AK\Delta f}{\lambda^2 d} \quad (1)$$

com

$$K = 1,38 \times 10^{-23} \text{ joule/}^\circ\text{K}$$

$$\Delta f = 4 \text{ kHz}$$

$$\lambda = 13,6 \text{ cm}$$

$$d = 154 \text{ dBW/m}^2 \text{ numa faixa de 4 kHz}$$

O fator A ẽ calculado da seguinte forma: da figura 2.6 (Pa res e Toscer, 1975) tem-se para modulaçãõ PSK e probabilidade de erro  $P_e = 10^{-5}$ , a relaçaõ entre a energia por bit E e a densidade espectral de ruído  $N_0$

$$E/N_0 \quad 9,0 \text{ dB}$$

incluindo ainda

}	margem operacional	3,0 dB
	perdas modulaçãõ	3,5 dB
	perdas tẽcnicas/demod	2,5 dB

	Total	A = 18,0 dB
--	-------	-------------

Obtem-se, pois, da expressãõ acima

$$G/T \geq 7.7 \text{ dB/}^\circ\text{K.}$$

### 1.b) Características Aceitáveis

Neste caso, as características a bordo do satélite são fixadas em função de diversas considerações (possibilidades tecnológicas, duração de vida, normalização, etc...) e as especificações da Estação Terrena devem adaptar-se a elas.

Sejam as características de bordo fixadas por:

- Potência de emissão  $P_e = 150 \text{ mW}$
- Ganho da antena a bordo  $G_e = -9.0 \text{ dB}$  em relação a antena isotrópica em modo de fase crítica, considerando-se a perda da Híbrida.

A densidade superficial realmente recebida pela Estação Terrena com o ângulo de elevação baixo é

$$d = \frac{P_e G_e p}{4\pi D^2} \quad (2)$$

onde

$p$  são as perdas de polarização = -2dB

$D$  é a distância do satélite à Estação Terrena no início da transmissão (em torno de 3000 km)

Obtem-se, pois,  $d = -159.8 \text{ dBW/m}^2$

ou seja 5.8 dB a menos que no caso anterior. Nestas condições, o fator de mérito (G/T) do Sistema da Antena de recepção deve ser

$$G/T \geq 13.5 \text{ dB/}^\circ\text{K}$$

## 2 - Exame do Enlace de TMCU da Missão de Sensoriamento Remoto

### 2.a) Características Míminimas

Usando-se a fórmula (1) com os valores

$$\Delta f = 7.0 \text{ MHz (para um sinal QPSK de 7 Mbits/sec)}$$

$$\lambda = 13,6 \text{ cm}$$

A é calculado da seguinte forma: da Figura 2.6 (Pares e Toscer, 1975) para a probabilidade de erro  $P_e = 10^{-6}$

	$E/N_0$	10,5 dB
incluindo-se	{	margem operacional 3,0 dB
		perdas técnicas 1,0 dB
		perdas demodulação 2,5 dB
tem-se		<hr/> Total A = 17,0 dB

Aqui a densidade superficial máxima permitida pela Recomendação 358-2 da CCIR será de  $-121,6 \text{ dBW/m}^2$  numa faixa de 7 MHz de frequência.

$$\text{Obtem-se } G/T \geq 6.7 \text{ dB/}^\circ\text{K}$$

### 2.b) Características Aceitáveis

Sejam as características de bordo fixadas por

- Potência de Bordo  $P_e = 5\text{W}$
- Ganho da Antena a bordo  $G_e = -1 \text{ dB}$  em relação a antena isotrópica

A densidade superficial realmente recebida pela antena para um ângulo de elevação pequeno é dado por (2), onde  $p = 1.5 \text{ dB}$  e vale

$$d = -136 \text{ dB/m}^2$$

Este valor é 14,4 dB menor que a densidade superficial no caso anterior. Portanto, deve-se exigir para o Sistema da Antena

$$G/T \geq 21.1 \text{ dB/}^\circ\text{K}$$

### 3 - Exame do Enlace de TC

#### 3.a) Características Mínicas

Elas são determinadas pelas características clássicas habituais de "transponder" comercial. A dinâmica dos sinais que podem ser recebidos por tais "transponder" caem na faixa de -50 dBm a -134 dBm. Para um bom engate da malha de aquisição do "transponder", é necessário uma relação sinal/ruído de no mínimo 10 dB. O sinal mínimo à entrada do "transponder" deve, portanto, ser de -124 dBm. O sinal à entrada do "transponder" é assim dado pela fórmula do cálculo de enlace:

$$\text{Sinal} = \frac{P_p}{4\pi D^2} \times \frac{\lambda^2 G}{4\pi}$$

onde

P = EIRP da antena da Estação Terrena

p = perda de operação = -2.5 dB

D = distância Estação Terrena - satélite (em torno de 3000 km)

$\lambda$  = 13,6 cm

G = -9.0 dB em relação à antena isotrópica em modo de fase crítica, considerando-se a acoplamento de 2 receptores (perda no ganho da antena de 3 dB)

Para que este sinal seja superior ao sinal mínimo de -124 dBm citado acima, é necessário que

$$\text{EIRP} \geq 27 \text{ dBW}$$

#### 3.b) Características Aceitáveis

O valor achado de 27 dBW para a EIRP representa a potência mínima de emissão para se garantir uma relação sinal/ruído de 10 dB no receptor de bordo do satélite. Porém é muito mais conveniente operar-se o sistema no meio de sua faixa dinâmica (-50 a -134 dBm). Por exemplo, passando a EIRP para 50 dBW a operação se daria a  $-124 + 23 = 101$ , um valor mais conveniente. Tomar-se-á portanto EIRP = 50 dBW.

#### 4 - Exame de Soluções Práticas Alternativas

As especificações globais essenciais foram tiradas das seções anteriores e são:

- recepção :  $G/T \geq 21.1 \text{ dB/}^\circ\text{K}$
- emissão : EIRP  $\geq 50 \text{ dBW}$

4.a) Antena de diâmetro de 10m com alimentador no foco e diplexador e missão/recepção

- ganho antena de recepção 43,5 dB
  - atenuação do diplexador 0,7 dB
  - ganho resultante de recepção 42,8 dB
  - temperatura equivalente de ruído da antena  $110^\circ\text{K}$
  - temperatura equivalente de ruído do receptor com um amplificador paramétrico não criogênico  $100^\circ\text{K}$
  - temperatura equivalente de ruído devido ao diplexador  $35^\circ\text{K}$
  - temperatura equivalente de ruído global devido ao sistema de recepção  $245^\circ\text{K}$
- de onde  $G/T = 18.9 \text{ dB/}^\circ\text{K}$
- ganho da antena de emissão 42,5 dB
  - potência de emissor(técnica a transistor) 10 W
  - perdas globais entre o emissor (montado sobre a antena) e a antena 2,0 dB
- de onde

$$\text{EIRP} = 50,5 \text{ dBW}$$

4.b) Antena de diâmetro de 10m com montagem Cassegrain e diplexador e missão/recepção

● ganho da antena de recepção	44,0 dB
● atenuação de diplexador	0,7 dB
● ganho resultante de recepção	43,3 dB
● temperatura equivalente de ruído da antena de recepção	100 <sup>o</sup> K
● temperatura equivalente de ruído de receptor com o preamplificador paramétrico criogênico	50 <sup>o</sup> K
● temperatura equivalente de ruído devido ao diplexador	35 <sup>o</sup> K
● temperatura equivalente de ruído global devido ao sistema de recepção de onde	185 <sup>o</sup> K
$\frac{G}{T} = 20.6 \text{ dB/}^{\circ}\text{K}$	
● ganho da antena de emissão	43,0 dB
● potência de emissão (técnica a transistor)	20 W
● perdas globais entre o emissor e a antena de onde	2,0 dB

$$\text{EIRP} = 54 \text{ dBW}$$

4.c) Solução Especializada Somente à Missão Coleta de Dados

Neste caso exige-se

$$\frac{G}{T} \geq 13.5 \text{ dB/}^{\circ}\text{K}$$

$$\text{EIRP} \approx 50 \text{ dBW}$$

Uma antena de 7m de diâmetro com o alimentador no foco tem ganho de 40,5 dB. Este ganho é 3 dB abaixo daquele estudado no caso 4.a. Permanecendo todas as perdas iguais, vê-se que neste caso o fator de mérito desta antena é

$$G/T = 14.8 \text{ dB/}^{\circ}\text{K}$$

satisfazendo, portanto, a figura de mérito exigida. Uma antena de 6m de diâmetro com o alimentador no foco tem ganho de 39 dB. Sua figura de mérito é, portanto,

$$G/T = 13.3 \text{ dB/}^{\circ}\text{K}$$

muito próxima da figura de mérito exigida.

A EIRP da antena de 7m de diâmetro com o alimentador no foco é calculada como segue:

● ganho da antena na emissão	39,5 dB
● potência de emissor (técnica a transistor)	20 W (13.0dBW)
● perda global entre o emissor (montado sobre a antena) e a antena logo	2,0 dB
	<hr/>
	EIRP 50.5 dBW

#### 4.d) Estação Especializada Somente na Recepção de Carga Útil da Missão Coleta de Dados (Estacionete)

Neste caso, sem híbrida de saída para dividir a potência de saída do transmissor do transponder de carga útil, ganha-se 3 dB na figura de mérito do sistema de recepção. Isto é, exige-se

$$\frac{G}{T} \geq (13.5 - 3) = 10.5 \text{ dB/}^{\circ}\text{K}$$

Uma antena de 4,5m de diâmetro com o alimentador no foco tem ganho de 36.5 dB. Este ganho é 7dB abaixo daquele estudado no caso 4.a. Permanecendo todas as perdas iguais, vê-se que neste caso o fator de mérito desta antena é

$$G/T = 10.8 \text{ dB/}^{\circ}\text{K}$$

satisfazendo, portanto, a figura de mérito exigida.

## 5 - Conclusões

As soluções práticas analisadas nos itens 4.a, 4.b, 4.c, e 4.d permitem as seguintes conclusões:

- Uma antena com montagem Cassegrain de 10 metros de diâmetro e diplexador (4.b) cobre as necessidades das duas primeiras missões espaciais brasileiras e, provavelmente, um espectro razoável de futuras missões espaciais. Os custos desta solução são maiores, em comparação com os outros casos estudados.
- Uma antena de 10 metros de diâmetro com alimentador no foco e diplexador (4.a) poderia também cobrir as duas primeiras missões espaciais, caso seja possível reduzir a largura de faixa necessária para a transmissão de carga útil da missão de sensoriamento remoto de 7 MHz para 3.5 MHz ou menos.
- A solução 4.c, especializada para a missão coleta de dados, mostra que até uma antena parabólica de 6 metros de diâmetro seria suficiente para satisfazer as necessidades da primeira missão espacial brasileira.
- Caso existam usuários da missão coleta de dados que queiram recber os dados de carga útil diretamente do satélite, o item 4.d mostra que uma antena parabólica de 4.5 metros de diâmetro é suficiente. Admitindo-se um aumento de eficiência na antena de 50% para 70%, pode-se mostrar que esta antena poderia até ter um diâmetro de apenas 3 metros.

## 6 - Referências

- Pares, J. e V. Toscer - Les Systèmes de Telecommunications par Satellites, Masson, 1975.



MISSÃO ESPACIAL COMPLETA  
ESTUDO DE VIABILIDADE DO SATÉLITE BRASILEIRO

ANEXO 4  
INTEGRAÇÃO E TESTES

C. Santana  
C. S. Pereira

CONSELHO NACIONAL DE DESENVOLVIMENTO CIENTÍFICO E TECNOLÓGICO (CNPq)

INSTITUTO DE PESQUISAS ESPACIAIS (INPE)

Dezembro 1979

## ÍNDICE

<u>LISTA DE FIGURAS</u> .....	<i>vi</i>
<u>LISTA DE TABELAS</u> .....	<i>viii</i>
<u>CAPÍTULO I - INTRODUÇÃO</u> .....	1
<u>CAPÍTULO II - FASES DE DESENVOLVIMENTO</u> .....	3
● II.1 - Fase Preparatória .....	3
● II.2 - Fase de Realização .....	4
II.2.1 - Modelos a integrar .....	4
II.2.2 - Maquetes especializadas .....	6
II.2.3 - Modelos de equipamentos e subsistemas a de senvolver .....	7
II.2.4 - Recapitulação dos modelos a desenvolver ...	9
II.2.5 - Plano de desenvolvimento .....	9
<u>CAPÍTULO III - O BANCO DE SIMULAÇÃO (BS)</u> .....	12
● III.1 - Testes Elétricos de Subsistemas .....	16
● III.2 - Testes Elétricos de Sistemas .....	18
● III.3 - Descrição dos Equipamentos .....	18
III.3.1 - Equipamentos de rádio-frequência .....	21
III.3.2 - Equipamentos de telemedida .....	24
III.3.3 - Unidade de controle e monitoração .....	27
● III.4 - Plano de Desenvolvimento do BS .....	28
<u>CAPÍTULO IV - MEIOS GERAIS DE SUPORTE TÉCNICO</u> .....	29
● IV.1 - Medidas Físicas .....	32
IV.1.2 - Medidas dinâmicas .....	35
● IV.2 - Testes Mecânicos .....	36

74	V.1.4.2 - Área de ensaios .....
74	V.1.4.1 - Zona de recepção .....
74	V.1.4 - Dimensão e distribuição .....
73	V.1.3.4 - Nitrogênio líquido .....
73	V.1.3.3 - Ar .....
73	V.1.3.2 - Água .....
73	V.1.3.1 - Eletricidade .....
73	V.1.3 - Energia e Fluidos .....
71	V.1.2 - Guindastes .....
71	V.1.1 - Climatização e limpeza .....
71	• V.1 - Laboratório principal de testes .....
71	<hr/> CAPÍTULO V - INSTALAÇÕES FÍSICAS .....
70	• IV.8 - Plano de desenvolvimento para os MGS .....
68	• IV.7 - Programa de testes .....
65	• IV.6 - Resumo dos equipamentos necessários aos ensaios ambientais .....
63	• IV.5 - Testes magnéticos .....
61	• IV.4 - Testes de interferência eletromagnética .....
49	VI.3.3 - Testes de radiação térmica no vácuo .....
46	IV.3.2 - Teste térmicos no vácuo .....
46	IV.3.1 - Testes das condições térmicas de armazenagem .....
44	• IV.3 - Testes Térmicos .....
43	IV.2.3 - Testes de rotação/ejeção .....
43	IV.2.2 - Testes de choque .....
36	IV.2.1 - Testes de vibração .....

● V.2 - Laboratórios magnéticos e de interferência eletromagnética .....	75
● V.3 - Oficina mecânica .....	75
<u>CAPÍTULO VI - CUSTOS</u> .....	77
● VI.1 - Custos de equipamentos .....	77
V.1.1 - Medidas físicas .....	77
V.1.2 - Testes mecânicos .....	77
V.1.3 - Testes térmicos/vácuo/radiação solar .....	78
V.1.4 - Testes de interferência eletromagnética ....	78
V.1.5 - Testes magnéticos .....	79
V.1.6 - Ampliação do laboratório de Engenharia Mecânica .....	79
V.1.7 - Banco de simulação .....	79
● VI.2 - Custos das instalações físicas .....	80
VI.2.1 - Laboratório principal de testes .....	80
VI.2.1 - Laboratório de Engenharia Mecânica .....	80
● VI.3 - Resumo da estimativa de custos .....	80
● VI.4 - Resumo de equipamentos .....	81
● VI.5 - Resumo de obras e instalações físicas .....	81

## LISTA DE FIGURAS

III.1 - Banco de simulação para testes elétricos de Integração.	19
III.2 - Equipamentos de BS e suas Relações com o Satélite .....	20
III.3 - Sistema de Processamento de Dados .....	25
IV.1 - Fases de simulação dos parâmetros ambientais .....	30
IV.2 - Coordenadas do centro de gravidade .....	33
IV.3 - Medida do C.G. segundo o eixo longitudinal .....	34
IV.4 - Esquema do gerador eletrônico de vibrações .....	39
IV.5 - Isolamento de vibrações do gerador .....	40
IV.6 - Esquema sinótico de gravação de dados .....	42
IV.7 - Dimensões da câmara térmica/vacuo .....	47
IV.8 - Esquema de bombeamento e gerador térmico câmara 250 l...	48
IV.9 - Dimensões internas da câmara de simulação solar .....	50
IV.10 - Esquema de bombeamento .....	52
IV.11 - Ecrans da câmara térmica .....	53
IV.12 - Esquema do Gerador térmico .....	55
IV.13 - Sistema de medida na câmara de simulação solar .....	56
VI.14 - Sistema rotativo de coleta de dados no interior da câmara ra de simulação solar .....	57
IV.15 - Sistema de calibração de sensores de pressão .....	59
IV.16 - Dimensões da câmara anecônica .....	61

V.1 - Planta baixa do laborat̃rio de testes .....	72
V.2 - Corte da planta baixa do laborat̃rio de teste .....	72
V.3 - Ampliaçã e reforma do laborat̃rio de engenharia mecânica	76

## LISTA DE TABELAS

II.1 - Modelos a desenvolver .....	10
II.2 - Plano de desenvolvimento .....	11
IV.1 - Principais parâmetros ambientais .....	31
IV.2 - Tabela de Testes/Meios de testes .....	66
IV.3 - Programa de Testes diversos .....	68
IV.4 - Programa de Testes mecânicos e térmicos .....	69

## CAPÍTULO I

### INTRODUÇÃO

A integração e os testes de um satélite são a sequência metódica de operações de montagens, de coordenação e de testes, que terminam com a confecção de um conjunto que funcione de maneira satisfatória e adaptado à sua missão, a partir de elementos conhecidos e construídos separadamente. Trata-se de verificar a compatibilidade de todos os elementos que compõem o satélite, separados e em conjunto, tendo-se em conta as especificações funcionais e ambientais.

O princípio geral de planificação da integração e dos testes é de otimizar:

- a escolha das maquetes especializadas
- a escolha dos modelos a integrar
- a definição dos modelos de equipamentos e de sub-sistemas que serão integrados
- a sequência e a natureza dos testes a realizar
- a escolha dos meios específicos elétricos e mecânicos de suporte.

Neste anexo serão tratados os pontos acima, além de se especificar as instalações físicas necessárias e de se fazer uma análise dos custos de implantação.

No Capítulo II serão abordadas as Fases do Desenvolvimento, onde um Plano de Desenvolvimento é apresentado à luz da política dos modelos e maquetes a desenvolver.

Os testes elétricos são efetuados pelo Banco de Simulação, tratado no Capítulo III.



Os Meios Gerais de Suporte Técnico, que dizem respeito principalmente ao Laboratório para Testes Ambientais, são descritos no Capítulo IV, onde também são recapitulados os testes elétricos e mecânicos pelos quais passam os equipamentos e sub-sistemas.

Os Capítulos V e VI correspondem às Instalações Físicas e aos Custos, respectivamente.

## CAPÍTULO II

### FASES DE DESENVOLVIMENTO

Dentro do espírito de prudência, será adotado um plano de desenvolvimento bastante progressivo, dividido em duas fases: a fase preparatória e a fase de realização. O plano de desenvolvimento deve permitir diminuir os riscos provenientes de atrasos, por meio de uma abordagem metódica e apoiada em bases comuns e conhecidas. O plano de desenvolvimento deve coordenar os prazos de maneira a se conseguir satisfazer a missão estipulada. Os principais objetivos das fases do plano de desenvolvimento estão descritos a seguir.

#### II.1 - Fase Preparatória

Durante esta fase de um ano serão abordados:

- Análise detalhada da missão do satélite; quando então será feito um levantamento das necessidades dentro das várias disciplinas ligadas à missão. À luz destas necessidades será feita uma especificação detalhada da missão, o que se traduz pela especificação da carga útil, pela escolha da órbita e pela definição do controle de atitude necessário.
- Estudos de sistemas destinados a cumprir a missão especificada; quando serão repassados os estudos tecnológicos para cada sub-sistema com o objetivo de se fixar em soluções tecnicamente bem conhecidas e completamente desenvolvidas. Estes estudos permitirão uma definição das especificações dos sub-sistemas, tanto ao nível de seus desempenhos quanto ao nível de suas interfaces com outros sistemas.
- Estudos tecnológicos; destinados a prover base para desenvolvimentos paralelos de sub-sistemas de forma a otimizar suas especificações. Estes estudos cumprem também a função de explorar áreas nas quais nossa tecnologia ainda não é bem estabelecida.

- Atividades de preparação e de organização para a fase de realização; quando: serão estudados em detalhes os tipos de contratos industriais; será feito um levantamento das indústrias qualificadas para participar dos desenvolvimentos; serão formadas equipes técnicas apropriadas; serão avaliados os meios necessários à realização do projeto; serão elaborados os relatórios delineando as soluções nominais adotadas, a organização do projeto que permita seus cumprimentos, e um plano de desenvolvimento detalhado para a fase de realização.

## II.2 - Fase de Realização

Esta fase se inicia após os trabalhos da fase preparatória e termina com o lançamento dos satélites após serem colocados em condições de exploração operacional. Naturalmente, no estágio atual, o plano de desenvolvimento para a fase de realização é ainda susceptível de evoluir. Sua apresentação tem por objetivo mostrar os princípios gerais e fornecer as bases para as avaliações de custo do projeto. Assim sendo, serão apresentados em seus estados atuais: os modelos de satélites a integrar; as maquetes especializadas do satélite e seus instrumentos; os planos de integração e ensaios; o plano de desenvolvimento.

### II.2.1 - Modelos a integrar

A concepção clássica da política de modelos a integrar - e que será seguida neste projeto - é de desenvolver três modelos integrados representativos do satélite: Modelo de Integração, Modelo de Qualificação e Modelo de Vão.

- Modelo de Integração (MI), que é um modelo de identificação completo do satélite. Este modelo que deve ser disponível bem cedo no projeto, se destina a identificar todos os problemas de definição de equipamentos durante suas integrações no satélite. Ao nível de modelo completo, os problemas que se espera identificar são:

- problemas durante os testes
- problemas de integração elétrica (EMI)
- problemas de integração mecânica

Para que seja um modelo realmente representativo do modelo de vôo, todos os equipamentos integrados no MI terão as mesmas interfaces elétricas e mecânicas que no modelo de vôo não sendo, entretanto, utilizados componentes eletrônicos e mecânicos com qualificação espacial, nem sendo incorporados os geradores solares. Tais itens serão objetos de estudos mais detalhados no modelo de qualificação a ser desenvolvido a seguir. O MI passará por testes de temperatura/vácuo e por simulação no banco de simulação. As funções do MI são:

- identificar os problemas de concepções e compatibilidade
- indicar modificações a introduzir no modelo seguinte a integrar
- estabelecer os procedimentos para integração
- por em cheque o funcionamento do banco de simulação

O MI permanecerá integrado mesmo após o lançamento do satélite, para que, através do banco de simulação, sejam estudadas operações a efetuar no caso em que se produzam degradações não previstas no funcionamento do satélite.

- Modelo de Qualificação (MQ), que permitirá a qualificação do conjunto da concepção e da fabricação do satélite. Trata-se de um modelo em tudo idêntico ao modelo de vôo. Todos os equipamentos e sub-sistemas do satélite são realizados a partir de componentes com níveis de qualidades do modelo de vôo e seguindo as mesmas normas de fabricação e controle. O MQ passará por ensaios ambientais destinados a assegurar que as margens mínimas exigidas para o modelo de vôo são satisfeitas. Desta forma, os ensaios ambientais do MQ serão efetuados a níveis superiores aos atendidos pelo modelo de vôo. Em particular, o modelo térmico do satélite e os geradores solares serão qualificados em ensaios especiais

- Modelo de Vôo (MV), que é construído segundo os procedimentos de fabricação e controle estabelecidos pelo MQ, e que constitui o modelo completo do satélite de vôo. O MV passará pelos mesmos testes que o MQ (exceto o teste de radiação) mas a níveis inferiores, destinados principalmente a envelhecer seus componentes sem desgastá-los.

Além do MI, MQ e MV, será ainda integrado um modelo de qualificação e vôo (MQV), o qual será constituído essencialmente pelo MQ, após a substituição eventual de seus equipamentos fatigados pelos ensaios de qualificação. Este modelo servirá como um modelo de reserva destinado a substituir o MV em caso de necessidade, ou como o modelo para o segundo lançamento.

#### II.2.2 - Maquetes especializadas

Para se proceder à qualificação do satélite, são executadas maquetes especializadas de alguns sistemas ou sub-sistemas. Para o projeto em questão estão previstas maquetes especializadas para a estrutura, a térmica e para os sistemas radiantes.

Em geral para a qualificação da estrutura do satélite, e de seu modelo térmico, são feitas duas maquetes especializadas: a maquete estrutural e a maquete térmica. Entretanto, é possível que se realize só uma maquete combinando os objetivos das duas. Assim sendo, as seguintes maquetes estão previstas:

- Maquete estrutural/térmica (MET), que é uma maquete única para testes térmicos e de estrutura, o que é possível dada a natureza passiva do controle térmico a ser empregado, logo com interfaces térmicas entre o veículo e os instrumentos simplificadas ao máximo. Na parte de estrutura, a MET (através de seu modelo de qualificação) qualificará os procedimentos de fabricação e controle; confirmará o atendimento às especificações de vibração e as de compatibilidades mecânicas; verificará os procedimentos e meios de

manutenção do satélite completo. Na parte térmica a MET deve verificar o modelo térmico e as especificações térmicas impostas aos equipamentos do satélite. Para cumprir as finalidades a que se destina, a MET será constituída de uma estrutura idêntica ao satélite de vôo e de maquetes de todos os equipamentos o mais possível conforme aos dos modelos de vôo, tanto do ponto de vista das interfaces mecânicas (massas, centros de massa, inércias, fixações, formatos) quanto do ponto de vista térmico (potência dissipada, condições de fixação, massa calorífica, revestimentos, distribuição de temperatura). Para a construção da MET, serão iniciados estudos térmicos antes do começo da fabricação de uma estrutura, e estes estudos receberão dados reais (potências dissipadas, pontos quentes, etc) dos modelos exploratórios que serão desenvolvidos para os equipamentos e sub-sistemas (veja II.2.3). Desta forma, a estrutura e controle térmico serão tratados em paralelo. Dois modelos serão desenvolvidos a partir da MET: o modelo de qualificação e o modelo de vôo. O modelo de qualificação da MET passará por todos os testes mecânicos e térmicos.

- Maquete radioelétrica (MRA), que é uma maquete destinada a validar os cálculos dos diagramas de radiação das antenas do satélite. Esta maquete se junta aos diversos modelos de equipamentos e sub-sistemas que serão desenvolvidos. A MRA é uma maquete idêntica ao modelo de vôo somente nos aspectos que influenciam os diagramas das antenas (configuração exterior, materiais de revestimentos, etc) e pode ser realizada em um modelo em escala do satélite. A MRA não vai a testes ambientais.

### II.2.3 - Modelos de equipamentos e sub-sistemas a desenvolver

Para a maioria dos equipamentos e sub-sistemas, serão desenvolvidos três modelos antes da fabricação do modelo de vôo. Esta abordagem se enquadra dentro da filosofia de uma abordagem gradual e segura da realização do projeto. Os modelos a desenvolver são:

- Modelo Exploratório (ME) Estes modelos serão iniciados bem cedo na fase de realização e se destinam a: explorar e validar as soluções tecnológicas escolhidas; verificar as performances de certos elementos, notadamente a partir de ensaios ambientais; ajudar na escolha de componentes e métodos de usinagem e montagem. São os MEs que permitirão as medições das características reais de funcionamento dos sub-sistemas, as quais comporão os dados de entrada para os estudos térmicos para a MET. À exceção do sistema completo de controle de atitude, do gerador solar e da estrutura, serão realizadas MEs para todos os outros sub-sistemas do satélite. Este procedimento permite que se acelere a fase seguinte de construção dos modelos de integração.
  
- Modelo de Integração (MI) São os primeiros modelos de equipamentos e sub-sistemas a serem montados no Modelo de Integração do satélite. Estes modelos são os mais próximos possíveis do modelo de vôo, exceto pela qualidade inferior dos componentes utilizados. Estes modelos passarão por testes de aceitação elétrica à temperatura ambiente e à temperatura variável no vácuo, a fim de eliminar erros de concepção ao nível de equipamentos e ao nível de compatibilidade quando da integração no satélite. À exceção do sistema completo de controle de atitude e das células solares, serão realizados MIs para todos os sub-sistemas.
  
- Modelo de Qualificação (MQ) Os modelos de qualificação dos equipamentos e sub-sistemas comporão o modelo de qualificação do satélite. Trata-se de modelos idênticos em todos aos modelos de vôo e que passam por testes mais completos e severos que estes. Os MQs serão desenvolvidos para todos os equipamentos e sub-sistemas do satélite. Aqueles MQs que não forem excessivamente fatigados pelos ensaios poderão servir de modelos de reserva para equipar o satélite de qualificação e vôo (MQV).
  
- Modelo de Vôo (MV) Os modelos de vôo a desenvolver para todos os equipamentos e sub-sistemas se destinam a equipar o satélite de

vôo. São fabricados segundo procedimentos e normas ditadas pelos testes efetuados nos modelos de qualificação. Para a estrutura es  
tã prevista a fabricação de dois modelos de vôo para que, se os  
ensaio de qualificação desgastarem excessivamente o MQ, seja dis  
ponível um modelo de reserva.

#### II.2.4 - Recapitulação dos Modelos a Desenvolver

A Tabela II.1 recapitula os modelos a desenvolver para os equipamentos e sub-sistemas, e ilustra a composição dos vários satêli  
tes integrados, seguindo os princípios delineados acima.

#### II.2.5 - Plano de Desenvolvimento

O plano de desenvolvimento apresentado na Tabela II.2 é  
consequência da filosofia de desenvolvimento exposta neste capítulo. Os  
testes elétricos pelos quais passarão os diversos sub-sistemas e satêli  
tes integrados são recapitulados na descrição do banco de simulação no  
Capítulo III, e os testes ambientais são apresentados no Capítulo IV.



TABELA II.1

MODELOS A DESENVOLVER

TR-TC/LOC	SUPERVISÃO DE BORDO	SISTEMA DESENHOS	SCA	GERADOR SOLAR	ALIMENTAÇÃO ELÉTRICA	ESTRUTURA TÉRMICA	CARGA ÚTIL	SATÉLITE INTEGRADO
ME	ME	ME	—	—	ME	NET	ME	—
MI	MI	MI	—	MI (estrutura)	MI	MI	MI	MI
MQ	MQ	MQ	MQ	MQ	MQ	MQ	MQ	MQ
MV	MV	MV	MV	MV	MV	MV1	MV	MV
MOV	MOV	MOV	MOV	MOV	MOV	EV2	MOV	MOV

ME - MODELO EXPLORATÓRIO

MI - MAQUETE ESTRUTURAL-TÉRMICA

MQ - MODELO DE INTEGRAÇÃO

ME - MODELO DE QUALIFICAÇÃO

MV - MODELO DE VÃO

MOV - MODELO DE QUALIFICAÇÃO e VÃO



### CAPÍTULO III

#### O BANCO DE SIMULAÇÃO (BS)

O banco de simulação é utilizado para a avaliação do funcionamento do satélite e para o controle das operações no solo. Esta avaliação é conseguida efetuando-se testes nos sistemas e subsistemas do satélite em todos os modos de operações que se antecipa.

Para maior flexibilidade é necessário que o BS seja móvel de modo a permitir: 1) uma rápida reconfiguração de testes; 2) utilização de partes separadas do BS para testes diferentes; 3) facilidade de transporte.

Para atender às necessidades de avaliação do satélite, o BS é utilizado em quatro níveis de testes:

- avaliação de sistemas e subsistemas;
- integração;
- qualificação;
- preparação para lançamento.

O banco de simulação exerce a totalidade de suas potencialidades durante o teste do modelo de integração do satélite. Neste teste, o satélite fica estático, mas seus movimentos e forças perturbadoras são simulados em tempo real pelo computador. O satélite é ligado ao centro de controle das operações por meio da estação de comando e controle. Do ponto de vista dos controladores da operação, tudo se passa como se o satélite estivesse em órbita. Os testes permitirão uma verificação pré-lançamento do conjunto de meios materiais e funcionais (software) - de controle do satélite em voo.

Para atender às necessidades de avaliação do satélite em todos os níveis citados, são necessários vários equipamentos que cumpram os seguintes requisitos funcionais.

- Comandos para o satélite

O BS deve ser capaz de enviar comandos ao satélite (tanto por via rádio quanto por via linha física), para obter todos seus possíveis modos de funcionamento. Operacionalmente, o satélite recebe comandos através de uma ligação rádio. O BS deve poder irradiar comandos ao satélite em distâncias curtas (menos que 100 m) quando na integração e testes, ou em distâncias longas (até vários km) quando na base de lançamento. É necessária também a possibilidade de uma ligação por linha física com o satélite, para as atividades de testes que impeçam a irradiação de energia RF.

Os comandos serão transmitidos sob forma de modulação de uma sub-portadora (PCM/PSK/PM) a uma taxa de 2 k bits/seg.

Deve haver previsão de se "bypassar" o equipamento de RF tanto no BS quanto no satélite. Isto é conseguido fornecendo a sub-portadora modulada diretamente aos decodificadores do satélite. Pulsos de comando podem também ser injetados diretamente na unidade de distribuição de comando. Deve ser possível monitorar e mostrar qualquer comando que passe pela unidade de distribuição de comando.

- Telemetria do satélite

O BS recebe dados de telemetria do satélite, tanto através de uma ligação de RF quanto por uma linha física. Operacionalmente o satélite transmite dados de telemetria através de uma ligação de RF. O BS deve poder receber dados de telemetria irradiados pelo satélite de distâncias curtas (menos que 100 m) quando na integração e testes, ou de distâncias longas (até vários km) quando na base de lançamento. A liga

ção por linha física é necessária para as condições semelhantes àquelas que impedem a irradiação de telecomando ao satélite.

O BS extrai a sub-portadora do sinal recebido e a fornece à parte de processamento de dados do BS, ou a um gravador de fita magnética, ou a ambos. O sinal gravado pode então ser utilizado para suprir sinais de telemetria à parte de processamento de sinais do BS com a finalidade de avaliação posterior para isolamento de defeitos ou para determinar tendências operacionais dos subsistemas do satélite.

Os dados de telemetria são transmitidos sob forma de modulação de uma sub-portadora (PCM/PSK/PM) a uma taxa de 2 k bit/s.

Há a possibilidade de se "bypassar" o equipamento de RF tanto do satélite quanto do BS, injetando-se dados digitais de telemetria diretamente da interface TMS do satélite ao BS. Deve haver também a possibilidade de gravar estes dados em fita magnética.

#### - Processamento de Dados

O BS será capaz de extrair dados de telemetria do sinal recebido tanto através de seu receptor quanto da interface TMS do satélite ou através de seu gravador. O BS, com a ajuda de um computador e equipamentos associados, fornecerá displays, registros ou ambos, de informações selecionadas. O computador, com programação apropriada, efetuará as tarefas de processamento de sinais requeridas pelos subsistemas. As tarefas consistem de validação dos equipamentos do BS, impressão e display de testes de sistemas do satélite e impressão de dados da experiência (telemetria).

#### - Estímulos

O BS será capaz de fornecer estímulos aos sensores e aos painéis solares. O propósito destes estímulos é permitir um teste funcional dos sistemas de orientação e potência do satélite.

- Potência de Alimentação

O BS é capaz de suprir, controlar e monitorar o suprimento de energia para o satélite. São incluídas provisões para monitorar as voltagens das baterias e das linhas de alimentação do satélite. A potência de alimentação do BS é variável para permitir a simulação de diferentes posições do satélite no espaço.

- Simulação

O BS é capaz de simular a ativação dos sensores. Tal simulação permite a verificação do subsistema de orientação através da simulação de rotações do satélite enquanto ele permanece estacionário. É também possível a simulação dos mecanismos de separação do satélite e do extensor do mastro para permitir testes de ordens prioritárias e de orientação.

- Monitoração do receptor do satélite

O BS prevê meios de monitoração do receptor de bordo. Pode-se monitorar: intensidade de sinal; presença de sinal e amarramento de fase. Serve principalmente para determinar as características detalhadas do receptor durante os teste de integração.

- Monitoração das ordens prioritárias

O BS prevê monitoração das respostas dos circuitos que executam ordens prioritárias no satélite, e simula suas cargas. Logo, pode-se obter uma avaliação apropriada da operação dos circuitos de disparo de ordens prioritárias.

- Monitoração do decodificador

O BS permite uma monitoração dos circuitos do decodificador de bordo, incluindo o atraso entre os sinais de entrada e de saída, e fase e sequência dos comandos de saída.

- Requisitos adicionais

São proporcionados meios de monitoração do suprimento de energia de solo. Serão também providos meios de proteção elétricos do satélite durante a integração dos subsistemas no satélite.

- Auto-teste do banco de simulação

Os equipamentos do BS devem ter capacidade de auto-teste a um grau suficiente para determinar a disponibilidade operacional dos equipamentos de processamento de dados e de radio frequência.

III.1 - Testes elétricos de subsistemas

São necessários instrumentos para testes elétricos de subsistemas durante os testes ambientais de aceitação que se seguem às fabricações das unidades do satélite. Estes testes são efetuados em caixas pretas individuais ou em combinações que formam subsistemas. Durante a integração do satélite, seus subsistemas são individualmente verificados e as necessárias calibrações são efetuadas por meio dos seguintes meios de testes de subsistemas:

● Conjunto para teste da unidade de telemetria:

Este equipamento, em configuração de montagem de rack, provê meios para a avaliação da unidade de telemetria e consiste de um demodulador QPSK, decomutador e unidade de visualização, impressor digital e fonte de alimentação.

● Conjunto para teste do decodificador:

Este equipamento, em configuração de montagem de rack, provê meios para a avaliação da unidade de decodificação de comandos. Consiste de um codificador de comando, interface com o decodificador e fonte de alimentação. São empregados módulos digitais padronizados e equipamentos comerciais.

● Conjunto para teste do transponder de TMS:

Este equipamento faz o teste funcional do transponder de TMS antes e depois de sua instalação no satélite e inclui meios de testes das antenas, diplexadores, receptores e transmissores, como uma unidade. O desempenho e a integração compatível da unidade são verificados em um teste a malha fechada. O equipamento de teste consiste de um transmissor de teste, receptor, fontes de alimentações e equipamentos de monitoramento de rádio-frequência.

● Conjunto para teste do sistema de alimentação:

Este conjunto de teste é composto de equipamentos para testes funcionais de unidades individuais do sistema de alimentação elétrica do satélite. O conversor do satélite é alimentado com uma potência de entrada simulando a saída irregular do painel solar. Os circuitos de carregamento de saída são variados para fornecer ou exceder, como se queira, o espectro completo de condições de cargas do satélite. O equipamento de teste consiste de um simulador de painel solar, circuitos de carregamento, fontes de alimentação, painéis de controle e monitoração e instrumentos de uso geral.

● Conjunto para teste da supervisão de bordo:

Este conjunto de teste é formado por equipamentos para testes funcionais das unidades que compõem a supervisão de bordo, através da monitoração das saídas individuais. É formado de equipamentos para controlar o carregamento e a descarga de dados e para a geração de informações de teste. Inclue também interfaces para adaptação de equipamentos.



- Conjunto para teste do sistema de orientação:  
Este equipamento provê meios para teste da eletrônica de orientação. Os sinais dos sensores são simulados.

### III.2 - Testes elétricos de sistemas

Ao nível de sistema, o BS é o principal suporte técnico nos testes do satélite integrado e contém os equipamentos para a geração de comandos, aquisição de dados, processamentos, medidas, visualização e outros equipamentos correlatos necessários para efetuar e avaliar as operações do satélite. A Figura III.1 mostra um diagrama simplificado do banco de simulação.

O principal meio de comunicação com o satélite é uma ligação em RF. Para se conseguir um mínimo de ligações físicas com o satélite para a avaliação da performance de subsistemas, faz-se grande uso das funções telemedidas.

O auto-teste do BS é conseguido pelo teste em malha fechada das funções RF e pela utilização de geradores de dados como fonte de dados simulados de rastreamento, telemetria e telecomando.

As funções gerais dos equipamentos do BS são mostradas na Figura III.2.

### III.3 - Descrição dos Equipamentos

Os equipamentos que compõem o BS podem ser agrupados em: Equipamentos de Radio-Frequência, Equipamentos de Telemedida e Unidade de Controle e Monitoração.

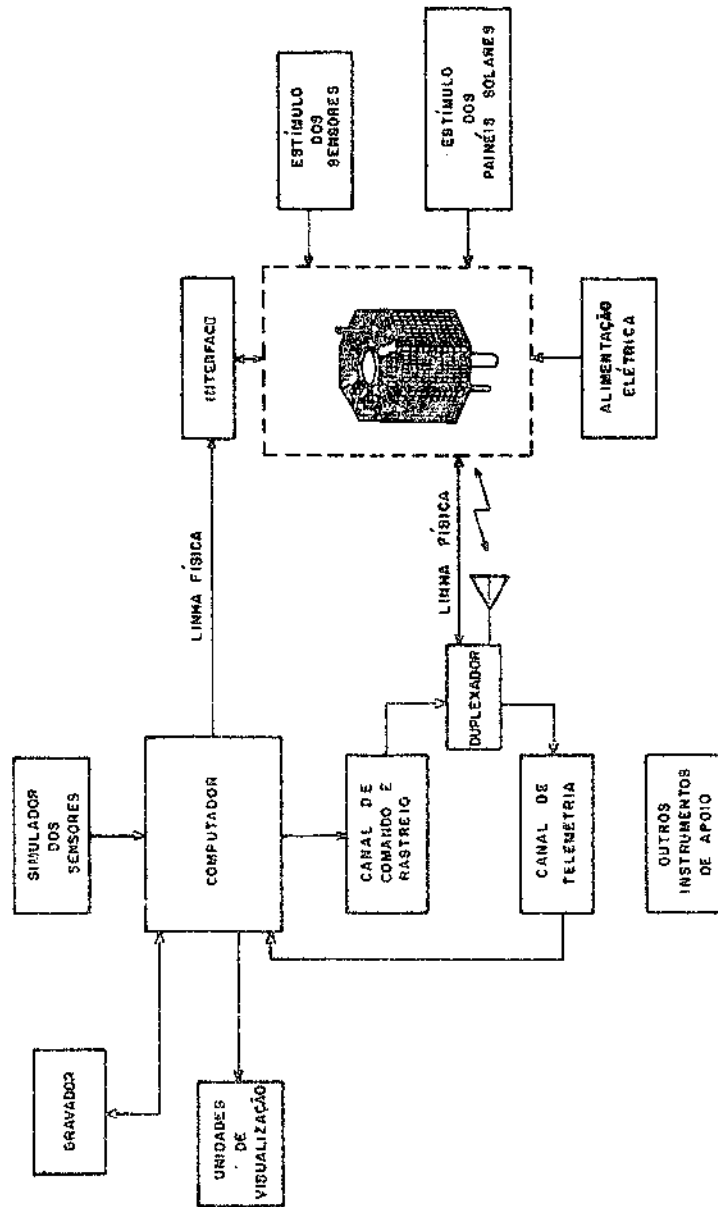


Fig. III.1 - Banco de Simulação para Testes Elétricos de Integração.

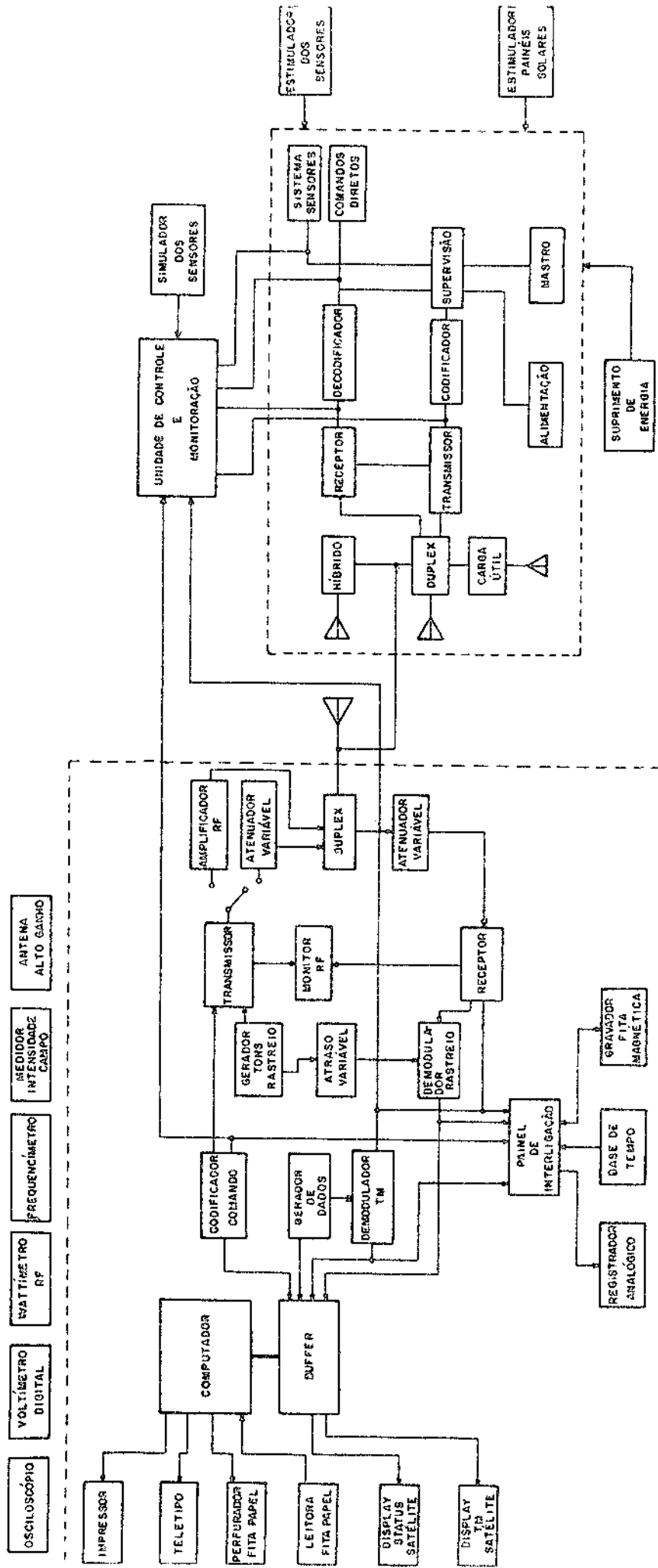


Fig. III.2 - Equipamentos do BS e suas Relações com o Satélite.

### III.3.1 - Equipamentos de Rádio-Frequência

Este equipamentos compreendem o transmissor de comandos e rastreio e o receptor de telemetria. Seus vários subsistemas componentes são:

#### a) Codificador de Comandos

Trata-se de um codificador projetado especialmente para suprir comandos para o controle do satélite. A seleção e transmissão de comandos é controlada manualmente do painel frontal. As partes da mensagem correspondentes ao endereço e ao comando são selecionadas por chaves manuais no painel frontal. As mensagens são geradas em PCM NRZ série e registradas, e o conteúdo dos registros modula em PSK uma sub-portadora de 16 kHz. Esta unidade tem provisões para detecção e alarme em caso de erros, auto-teste, e todos os comandos gerados são mostrados digitalmente no painel frontal.

Os sinais de saída do codificador de comandos são utilizados para: 1) modular a portadora de RF do transmissor de comando; 2) ligação, via linha física, ao decodificador do satélite; 3) gravação em fita magnética; 4) notificar ao computador, através do buffer, que se completou a transmissão de um comando e fornecer o endereço e o comando transmitido.

#### b) Codificador de Rastreio

É uma unidade projetada especialmente para suprir os tons de rastreio para o satélite, segundo o padrão NASA, com o tom maior de rastreio em 100 kHz. Há provisões para saídas de monitoração com atrasos selecionados pelo painel frontal, de modo a simular atrasos.

Os sinais de saída do codificador de rastreio são utilizados para: 1) modular a portadora de RF do transmissor; 2) fornecer referência para o demodulador de rastreio; 3) notificar ao computador que está sendo efetuado o rastreio; 4) gravação em fita magnética.

c) Transmissão de Comando e rastreio

Este transmissor aceita sinais dos codificadores de comando e rastreio e os transmite ao satélite via RF ou cabo coaxial. O transmissor gera uma portadora modulada em fase em níveis de potência reguláveis, modulada por sinais PCM/PSK (2 kbit/s) do codificador de comandos e pelos tons de rastreio. A frequência de transmissão pode ser ajustada manualmente.

O transmissor de comando e rastreio contém circuitos que permitem o teste em malha fechada do sistema de comando e rastreio. Isto é conseguido mudando-se a frequência de transmissão para a frequência de recepção, e ligando-se a saída do transmissor a um gravador analógico por meio de um canal de gravação com conversor frequência/analógico. O teste do sistema de rastreio é feito de maneira semelhante, utilizando-se a facilidade de atraso variável.

O transmissor é utilizado com atenuadores de saída suficientes para permitir o teste da sensibilidade do receptor do satélite além de ambos os extremos de sua faixa dinâmica especificada.

d) Receptor de Telemetria

Este receptor extrai os tons de rastreio e a sub-portadora (um sinal PCM/PSK com codificação NRZ em 64 kHz) da portadora modulada em fase do transmissor do satélite. O sinal de entrada para o receptor pode provir de uma linha coaxial diretamente ligada ao diplexer ou de uma ligação RF via antena e diplexer. Um atenuador variável é colocado na entrada para reduzir o nível do alto sinal gerado pelo transmissor do satélite. O receptor pode ser sintonizado manualmente para uma determinada frequência e possui controle automático de frequência.

O painel frontal indica o índice de modulação e a intensidade do sinal recebido. Há provisões para monitoração de audio através de um fone de ouvido ou alto-falante. Outras saídas disponíveis são: 1) AGC; 2) espectro da 1ª FI; 3) primeiro e segundo osciladores locais; 4) oscilador de referência; 5) índice de modulação. A saída do receptor é enviada para: 1) painel de monitoração de RF; 2) demodulador de TM; 3) demodulador de rastreo; 4) painel de interligação.

e) Painel de Monitoração de RF

Este equipamento serve para monitorar as partes de RF dos equipamentos do BS. As funções que podem ser monitoradas são: 1) frequência de saída do transmissor de comando e rastreo; 2) receptor de telemetria (espectros das FIs); 3) oscilador de referência; 4) AGC; 5) índice de modulação; 6) vídeo.

f) Antena

O BS conta com uma antena de baixo ganho para transmissões locais e uma antena de alto ganho para operações de testes de preparação para lançamento quando o satélite estiver na rampa de lançamento.

g) Equipamentos suplementares

Outros equipamentos que fazem parte dos equipamentos de RF e que são de utilização geral são: 1) contador de frequência; 2) fontes de alimentação; 3) wattímetro de RF; 4) diplexador; 5) medidor de intensidade de campo.

### III.3.2 - Equipamentos de Telemedida

Estes equipamentos, em conjunto com um computador, formam o núcleo do sistema de processamento de dados do BS. Seus principais equipamentos são descritos a seguir:

#### a) Demodulador de TM

Esta unidade converte o sinal de vídeo PSK proveniente do receptor de telemetria em um sinal digital que é interpretado pelo sistema de processamento de dados. O demodulador de TM pode receber sinais: 1) do receptor de TM; 2) do gravador de fita magnética; 3) de uma linha física proveniente do codificador do satélite; 4) de um gerador de dados (para auto-teste). A saída do demodulador de TM é enviada ao sistema de processamento de dados e ao gravador de fita magnética via painel de interligação.

#### b) Demodulador de Rastreamento

Esta unidade compara as fases dos tons de rastreamento provenientes do receptor de TM com as fases dos tons provenientes do gerador de tons de rastreamento do BS, e desta forma determina a distância ao satélite. A saída do demodulador de rastreamento é ligada ao sistema de processamento de dados e ao gravador de fita magnética.

#### c) Sistema de Processamento de Dados

O sistema de processamento de dados, mostrado esquematicamente na Figura III.3, utiliza um computador digital como o elemento central de controle do banco de simulação para testes de sistemas.

O sistema de processamento de dados, coleta, processa, mostra e registra dados recebidos do satélite através da ligação de telemetria. O computador recebe os dados de TM, extrai palavras de engenharia e experimento, converte dados binários para BCD, e dá a formatação para visualização e gravação das informações.

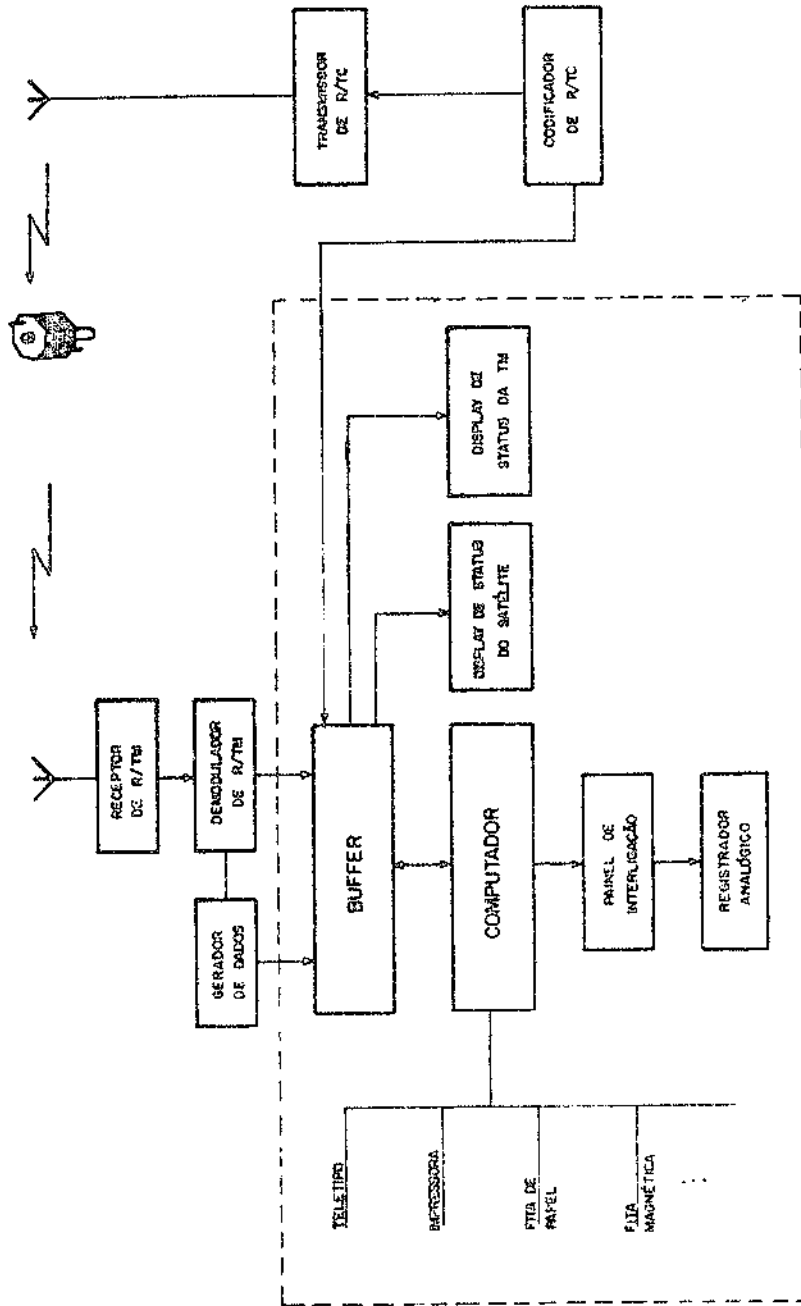


Fig. III.3 - Sistema de Processamentos de Dados.



As funções específicas do sistema de processamento de dados são:

- converte palavras de binárias para decimais;
- provê meios para impressão de todas as palavras referentes a um experimento;
- provê meios para transformar palavras em sinais analógicos para visualização em um registrador analógico;
- estabelece sincronização de quadro;
- monitora continuamente a sincronização;
- determina o formato da TM recebido;
- processa apropriadamente os dados de TM recebidos;
- reconhece comandos transmitidos ao satélite.

As funções acima são controladas pelo computador através de um programa armazenado em sua memória. Os dados podem ser acessados por meio de um terminal de teletipo. O status do satélite é mostrado automaticamente sem necessidade de intervenção manual.

O buffer recebe dados série da telemetria do demodulador de TM e os armazena em registros à medida que são recebidos em tempo real. Estes registros são convertidos em dados paralelos para introdução no computador.

O buffer recebe sinais do demodulador de TM, do demodulador de rastreo, do codificador de comandos, do gerador de dados, da base de tempo; e distribui saídas para o display de TM e para o display de status do satélite. O buffer possui interfaces apropriadas para os diversos equipamentos.

O display de status do satélite recebe a informação de status da TM do satélite em sua forma original através do computador, e esta informação (para cada item de status do satélite) é visualizada em uma matriz indicadora contendo um conjunto de lâmpadas on/off. Este display é renovado cada vez que novos dados são recebidos do satélite. Cada indicador luminoso é convenientemente rotulado.

O display da TM pode mostrar qualquer palavra selecionada, com identificação apropriada. A seguinte informação é mostrada:

- conteúdo da palavra de dados;
- número da palavra;
- paridade;
- status da sincronização;
- taxa.

Este display pode ser renovado cada vez que novos dados são recebidos, ou pode permanecer inalterado, dependendo do comando que se dê ao computador.

### III.3.3 - Unidade de Controle e Monitoração

A unidade de controle e monitoração é um único equipamento eletrônico, projetado para prover várias funções para o teste do satélite específico. Esta unidade age como interface de todas as linhas físicas (exceto alimentação elétrica e linha coaxial de RF) entre o satélite e o BS. Suas funções principais são:

- a) monitorar e visualizar, em um display de status de comandos, os comandos presentes na saída do decodificador do satélite;
- b) prover ligações entre: o codificador de comando do BS e o decodificador do satélite; o codificador de TM do satélite e o demodulador TM do BS; o simulador de sensores e a eletrônica de sensores do satélite e o BS.

- c) monitorar a presença de sinal, a intensidade de sinal e o sin cronismo de fase do receptor do satélite;
- d) simular a atuação das chaves de atuação do extensor do mastro e de separação;
- e) prover cargas para teste e monitoração dos comandos diretos do satélites.

#### III.4 - Plano de Desenvolvimento do BS

O plano de desenvolvimento do BS está mostrado na Tabela II.2. A especificação dos equipamentos se inicia bem cedo no projeto, da da a necessidade de construção de interfaces especializadas. Embora a ope ração total do BS sõ seja requerida para a integração do MI do satélite, ê necessária uma disponibilidade parcial para testes de avaliação de sis temas e subsistemas quando da confecção dos modelos exploratórios. O pla no de desenvolvimento do BS prevê um período de 24 meses concomitantemente ã instalação, para que sejam estipulados os procedimentos e especifica dos os testes de integração.

## CAPÍTULO IV

### MEIOS GERAIS DE SUPORTE TÉCNICO

A equipe dos MGST será responsável pela especificação, aquisição, instalação, operação e manutenção dos equipamentos necessários à realização dos ensaios ambientais e classificados em: ensaios mecânicos, térmicos, de interferência eletromagnética e magnéticos. Além destes testes, as medidas físicas que compreendem a determinação da massa, do centro de gravidade, dos momentos de inércia em relação aos eixos principais e do balanceamento, deverão ser realizados nos laboratórios do MGST.

Os ensaios ambientais têm uma dualidade de objetivos:

#### i) Ensaios de confiabilidade

Os sistemas e subsistemas são submetidos às condições de funcionamento mais próximas possível das condições reais. Assim, os parâmetros ambientais são reproduzidos com todo o rigor.

#### ii) Ensaios de estudo e medidas

O interesse principal destes testes consiste no conhecimento preciso dos parâmetros de excitação e a resposta dos sistemas ou subsistemas em teste para se determinar as características e performances dos materiais. Como exemplo, os testes de vibração em regime senoidal permitem determinar as frequências de ressonância, os modos próprios e os coeficientes de sobretensão das estruturas enquanto os ensaios de radiação térmica solar sob vácuo permitem verificar o modelo térmico.

Os sistemas ou subsistemas são normalmente submetidos aos ensaios ambientais somente depois de aprovados pelos responsáveis

da equipe da integração conforme esquema da Figura IV.1. Simula-se, então, as condições de armazenagem, de transporte, de lançamento, de injeção de órbita e da vida orbital.

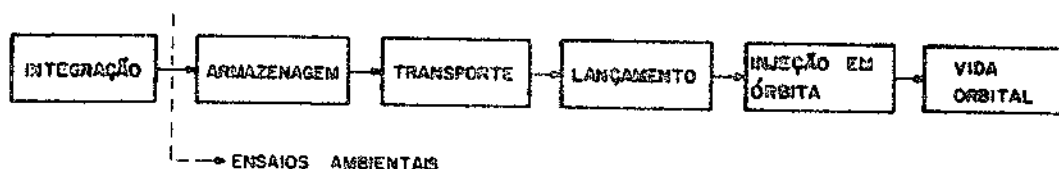


FIG. IV.1. FASES DE SIMULAÇÃO DOS PARÂMETROS AMBIENTAIS

Os principais parâmetros ambientais aos quais um veículo espacial é submetido são indicados na Tabela IV.1

O projeto espacial brasileiro proposto não justifica ainda a instalação de um laboratório completo de meios de ensaios. Por outro lado, os equipamentos existentes devem ser suficientes para garantir que os sistemas e subsistemas sejam adequadamente testados de forma a não haver grandes riscos de falhas quando em órbita.

Se os níveis de testes não forem corretamente especificados, há o risco de que eles sejam muito severos, implicando no desenvolvimento de equipamentos e componentes inutilmente pesados, resistentes e caros.

Para o projeto de um laboratório desse porte, é importante considerar:

- a) equipamentos necessários para testar as cargas úteis e as estruturas do programa espacial proposto;
- b) as dificuldades de operação e manutenção, bem como o custo dos equipamentos mais sofisticados;

TABELA IV.1

PRINCIPAIS PARÂMETROS AMBIENTAIS

ARMAZENAGEM; PREPARAÇÃO-TRANSPORTE		LANÇAMENTO E TÚJEAÇÃO EM ÓRBITA		VIDA ORBITAL	
PARÂMETROS AMBIENTAIS	FONTE PRINCIPAIS	PARÂMETROS AMBIENTAIS	FONTE PRINCIPAIS	PARÂMETROS AMBIENTAIS	FONTE PRINCIPAIS
Vibrações	Transporte	Vibrações	Combustão dos motores Vibrações aerodinâmicas	Radiação térmica	Sol Terra Albedo espaço
Choques	Transporte	Aceleração Linear	Empuxo dos motores	Gravidade = zero	
Temperatura e Umidade	Armazenagem em Laboratório	Aceler. Angular	Rotação para estabilização de trajetória Amortecimento por yoyos	Bombardamento de partículas energéticas	Cinturão de Van Allen (Espaço + Campo magnético)
Radiação Eletromagnética	Testes na base de Lançamento	Choques	Separação dos estágios Acionamento dos motores Ejeção da concha Ejeção das antenas Abertura dos painéis solares Aquecimento aerodinâmico	Bombardamento por meteoritos Campos magnéticos Radiação eletromagnética	Terra/subsistemas Subsistemas (harmônicos)
		Temperatura elevada e choques térmicos			
		Efeito corona	Pressão decrescente e cruzamento de zonas tonitruadas		
		Radiação eletromagnética	Subsistemas (harmônicos)		
			Capsula de testes do lançador		

c) a tendência de nosso programa espacial envolvendo provavelmente no futuro um satélite de telecomunicações.

Portanto, sem pagarmos um preço excessivo por termos um laboratório super-dimensionado e sem correremos o risco de se ter equipamentos sofisticados, porém sem capacidade para testar sistemas um pouco mais complexos, assumimos uma solução de compromissos encontrando uma configuração que certamente nos atenderá durante pelo menos uma década.

Com este propósito, atribuiremos para a definição dos equipamentos de testes os seguintes valores:

- massa máxima satélite = 250 kg
- dimensão máxima = 2,4 m  
(entre 2 pontos quaisquer do satélite)

Estas são características físicas superiores às correspondentes aos satélites de coleta de dados ou de sensoriamento remoto propostos mas condizentes, por exemplo, com um satélite de comunicações.

Uma descrição sumária dos equipamentos recomendados é apresentada a seguir.

#### IV.1 - Medidas Físicas

A determinação das características físicas de um corpo rígido em relação a um sistema de referência (Figura IV.2) é definida pelas quantidades seguintes:

- massa
  - coordenadas do centro de gravidade  $e_x$   
 $e_y$   
 $e_z$
- } medidas estáticas

- momentos de inércia  $J_{xx}$   
 $J_{yy}$   
 $J_{zz}$   
- produtos de inércia  $J_{xy}$   
 $J_{xz}$   
 $J_{yz}$  } medidas dinâmicas

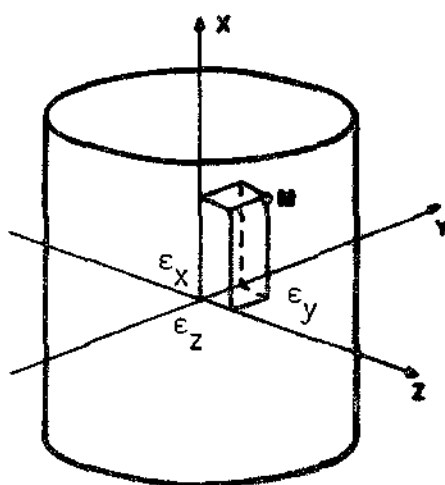


FIG. IV. 2. COORDENADAS DO CENTRO DE GRAVIDADE

Os veículos espaciais necessitam de determinação precisa das características físicas e de eventuais correções para enquadrá-las dentro dos limites previstos. Várias são as razões para tal controle:

- i) o controle de atitude do veículo será impreciso se o momento de inércia variar;
- ii) a trajetória calculada será modificada para um empuxo dado se a massa total sofrer alteração;
- iii) se o produto de inércia não estiver entre valores pré-estabelecidos, um corpo estabilizado por rotação terá um movimento cônico que afetará os detetores de atitude;



- iv) se o centro de gravidade mudar, o eixo segundo o qual o empuxo é dado não estará alinhado com o eixo do corpo, o que produzirá um momento.

Assim, sugerimos os seguintes equipamentos para a determinação de:

#### IV.1.1 - Medidas estáticas

- massa - a medida da massa é a mais simples e é dada por uma balança precisa. Recomendamos a aquisição de:
  - balança → 500 kg ± 50 g para o veículo integrado;
  - balança → 10 kg ± 0,1 g para os subsistemas e equipamentos.
  
- centro de gravidade - as coordenadas do centro de gravidade são calculadas com as medidas do momento estático do espécime, relativas ao sistema fixo de coordenadas. Os momentos estáticos segundo o eixo longitudinal podem ser determinados com uma balança e um dispositivo especial como indica a Figura IV.3

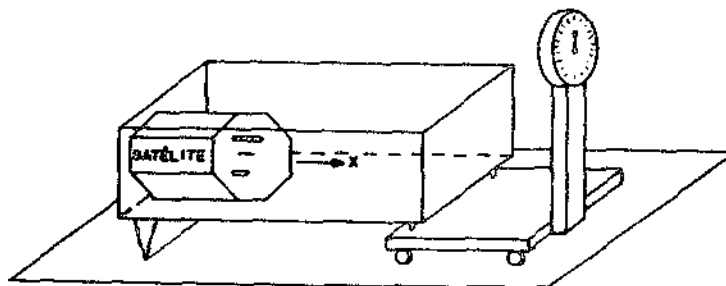


FIG. IV. 3 - MEDIDA DO C.G. SEGUNDO O EIXO LONGITUDINAL

Os momentos segundo os outros eixos são determinados com a utilização da máquina de balanceamento.

#### IV.1.2 - Medidas dinâmicas

##### - momentos de inércia

A dificuldade desta medida decorre das frequências de oscilação extremamente baixas, características dos satélites. As máquinas apropriadas podem medir os momentos de inércia em frequências de 0,5 cps. e os produtos de inércia a 1,0 cps. O momento de inércia é determinado pela medida das frequências naturais do sistema oscilante em torno de um eixo com força de reação. A medida do período indica o momento de inércia em relação ao eixo vertical. Para as medidas dos momentos em relação aos três eixos, a posição do satélite é ajustada convenientemente.

O equipamento recomendado é:

$$\text{pêndulo de torção} \left\{ \begin{array}{l} \text{massa máxima do satélite + esquadro} = 500 \text{ kg} \\ \text{momento de inércia máximo} = 200 \text{ kg m}^2 \end{array} \right.$$

##### - produtos de inércia/balanceamento

Os produtos de inércia são determinados pela rotação do satélite. Este é ajustado sobre uma máquina de balanceamento dinâmico onde é colocado em rotação para se determinar os momentos de reação sobre as almofadas de ar. A frequência de rotação deve ser extremamente fraca para este teste e, em consequência, somente as medidas indiretas são utilizadas.

É bastante frequente casos em que os valores dos balanceamentos estáticos e dinâmicos excedam as tolerâncias admitidas e recomendadas. Nesses casos, deve-se corrigir de maneira adequada, ou seja, aumentando-se o menos possível a massa total do satélite. É recomendável corrigir, simultaneamente, os deslocamentos do centro de gravidade e o produto de inércia. Certas máquinas indicam as correções necessárias em dois planos.

O equipamento sugerido deve ser capaz de determinar o momento estático, o momento dinâmico e o momento estático em dois planos.

Massa máxima = 500 kg

Velocidade de rotação = 30/360 rpm (de acordo com a velocidade de rotação indicada pelo lançador).

#### IV.2 - Testes mecânicos

##### IV.2.1 - Testes de vibração

Dois tipos de testes de vibração são normalmente realizados:

- i) Testes em regime senoidal para análise de estruturas.
- ii) Testes em regime aleatório para verificação qualitativa e quantitativa das estruturas e dos equipamentos nas condições ambientais tão próximas quanto possível das reais.

As seguintes fontes de vibração são detectadas durante a fase de lançamento:

- vibrações mecânicas e acústicas oriundas dos motores ao nível dos reatores e caracterizadas por um espectro de frequências largo. São transmitidas ao satélite pela estrutura de fuselagem (1 - 200 Hz) e pelo ar ambiente (250 - 2000 Hz);
- vibrações oriundas das bombas e combustão de propelentes e caracterizadas por vibrações periódicas e de frequências baixas. São transmitidas diretamente da estrutura da fuselagem à base do satélite;
- vibrações devidas ao atrito aerodinâmico e caracterizadas por um espectro de frequências bastante largo.

Há somente um tipo de equipamento, o gerador eletrodinâmico de vibrações que cobre normalmente em modo senoidal e modo aleatório as frequências compreendidas entre 5 e 2000 Hz. Apesar da gama de frequências ser insuficiente, ele cobre as frequências mais importantes.

Quando dos ensaios do satélite integrado, os subsistemas são submetidos a condições diferentes dependendo das suas localizações. Nos ensaios individuais as condições de fixação dos materiais não são bem representativas da realidade. Desta forma, pode acontecer de se chegar a conclusão de que um equipamento, apesar de não suportar o ensaio ao nível de subsistemas, se comporte de maneira satisfatória quando integrado ao satélite. É necessário também simular os ensaios de subsistemas com uma boa aproximação da realidade.

A solução poderia ser a realização de ensaios acústicos com frequências até 8 kHz cujo custo, no entanto, é bastante elevado. Iremos assim considerar somente os ensaios aleatórios em frequências até 2000 Hz e, para tanto, o gerador eletrodinâmico é suficiente para os satélites não muito complexos.

Os ensaios de vibração dos veículos espaciais são geralmente realizados nas condições seguintes:

- o veículo é colocado em um gerador do tipo eletrodinâmico por intermédio de uma montagem que simule a montagem de adaptação sobre o motor e possua um coeficiente de transmissão o mais próximo de 1 em toda a gama de frequências de ensaios;
- o nível de vibração é controlado por acelerômetros pilotos colocados no plano de separação veículo-montagem ou montagem-gerador.

### Gerador Eletrodinâmico de Vibrações

Deverã ter uma potência suficiente para realizar os testes envolvendo a montagem e o satēlite, evitando-se trabalhar a plena potência a fim de reduzir as distorções e excitações parasitas.

Um esquema do gerador ē dado na Figura IV.4.

#### Características:

- massa: satēlite =	$\leq$	250 kg
bobina mōvel =	$\approx$	45 kg
montagem =		40 kg
mesa transversal =		60 kg
adaptaçāo =		<u>45 kg</u>
TOTAL $\approx$		440 kg

- aceleraçāo mãxima  $\approx$  18 g (ē uma característica do lançador).

- f max  $\approx$  440 x 18 g  $\approx$  79 KN

Levando-se em conta os modelos oferecidos no mercado e os preços envolvidos, optamos pela escolha do gerador de 18.000 lb (80 KN).

Para se evitar a transmissāo de vibrações do gerador ao piso e ā estrutura do laboratōrio, coloca-se o mesmo sobre um bloco de cimento suportado por almofadas de ar como na Figura IV.5. A frequēncia ideal de ressonãncia da suspensāo deve estar entre 1 e 2 Hz mas pode-se ir atē 4 Hz sem problemas.

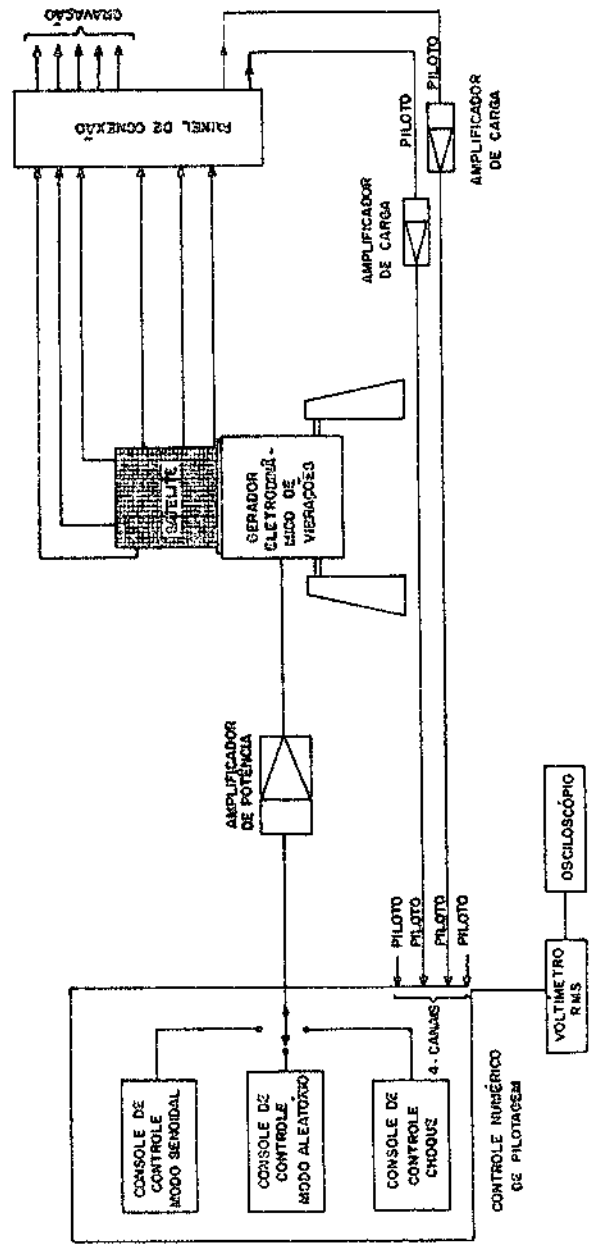


FIG. IV.4. ESQUEMA DO GERADOR ELETRODINAMICO DE VIBRACOES

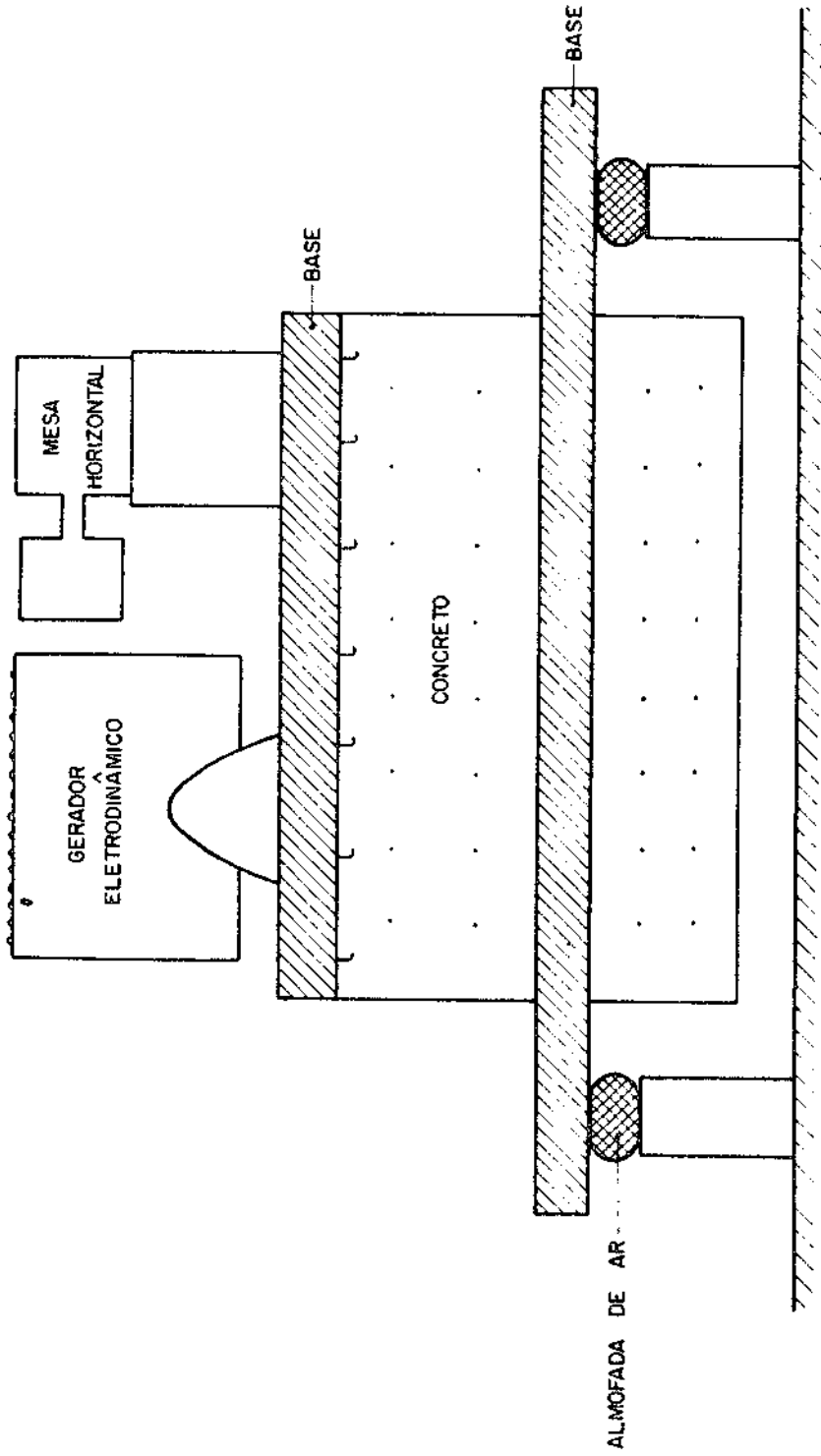


FIG. IV. 5. ISOLAMENTO DE VIBRAÇÕES DO GERADOR

O console numérico permite o controle de vários modos de operação: senoidal, aleatório e choque. São desejáveis 4 canais de comando e o esquema sinótico de gravação se encontra na Figura IV.6. Um resumo da instrumentação necessária aos testes de vibração utilizando-se o gerador eletrodinâmico é dado por:

- 26 amplificadores de carga de medida;
- 04 amplificadores de carga de pilotagem;
- 60 acelerômetros de medida;
- 04 aceleradores de pilotagem;
- 02 canais para extensômetros;
- 01 gravador de 28 canais sendo 1 de fonia, 01 para frequência de referência e 26 com os amplificadores de carga;
- 06 mesas traçantes analógicas xy com 6 conversores AC/DC LOG;
- 01 conversor de frequência/tensão logaritmica para referência de frequência;
- 02 osciloscópios;
- 01 oscilógrafo;
- 01 capacitômetro portátil para verificação de conectores e cabos;
- 02 voltímetros RMS;
- 1 painel de conexão.

#### Características do gerador recomendado;

- Gerador eletrodinâmico de vibrações com amplificador de potência (18000 lb - 80 KN).
- Console numérico de controle e análise utilizado para os modos de operação em regime senoidal, aleatório e testes de choque.
- Mesa horizontal tipo 1830 TEAM.



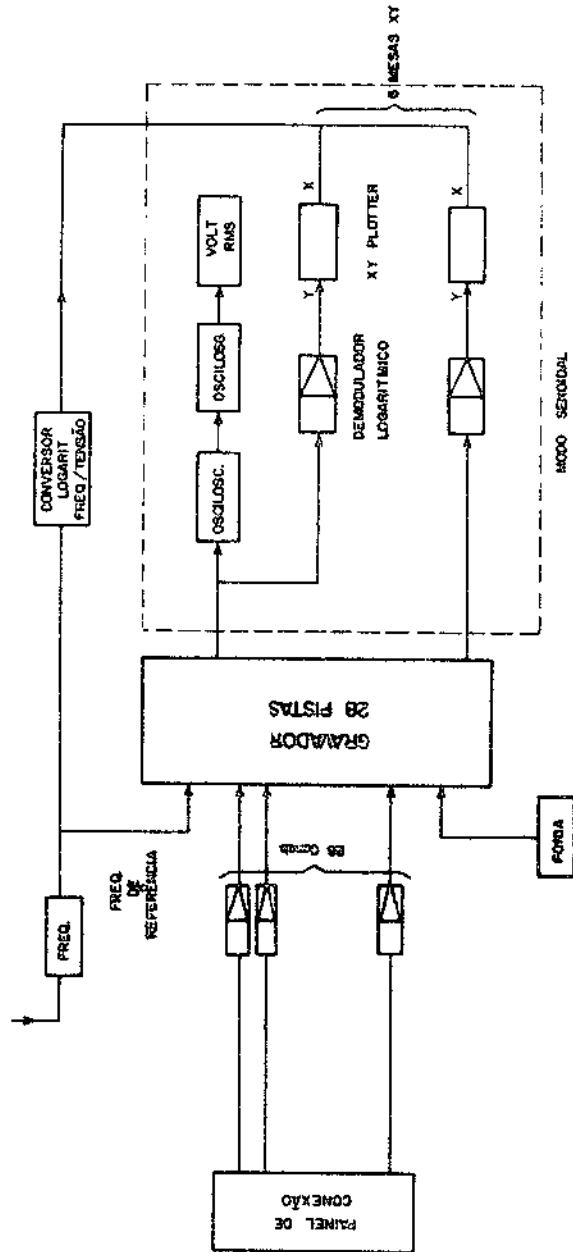


FIG. IV . 6 - ESQUEMA SINÓTICO DE GRAVAÇÃO DE DADOS

- Adaptador: para assegurar a ligação entre bobina móvel e satélite.
- Platô: para assegurar a ligação entre mesa horizontal e adaptador.
- Massa sísmica: com as almofadas de ar para garantir uma frequência de ressonância baixa.

#### IV.2.2 - Testes de choque

Correspondem aos choques ocasionados pelo transporte, pela ignição e separação dos diferentes estágios do lançador. São considerados menos severos que os esforços de vibração a que o satélite é submetido mas podem ser simulados no próprio gerador eletrodinâmico onde o console de controle de choque pode apresentar diversos modos de operação tais como meia onda senoidal, dente de serra, onda triangular ou retangular.

#### IV.2.3 - Testes de rotação/ejeção

São indicados para simular as operações mecânicas que o correm no final da fase de propulsão quando da injeção em órbita do satélice. Assim, as operações de colocar em rotação, acionamento dos yoyos, abertura dos painéis solares e experiências devem ser testadas. O correm assim forças provenientes de grandes acelerações tangenciais e forças centrífugas para os satélites estabilizados por rotação.

Os ensaios relativos a estas forças são efetuados em máquinas denominadas mesas de rotação que possuem grande variação de velocidade e aceleração, onde a parte rotativa tem uma inércia muito pequena e conhecida. Durante tais ensaios, os subsistemas do satélite podem ser controlados e existe possibilidade de se ter o eixo de rotação inclinado.

É sugerida então uma adaptação à máquina de balanceamento com a inclusão do sistema de frenagem e um dispositivo de controle programado de velocidade. É também recomendável a aquisição de câmaras de grande velocidade para a visualização e medidas do yoyo, experiências, painéis solares, etc.

#### IV.2.4 - Testes de aceleração

São requisitados para simular as acelerações axiais e transversais e medir seus efeitos. Normalmente tais testes são realizados como a utilização de uma máquina contrifugadora.

Porém os esforços provenientes de forças de aceleração também são menos severos que os provenientes das vibrações e assim não indicamos nenhum equipamento específico para tais testes. No entanto, se eles forem solicitados, poderemos utilizar o equipamento recomendado para os ensaios de rotação.

#### IV.3 - Testes térmicos

A baixa densidade e as radiações térmicas são os parâmetros ambientais orbitais mais importantes a serem simulados.

Os fenômenos mais significativos relativos aos efeitos da diminuição de pressão são:

- i) A fase de injeção em órbita é realizada quando os atritos aerodinâmicos são quase nulos a uma pressão entre 1 e 5 Torr.
- ii) Efeito corona: a qualidade dos isolamentos elétricos é testada quando a pressão da câmara de ensaios é diminuída até  $10^{-5}$  Torr.
- iii) Em torno de  $10^{-4}$  Torr as trocas de calor não se fazem mais a não ser por radiação. A temperatura de equilíbrio dos equipamentos se encontra bastante modificada e há riscos de danificação na aparelhagem eletrônica.

A degaseificação do material sob teste provoca uma pressão superior à medida nas vizinhanças das paredes da câmara e, assim, torna-se fundamental alcançarmos pressões inferiores a  $10^{-5}$  Torr.

Hã outros efeitos relativos a pressão mas não são tão importantes e assim convém concentrarmos nossos esforços no estudo de outros fatores ao invés de exigirmos pressões muito baixas e difíceis de serem alcançadas.

A radiação térmica comanda o equilíbrio térmico dos veículos espaciais. As radiações mais importantes são devidas a:

- radiação solar caracterizada por:
  - . intensidade =  $1.4 \text{ kw/m}^2$
  - . densidade espectral de energia - aproximadamente aquela de um corpo negro a 6000 K.
  - . colimação =  $32'$
- albedo terrestre que consiste na radiação solar refletida da terra. Depende fundamentalmente do ângulo entre os vetores Sol-Terra e Satélite-Terra e das regiões sobrevoadas;
- radiação terrestre - a terra reflete cerca de 35% do fluxo solar incidente e re-irradia os 65% restantes no domínio de grandes comprimentos de onda;
- radiação do espaço - expressa pela radiação de um corpo negro a 4K, o que significa que toda a potência térmica irradiada pelo satélite é absorvida completamente pelo espaço livre.

Além desses parâmetros ambientais orbitais, devemos simular os parâmetros térmicos que ocorrem nas outras fases e concluímos pelos seguintes ensaios, discutidos a seguir.

#### IV.3.1 - Testes das condições térmicas de armazenagem

Os parâmetros climáticos que devem ser considerados nos ensaios de armazenagem de veículos espaciais são a temperatura e umidade.

A exposição primeira ao nível de subsistema deve ter especificações aproximadas, tais como:

- temperatura mínima =  $- 10^{\circ}\text{C}$
- temperatura máxima =  $+ 50^{\circ}\text{C}$
- umidade relativa = 95%

Antes de passarmos aos ensaios sob vácuo que são, em geral, longos e custosos, procede-se a uma verificação do funcionamento à temperaturas extremas orbitais calculadas, por exemplo, em  $- 20^{\circ}\text{C}$  e  $+ 60^{\circ}\text{C}$ .

O equipamento indicado para tais testes é o forno com controles automáticos de temperatura e umidade. Como, normalmente, estes testes são realizados a nível de subsistemas, as dimensões lineares da câmara do forno são de 1 m.

#### IV.3.2 - Testes térmicos no vácuo

Estes ensaios permitem a verificação do funcionamento dos equipamentos em temperaturas extremas orbitais sob vácuo. Quando do decréscimo de pressão, a rigidez dos circuitos elétricos e isolamentos é verificado (efeito corona). Os equipamentos são colocados em funcionamento no início do teste e depois desligados até  $10^{-5}$  Torr. O sistema térmico da câmara de ensaios é, ainda, comandado para estabilizar a temperatura dos equipamentos ao valor especificado após o que, são colocados em funcionamento. A evolução das temperaturas e de seus parâmetros funcionais é observada.

O equipamento indicado é uma câmara térmica de 250 litros cujas características são:

$$P < 10^{-6} \text{ Torr}$$

$$213 \text{ K} < 373 \text{ K}$$

Pintura negra nos ecrans

$$\left\{ \begin{array}{l} \epsilon = 0,85 \\ \alpha = 0,95 \end{array} \right.$$

Dimensões: são vistas na Figura IV.7.

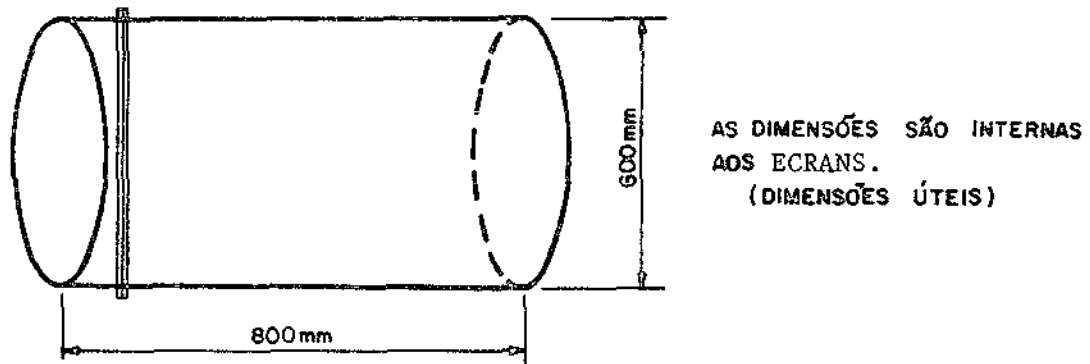


FIG. IV.7 - DIMENSÕES DA CÂMARA TÉRMICA / VÁCUO

A câmara acima é utilizada para testar os subsistemas. Assim, a velocidade de evacuação e a variação de temperatura não são tão importantes.

Por outro lado, o sistema de vácuo deve ser muito limpo, sem introduzir impurezas sobretudo para ensaios de instrumentos óticos.

● Sistema de bombeamento - é indicado na Figura IV.8

Bombas primárias: rotativa 30 m<sup>3</sup>/h  
filtro LN<sub>2</sub>

Bombas secundárias: bomba criogênica com gerador criogênico  
bomba tubo molecular (gases raros).

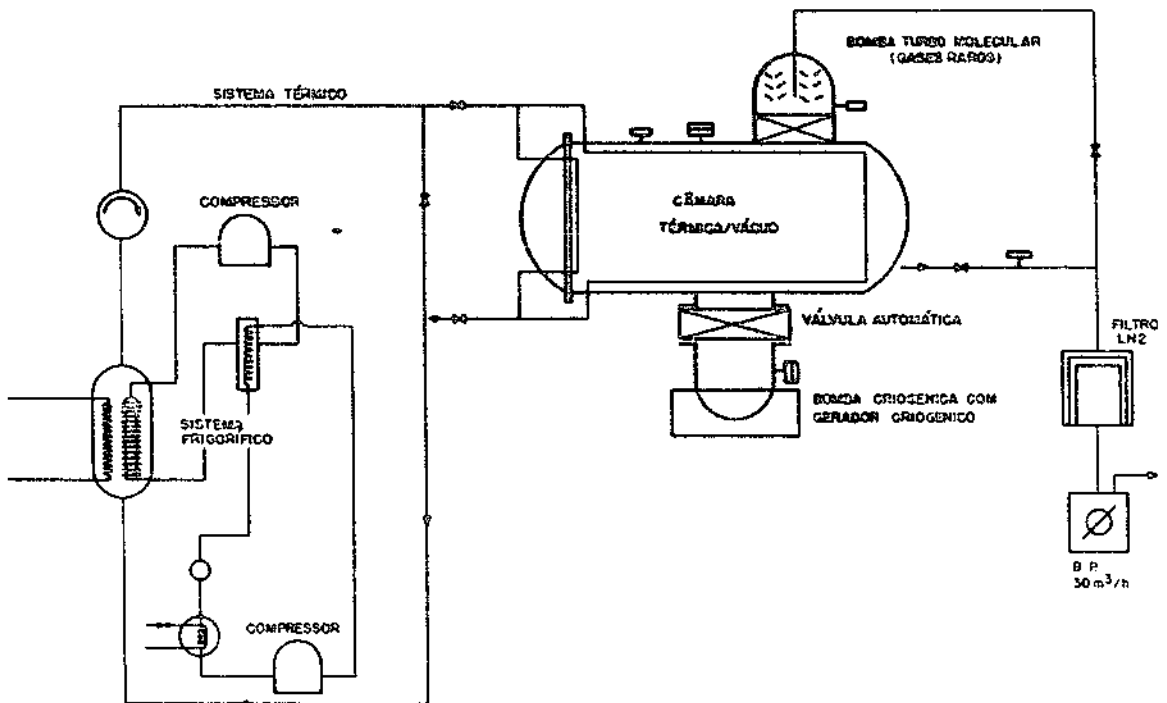


FIG. IV. 8. ESQUEMA DE BOMBEAMENTO E GERADOR TÉRMICO  
CÂMARA 250 L

- Gerador térmico - o grupo frigorífico com um líquido especial é recomendado como indica a Figura IV.8. As outras características desta câmara são semelhantes a câmara maior que é descrita a seguir.

#### IV.3.3 - Testes de radiação térmica no vácuo

A finalidade essencial destes ensaios consiste na verificação do modelo térmico. A complexidade e o custo envolvido de um ensaio completo nos levaram a abandonar a simulação do albedo e da radiação terrestre e levaremos em consideração somente as radiações térmicas do Sol e Espaço. Estes ensaios não consistem essencialmente em simular exatamente o ambiente espacial, mas sim em fazer uma manipulação em condições próximas às reais a fim de podermos testar o modelo térmico e extrapolar os resultados para o meio ambiente orbital.

Nos ensaios térmicos sob vácuo, a temperatura do veículo é um parâmetro simulado enquanto que nos ensaios de radiação sob vácuo a temperatura do veículo é uma consequência da radiação incidente cuja intensidade é controlada. Normalmente, somente os veículos completos são submetidos aos ensaios de radiação no vácuo e não os subsistemas em razão do alto custo de operação.

Vários são os coeficientes de radiação simulados em torno do valor previsto e várias posições de atitude do satélite em relação ao Sol (valores extremos) são programadas.

Para a realização de tais ensaios, recomendamos a aquisição de uma câmara com simulador solar apresentando as seguintes características:

$$P \leq 10^{-6} \text{ Torr}$$

$$\text{Pintura negra nos ecrans} \left\{ \begin{array}{l} \epsilon = 0,85 \\ \alpha = 0,95 \end{array} \right.$$



Dimensões - são vistas na Figura IV.9

$$S_{\text{max}} \text{ espécime} \approx 7 \text{ m}^2$$

$$S \text{ espécime} \leq \frac{1}{10} S \text{ ecran (controle térmico)}$$

$$S \text{ ecran} \geq 70 \text{ m}^2$$

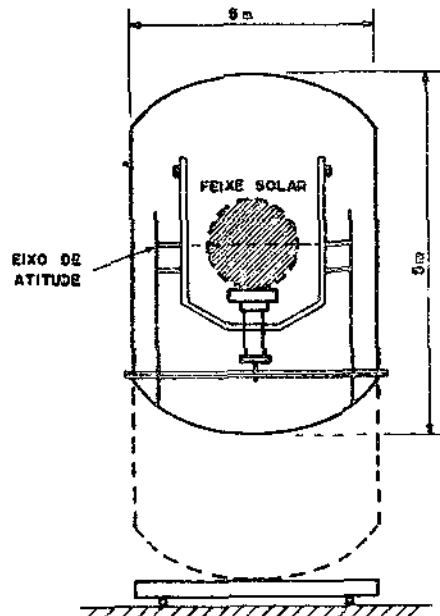


FIG. IV. 9 - DIMENSÕES INTERNAS DA CÂMARA DE SIMULAÇÃO SOLAR.

D = 5 m

L = 5m

Câmara vertical

Paredes de aço inoxidável

Simulador de atitude: montagem nas pa  
redes inferiores.

Sistema de suspensão do fundo: em crema  
lheira (por exemplo).

$\phi$  feixe solar = 2,4 m

Velocidade de bombeamento  $\leq 10000 \text{ l/s}$  (com  $N_2$ )

Velocidade de variação de temperatura  $\approx \pm 100 \text{ K/h}$  (necessário a utilização de  $LN_2$ ).

$P_{\text{dissip satelite}} \leq 400 \text{ w}$

#### i) Sistema de produção de vácuo

O esquema do sistema de evacuação da câmara é dado na Figura IV.10. O vácuo primário é obtido com uma bomba mecânica rotativa e duas bombas roots. Para a obtenção do vácuo secundário duas opções foram consideradas e analisadas: o sistema com bombas a difusão e o sistema com bomba criostática e bomba turbomolecular. As vantagens e inconvenientes de cada sistema são descritos a seguir:

#### Bombas a difusão

##### Vantagens

- . não seletiva;
- . facilidade de localização de fugas;
- . bombas robustas;
- . custo (sobretudo o custo de manutenção é menor).

##### Inconvenientes

- . instalação mais complicada (necessita de uma bomba primária);
- . necessidade de  $LN_2$  para evitar contaminação;
- . risco de contaminação de óleo.

#### Bombas criostáticas + turbomolecular

##### Vantagens

- . velocidade de evacuação maior;
- . vácuo limpo sem impurezas.

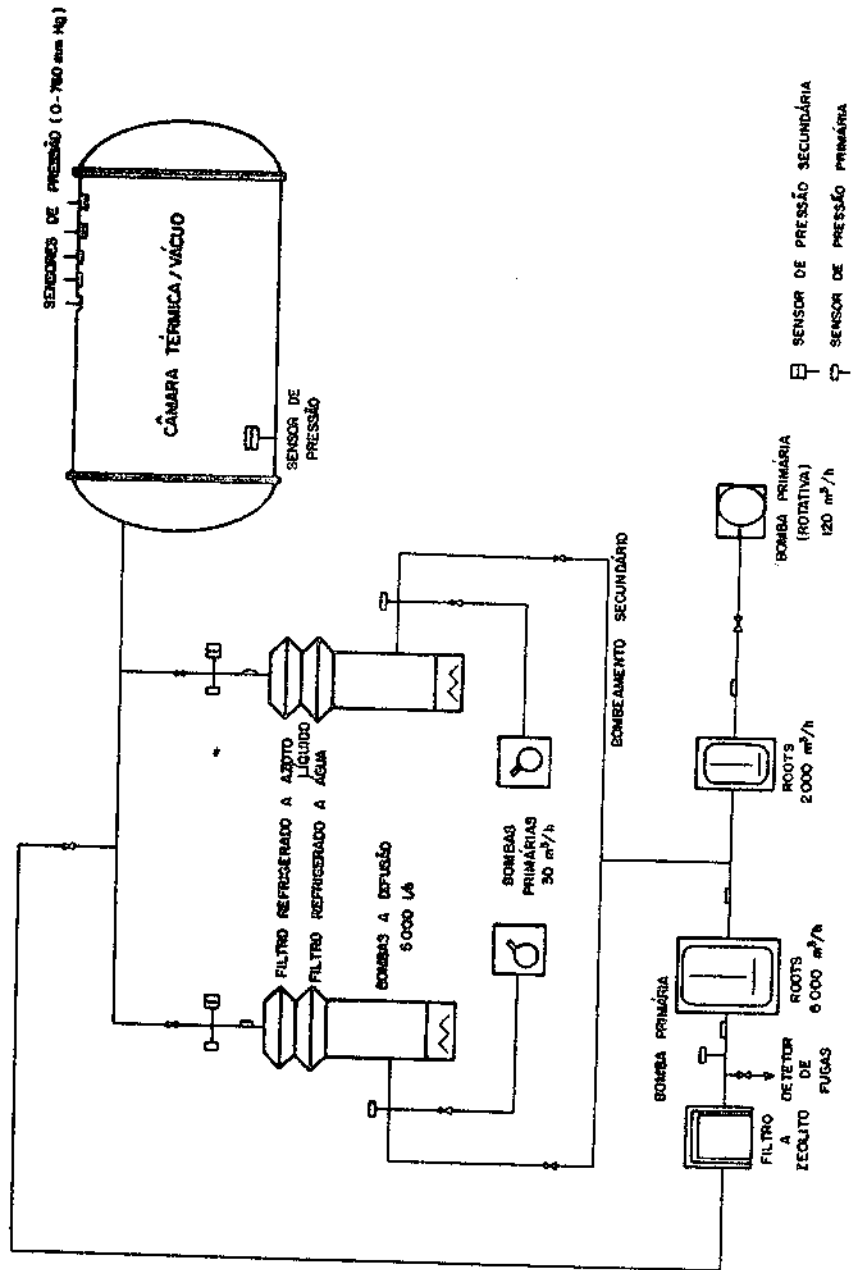


FIG. IV. 10. ESQUEMA DE BOMBAMENTO

### Inconvenientes

- . custo de manutenção elevado (gerador criogênico);
- . duas bombas, duas válvulas;
- . custo de aquisição;
- . dificuldade para a localização de fugas;
- . necessidade de utilização de  $N_2$ ;
- . menos robustez - gerador criogênico é complexo.

Assim, concluímos pela recomendação das bombas a difusão com filtros refrigerados a água e azoto líquido.

### ii) Gerador térmico

O princípio do gerador térmico é baseado na circulação de azoto gasoso (refrigerado a azoto líquido) no interior dos ecrans em aço inoxidável para a obtenção de temperaturas da ordem de 100 K.

É necessário que se consiga uma temperatura homogênea nos ecrans (variação máxima de 5 K) e a uniformidade mecânica não é recomendada para que se consiga uma maior emissividade conforme a Figura IV.11.

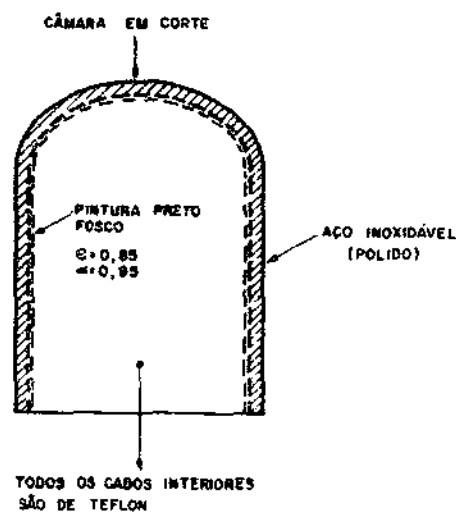


FIG. IX - 11 - ECRANS DA CÂMARA TÉRMICA

Existe um circuito térmico com supressor roots para a circulação de azoto gasoso para temperaturas compreendidas entre 100 K e 373 K, uma cadeia de controle de temperatura e uma caixa calorífica agrupando vários elementos caloríficos e térmicos (Figura IV.12)

iii) Medida e análise

O sistema de medida é composto sobretudo de:

- sensores: termopares (normalmente de Cu Ct). O número mínimo de termopares recomendado é de 200;
- referências 20<sup>0</sup>C : são colocados internamente à câmara conforme indica a Figura IV.13 (normalmente denominadas compensadores).
- no exterior da câmara se encontra o sistema centralizado de medidas capaz de registrar 200 canais. Tal sistema é composto de:
  - . scanner;
  - . voltímetro digital;
  - . minicomputador;
  - . terminal de operação;
  - . impressora;
  - . mesa traçante digital;
  - . banda magnética digital (ou disco).

O esquema é mostrado na Figura IV.13.

O minicomputador tem por função:

- . controlar o scanning;
- . dar o instante da medida ou diferenças a cada instante;
- . tratar as informações;
- . verificar os resultados;
- . verificar o sistema;
- . obter os resultados sob forma de listas, curvas e bandas magnéticas.

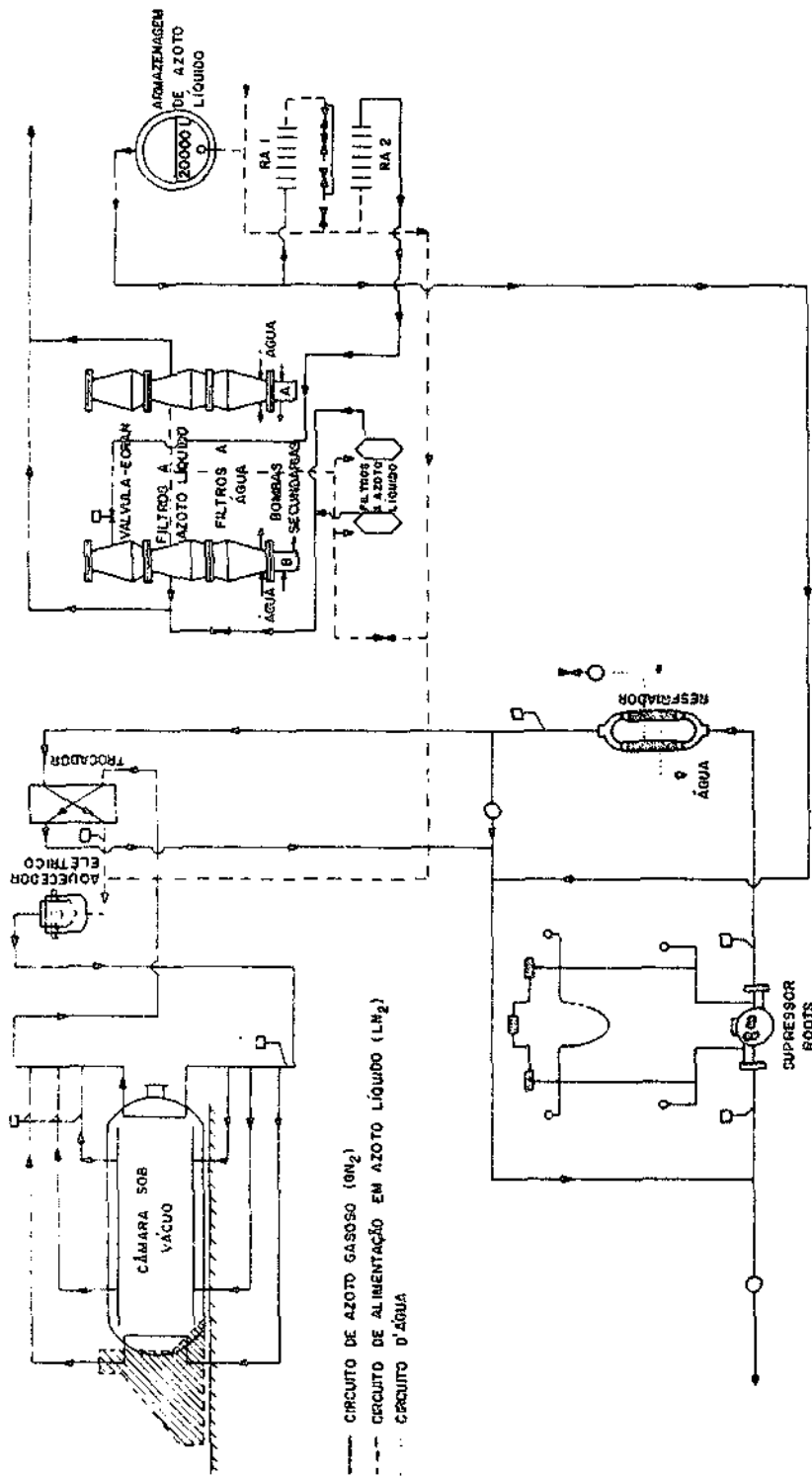


FIG. IV. 12. ESQUEMA DO GERADOR TÉRMICO

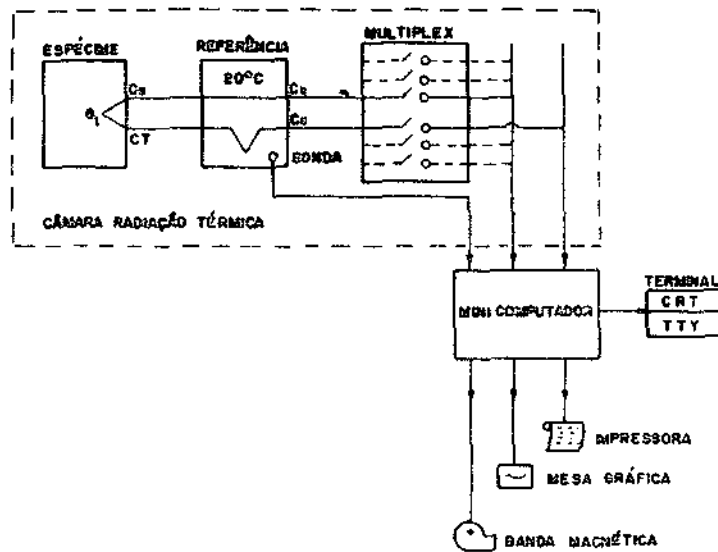


FIG. IX. 13 - SISTEMA DE MEDIDA NA CÂMARA DE SIMULAÇÃO SOLAR

A análise das medidas consiste em:

- transformar EMF em unidades físicas ( $^{\circ}\text{C}$ );
- comparar os valores de temperatura obtidos com os limites teóricos;
- realizar as médias dos resultados de cada canal;
- calcular os gradientes  $\frac{\Delta\theta}{\Delta t}$  que indicam o equilíbrio térmico.

O satélite pode ser colocado em rotação no interior da câmara que a continuidade das medidas elétricas é assegurada pelo sistema rotativo como indica a Figura IV.14.

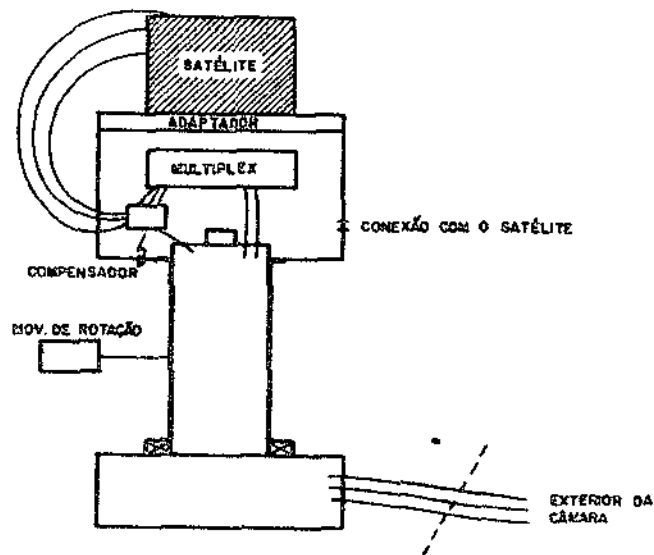


FIG. IX. 14 - SISTEMA ROTATIVO DE COLETA DE DADOS NO INTERIOR DA CÂMARA DE SIMULAÇÃO SOLAR

iv) Simulador de atitude

O satélite pode ser submetido dentro da câmara a dois tipos de movimentos:

- movimento de rotação em torno do eixo de rotação com velocidade variável entre 10 minutos e 1 dia;
- movimento de atitude:  $\pm 90^{\circ}$  (a posição  $0^{\circ}$  corresponde àquela onde o eixo de rotação do satélite está perpendicular ao eixo do Sol);
- precisão da posição do satélite:  $0,5^{\circ}$ ;
- variação de velocidade  $5^{\circ}$ /minuto.



O sistema deve ser capaz de suportar:

- massa total = satélite + adaptador de ensaio + cabos + outros equipamentos  
410 kg = 250 kg + 80 kg + 30 kg + 50 kg
- inércia máxima = 500 kg. m<sup>2</sup>
- desequilíbrio : rotação = 5 kg.m (satélite)  
atitude = massa x deslocamento de gravidade (desequilíbrio máximo que o sistema suporta = 150 kg.m).

v) Simulador solar

Características do simulador solar:

- potência: variável entre 1000 e 1600 w/m<sup>2</sup> num diâmetro de 2,4 m no eixo de atitude;
- divergência: a definir;
- homogeneidade: ± 10%;
- estabilidade: 1%;
- espectro: o mais próximo possível da curva de Thekaekara.

vi) Diversos

- Sensores

. temperatura: termopares de Cu Ct ou Cr Al.

número mínimo  $\left\{ \begin{array}{l} 32 \text{ termopares} \rightarrow \text{gravação analógica} \\ 168 \text{ termopares} \rightarrow \text{digital} \end{array} \right.$

. pressão: no interior da câmara havendo no

mínimo { 1 medida de vácuo primário  
2 medidas de vácuo secundário

- calibração

O banco de calibração dos sensores de pressão é muito importante e não muito caro. Sugerimos o sistema da Figura IV.15 que consiste numa pequena câmara sob vácuo e um sensor (entre 2 Torr e  $10^{-5}$  Torr).

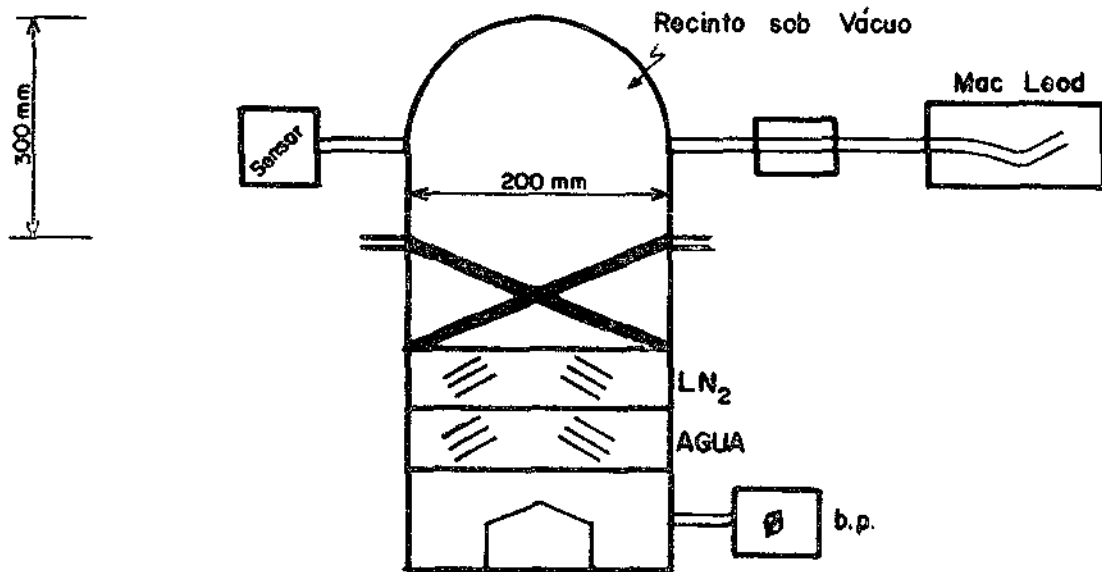


FIG. IV-15 Sistema de calibração de sensores de pressão

Outro banco de calibração é aquele dos sensores de temperatura. É bastante caro e sua aquisição pode ser postergada desde que seja enviada regularmente uma amostra de 20 ou 30 termopares a um centro habilitado para tais calibrações.

- Degaseificação - Detetor de fugas

Recomendamos a aquisição de um espectrômetro de massa tipo quadripolo para a medida e análise da degaseificação e um detetor de fugas portátil.

- Contaminação

- . química: 2 sensores QCM (microbalança a quartzo) → procedimento recomendado para se evitar uma grande contaminação;
- . partículas: procedimento de utilização de local limpo e isento de impurezas.  
classe 100.000 - ambiente de ensaios;  
classe 100 - integração e montagem.

- Radiômetro Kendall/espectrofotômetro

O feixe solar é caracterizado pelas dimensões geométricas, intensidade e espectro.

As dimensões geométricas são constantes e bem definidas. Porém, as características energéticas e espectrométricas são funções de um grande número de variáveis e devem ser medidas periodicamente para uma garantia de qualidade dos testes.

- medida absoluta da potência: radiômetro KENDALL;
- medida de homogeneidade: um braço com células solares gira em torno do centro do feixe solar rastreando assim toda a superfície do mesmo. Cada sinal recebido pela célula é amplificado, multiplexado, analisado e apresentado na forma de uma carta de iluminação;

- espectro - uma comparação de fluxo espectral do simulador solar é feita em relação a uma referência. O conjunto de medida é composto de um espectrofotômetro e de uma esfera integrante.

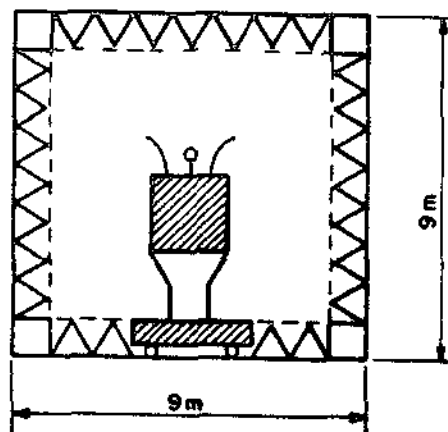
#### IV.4 - Testes de interferência eletromagnética

Um conjunto de medidas de emissão e um conjunto de medidas de susceptibilidade devem ser realizadas numa câmara blindada anecônica para que se possa medir e minimizar a susceptibilidade eletromagnética nos sub-sistemas e sistemas integrados.

##### - Instalações

- . câmara blindada anecônica com as seguintes dimensões (Figura IV.16)

satélite + dimensão interna da coifa	$\leq 5$ m	} altura $h = 9$ m
suporte da montagem	= 1 m	
antena de medida	= 2 m	
painéis anecônicos	= 1 m	



$h = 9$  m  
 $l = 9$  m  
L: entre 9 m e 18 m  
( $L = 13$  m)

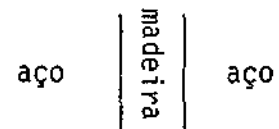
FIG. IV. 16 - DIMENSÕES DA CÂMARA ANECÓICA.

- Dimensões da porta de acesso:

$l =$  entre 2 m e 4 m

$h = 6$  m

- Blindagem: atenuação de 80 db entre 10 kHz e 1 GHz



- Painéis anecônicos: 40 db de absorção entre 150 MHz e 75 GHz  
( $h = 1$  m)

- Pequena câmara para os equipamentos de controle: 2 m x 2 m x 1 m  
que também deve ser blindada.

- Equipamentos

i) cadeia de susceptibilidade

geradores  
amplificadores de potência                      20 Hz - 10 GHz

20 Hz - 100 MHz -  $P \approx 100$  w  
100 MHz - 2,2 GHz     $P \approx 25$  w  
2,2 GHz - 10 GHz     $P \approx 5$  w

ii) cadeia de medida

- analisador de espectro com programação e mesa gráfica;  
(20 Hz - 10 GHz);
- medidores de intensidade de campo;
- sensores (antenas).

#### IV.5 - Testes magnéticos

O ensaio magnético não é um teste sistemático, mas depende das características do veículo e dos subsistemas envolvidos. Simula-se, durante estes testes, um ambiente amagnético onde o campo magnético terrestre e as variações locais são anuladas ( $\pm 1 \gamma$  no centro das bobinas de Helmholtz).

A câmara de testes pode permitir medidas de momentos magnéticos, de campos magnéticos, magnetização e desmagnetização de materiais.

##### i) características da câmara

O laboratório de testes magnéticos deve:

- estar distante de outros prédios ( $\geq 300$  m);
- não ter nenhum material ferromagnético;
- ter, somente, bobinas e magnetômetros:

O prédio de controle deve:

- estar, ao menos, a 50 m do laboratório de medidas;
- ter um sistema eletrônico de medidas.

Um sistema de quatro bobinas por eixo formando um sistema tri-ortogonal num volume de  $6,8 \text{ m}^3$  é suficiente para manter um campo nulo num espaço de  $2,4 \text{ m}^3$ . Cada bobina tem 2 enrolamentos, sendo um para a compensação do campo magnético e o outro para a simulação de campos artificiais ( $\pm 60000 \gamma$ ).

Um magnetômetro tri-axial detecta o campo e indica a correção de alimentação das bobinas para a obtenção do campo nulo.

ii) Medidas

As medidas são obtidas por um magnetômetro tri-axial fluxgate (sensibilidade 0,28  $\gamma$ ). Uma mesa giratória permite obtermos uma cartografia do campo magnético em torno do satélite.

O programa "ESTE GANEW" permite encontrar um modelo bi polar e o momento magnético do espécime em teste.

- Intervalo de medida  $\approx 1 \times 10^{-3}$  A.m<sup>2</sup> a 10 A.m<sup>2</sup>.
- Medida de campo magnético: 0 a 100000  $\gamma$ .
- Medida do campo magnético através de um Gaussímetro a efeito Hall: 0,1 - 30000 Gauss.

iii) Magnetização/Desmagnetização

- Magnetização de campo contínuo: amplitude máxima =  
= 25 Gauss (800 A/m).
- Campo alternado/desmagnetização: 50 Gauss (16000 A/m)  
Frequência: 60 Hz

iv) Equipamentos recomendados

- Banco de imantação: para a imantação à saturação de ímãs permanentes.
- Uma ou várias bobinas para a magnetização ou desmagnetização.
- Um sistema de referência para a medida do campo magnético ou do momento magnético (indutômetro, magnetômetro de referência ou solenoide).

Além dos equipamentos necessários aos laboratórios de ensaios, estão incluídos no MGST a oficina mecânica com seus setores de projeto e confecção.

As instalações físicas atuais da oficina mecânica do INPE não poderão suportar o volume de trabalho advindo de um projeto de tal porte. Assim sendo, fizemos uma previsão de ampliação, incluindo a aquisição dos seguintes equipamentos:

- 3 fresadoras universal ferramenteira;
- 1 furadeira coordenada;
- 3 tornos mecânicos;
- 1 copiadora;
- 1 retífica cilíndrica;
- 1 microscópio de medição;
- 1 micrômetro de profundidade 0 - 25;
- 1 micrômetro de profundidade 25 - 50;
- 1 bloco padrão (jogo);
- 1 graminho de traçagem;
- 1 micrômetro chapelona 0 - 25;
- 1 micrômetro chapelona 25 - 50;
- 1 máquina de medir dureza;
- 8 bancadas de serviço.

#### IV.6 - Resumo dos equipamentos necessários aos ensaios ambientais

Um resumo dos grandes meios de testes necessários aos ensaios ambientais é apresentado na Tabela IV.2.



TABELA IV.2

TABELA DE TESTES/MEIOS DE TESTES

TESTES	MEIOS DE TESTES	INSTALAÇÃO
Vibração	Gerador eletrodinâmico (18000 lb/80 KN) Amplificador de potência Mesa horizontal/Adaptadores Console numérico de comando e análise Acelerômetros/Amplificadores de Carga/Gravação/ Terminais gráficos	Laboratório de Testes
Choque		
Massa	Balança 500 kg ± 50 g. Balança 10 kg ± 0,1 g.	Laboratório de Testes
Momento de Inércia	Pendulo de torção com dispositivo de medida de período $M_{max} = 500 \text{ kg}$ $I_{max} = 200 \text{ kg. m}^2$ Um esquadro e um dispositivo de calibração	Laboratório de Testes
Balaceamento Rotação/Ejeção	Máquina de balaceamento adaptada aos testes spin e ejeção de yoyo $M_{max} = 500 \text{ kg}$ Velocidade de rotação = 30/360 rpm Câmaras de grande velocidade	Laboratório de Testes
Interferência Electromagnética	1 cadeia de susceptibilidade (Geradores/Amplificadores de potência) 1 cadeia de medida (sensores/medidas de componentes/ análise de espectro)	Câmara blindada anecóica (9m x 9m x 13m)
Magnéticos	1 magnetometro tri-axial de controle 1 magnetometro tri-axial de medida 1 sistema de referência Bobinas de magnetização/desmagnetização 1 banco de imantação	Câmara magnética Bobinas de Helmholtz (6,8m x 6,8m x 6,8m)

Tabela IV.2 (Continuação).

TESTES	MEIOS DE TESTES	INSTALAÇÃO
Temperatura - umidade Ciclagem térmica	Forno 1 m <sup>3</sup> Controle de temperatura (Potenciômetro de Registro) Controle de umidade Automático	Laboratório de Testes
Térmicos no vácuo (Sub-Conjuntos)	Câmara 250 litros. $P < 10^{-6}$ Torr $213K < T < 373K$ Potenciômetro de Registro (ou centralizador Digital de Medidas) Sensores/Referências Detetor de fugas/Espectrômetro de massa	Laboratório de Testes
Térmicos no vácuo Irradiação no vácuo	Câmara $\begin{cases} D = 5m \\ L = 5m \end{cases}$ $P < 10^{-6}$ Torr $100K < T < 373K$ Tampa inferior removível verticalmente Simulador de atitude Feixe solar = 2,4m (divergente) Coletor em rotação Centralizador Digital de Medidas Sensores/Referências/Multiplexagem/Gravadores Isotermômetro/Radiômetro	Laboratório de Testes

IV.7 - Programa de testes

As Tabelas IV.3 e IV.4 recapitulam o programa de testes previstos para os diversos equipamentos, subsistemas e satélites integrados.

TABELA IV.3

PROGRAMA DE TESTES DIVERSOS

TESTES DIVERSOS	MAQUETE RADIOELÉTRICA	EQUIPAMENTOS E SUBSISTEMAS				SATELITE COMPLETO			
	M R E	ME	MI	MQ	MV	MI	MQ	MV (S1)	MQV (S2)
MEDIDAS MAGNÉTICAS						X	X		
ANTENAS	X								
CEM/IEM		X	X	X		X	X	X	X
PIROTECNICA							X		
CABLAGEM						X	X	X	
COMPATIBILIDADE COM AS ESTAÇÕES						X ou X			
SIMULAÇÃO COM BS						X		X	X

TABELA IV.4  
PROGRAMA DE TESTES MECÂNICOS E TÉRMICOS

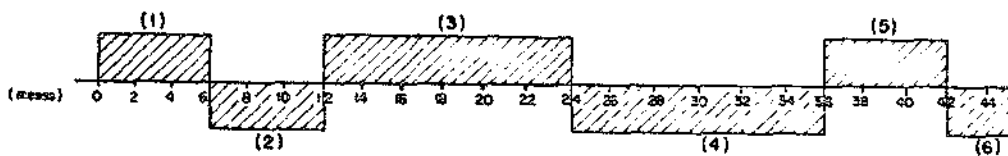
TESTE MECÂNICOS E TÉRMICOS	ESTRUTURA - CONTROLE TÉRMICO							EQUIP/SUBSISTEMA					SATELITE COMPLETO			
	MET	MI	MQ	MVI	MV2	ME	MI	MQ	MV (S1)	MI	MQ	MV	MQV (S2)			
VIBRAÇÃO SENOIDAL	X	X	X	X (1)	X (1)		X	X								
VIBRAÇÃO COM RUÍDO BRANCO							X	X	X	X (1)	X	X	X			
BALANCEAMENTO	X	X	X	X	X		X	X	X	X	X	X	X			
MEDIDAS DE INÉRCIA	X			X			X	X	X	X	X	X	X			
SIMULAÇÃO DE FUNÇÕES MECÂNICAS		X		X						X	X	X	X			
COMPATIBILIDADE COM O LANÇADOR				X						X						
TEMPERATURA UMIDADE							X	X								
VÁCUO/TEMPERATURA	X					X	X	X	X	X	X	X	X			
VÁCUO IRRADIAÇÃO SOLAR		X									X	X	X			

(1) Eventualidade, testes suprimidos.

#### IV.8 - Plano de desenvolvimento para os MGST

Sendo uma ferramenta necessária ao desenvolvimento de sub-sistemas, os MGST devem estar em funcionamento o quanto antes para permitir a análise e o aperfeiçoamento dos mesmos.

Assim mostramos a seguir um planejamento para a definição, aquisição, instalação e operação de tais meios.



- (0) - programa aprovado.
- (1) - fase de recrutamento de pessoal e coleta de informações técnicas.
- (2) - fase de definição dos fabricantes e de projeto das instalações físicas.
- (3) - fase de treinamento do pessoal no exterior e de espera da chegada dos equipamentos.
- (4) - fase de instalação dos equipamentos.
- (5) - fase de realização dos primeiros ensaios com supervisão externa.
- (6) - fase de realização de ensaios por equipe brasileira (laboratório operacional).

## CAPÍTULO V

### INSTALAÇÕES FÍSICAS

#### V.1 - Laboratório principal de testes

As instalações do laboratório principal de testes devem ser projetadas de forma funcional e de modo a nos permitir, eventualmente, uma expansão sem grandes transtornos. Tal laboratório representa uma parte importante do programa espacial, não só pelo seu custo, que é bastante significativo devido as suas características, mas também pelo papel preponderante no julgamento do produto final.

O esquema proposto para o mesmo representa uma área total construída de aproximadamente 5.000 m<sup>2</sup> conforme mostram as Figuras V.1 e V.2.

Algumas características são dadas a seguir:

##### V.1.1 - Climatização e limpeza

Temperatura = 20°C ± 2°C

Umidade relativa = 40% a 60%

Pureza do ar ambiente  $\left\{ \begin{array}{l} \text{laboratório} \text{ — classe } 100.000 \\ \text{recinto movel} \text{ — classe } 100 \\ \text{(5m x 6m)} \end{array} \right.$

##### V.1.2 - Guindastes

- uma ou várias pontes rolantes no laboratório propriamente dito
- uma ponte rolante na área de descarga (recepção)
- não há necessidade de ponte rolante na área de limpeza

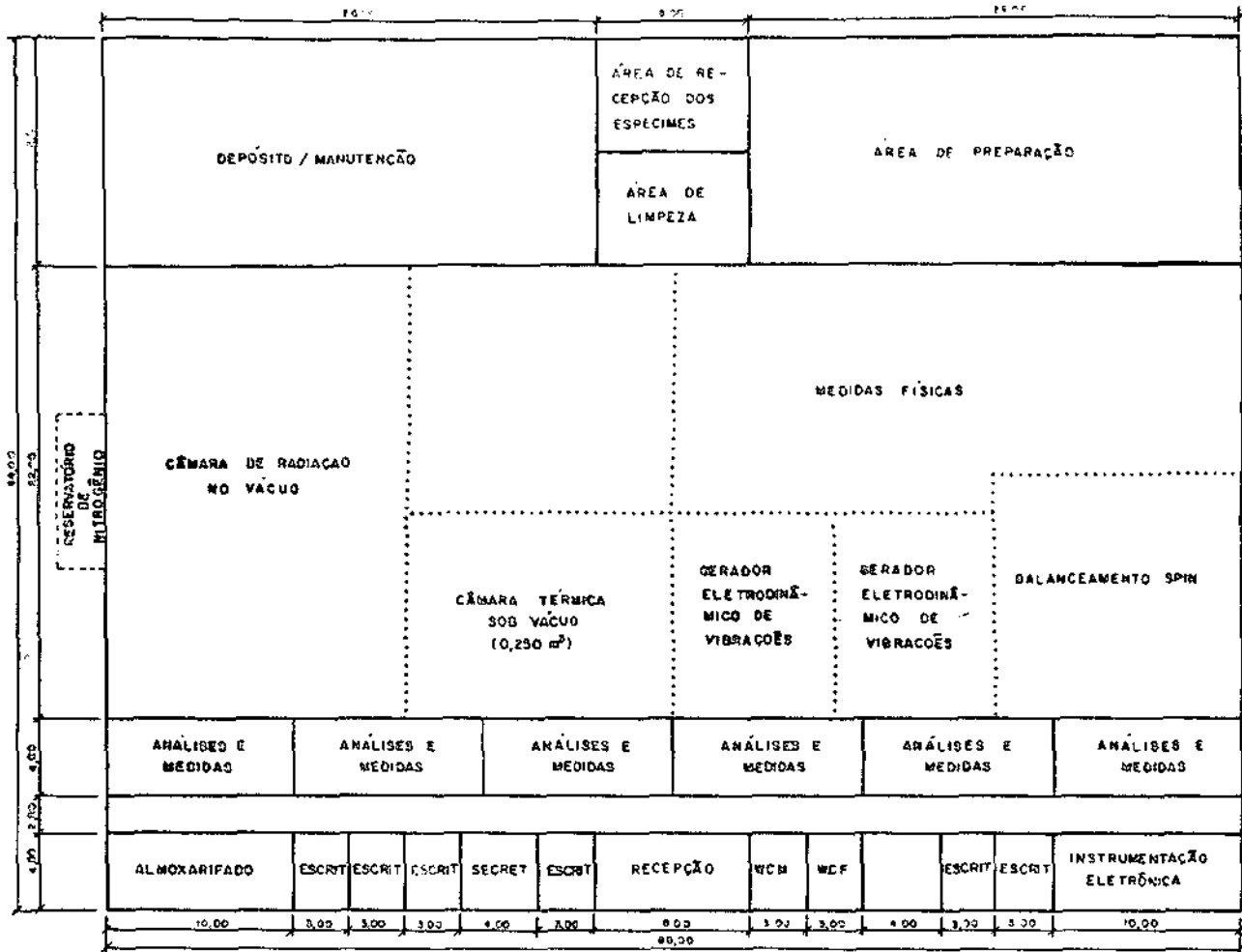
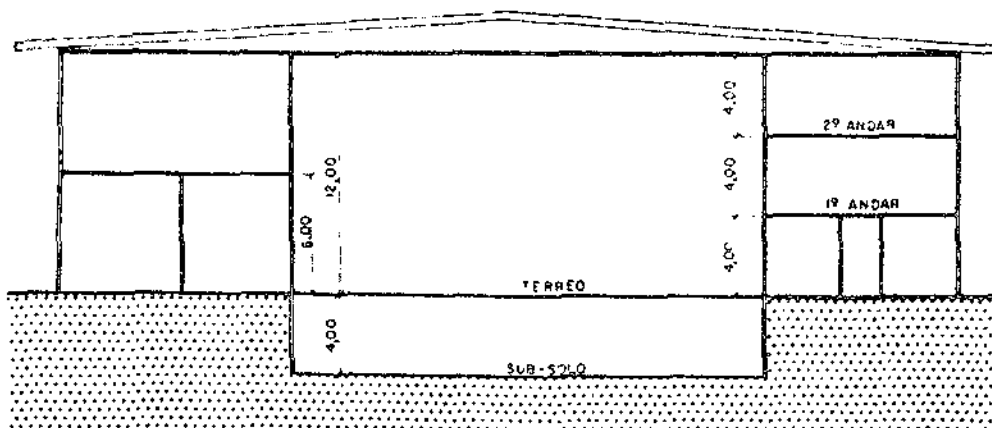


FIG. V. 1 - PLANTA BAIXA DO LABORATÓRIO DE TESTES.



ÁREAS	
SUB-SOLO	1320 m <sup>2</sup>
TÉRREO	2640 m <sup>2</sup>
1º ANDAR	600 m <sup>2</sup>
2º ANDAR	600 m <sup>2</sup>
TOTAL	5160 m <sup>2</sup>

CORTE AB

FIG. V. 2 - CORTE DA PLANTA BAIXA DO LABORATÓRIO DE TESTES.

### V.1.3 - Energia e Fluidos

#### V.1.3.1 - Eletricidade

- N fases e terra distribuidos para cada máquina

- Grupo de seguro: T = 0 para os computadores

T = alguns minutos para os ensaios térmicos  
no vácuo (autonomia de 20 minutos)

- Circuito de terra : i) distribuição: diferenciar os circuitos  
de medida e de potência. O circuito  
de terra de medida deve ter uma secção  
transversal grande ( $\geq 100 \text{ mm}^2$ )

ii) resistência: resistência no ponto de  
terra deverá ser a menor possível ( $< 1\Omega$ )

#### V.1.3.2 - Água

A distribuição industrial para o resfriamento das máquinas  
será em circuito fechado sem contacto com o ambiente externo. A água  
deverá ser tratada para evitar o calcário e mantida à temperatura de  
 $15^{\circ}\text{C}$  a  $20^{\circ}\text{C}$ .

#### V.1.3.3 - Ar

O circuito de ar necessário às máquinas deverá ser equi-  
pado com um secador.

#### V.1.3.4 - Nitrogênio líquido

Reservatório de 20.000 litros

Dependendo dos ensaios, o consumo C será: 350 litros/hora  $< C < 500$   
litros/hora sem simulador solar.  $C \approx 1.000$  litros/hora com simula-  
dor solar.



#### V.1.4 - Dimensão e distribuição

O laboratório de ensaios deverá comportar essencialmente:

- uma zona de descarga e recepção
- uma área de ensaios

##### V.1.4.1 - Zona de recepção

Deve ser contígua ao laboratório, comportando:

- uma ponte rolante
- um cais de descarga (mesmo nível do laboratório de ensaios)
- um plano inclinado

##### V.1.4.2 - Área de ensaios

Deve incluir

- uma zona de limpeza na entrada do laboratório
- uma zona limpa (classe 100.000) incluindo o laboratório de ensaios e área de preparação.
- uma zona de limpeza não controlada incluindo:
  - i) Salas e escritórios dos responsáveis pelas experiências (devem estar fisicamente próximos a área de testes).
  - ii) Salas de comando das máquinas.
  - iii) Salas de medidas e análises.
  - iv) escritórios, salas de técnicos, almoxarifado, secretaria, etc
- uma área reservada às máquinas (grupo de seguro, bombas para água industrial, amplificador de potência para os geradores eletrodinâmicos, bombas, etc.
- uma área de manutenção equipada de guindastes para a desmontagem dos meios de ensaios.
- uma pequena oficina mecânica própria do laboratório.

## V.2 - Laboratórios magnéticos e de interferência eletromagnética

Os laboratórios de ensaios magnéticos e de interferência eletromagnética já foram discutidos no capítulo anterior.

## V.3 - Oficina mecânica

Ainda no que se refere às instalações físicas, resta ilustrar a ampliação e reforma do laboratório de Engenharia Mecânica do INPE para a instalação das máquinas sugeridas para aquisição. A área total de ampliação chega a 1.000 m<sup>2</sup> conforme mostra o esquema da Figura V.3.

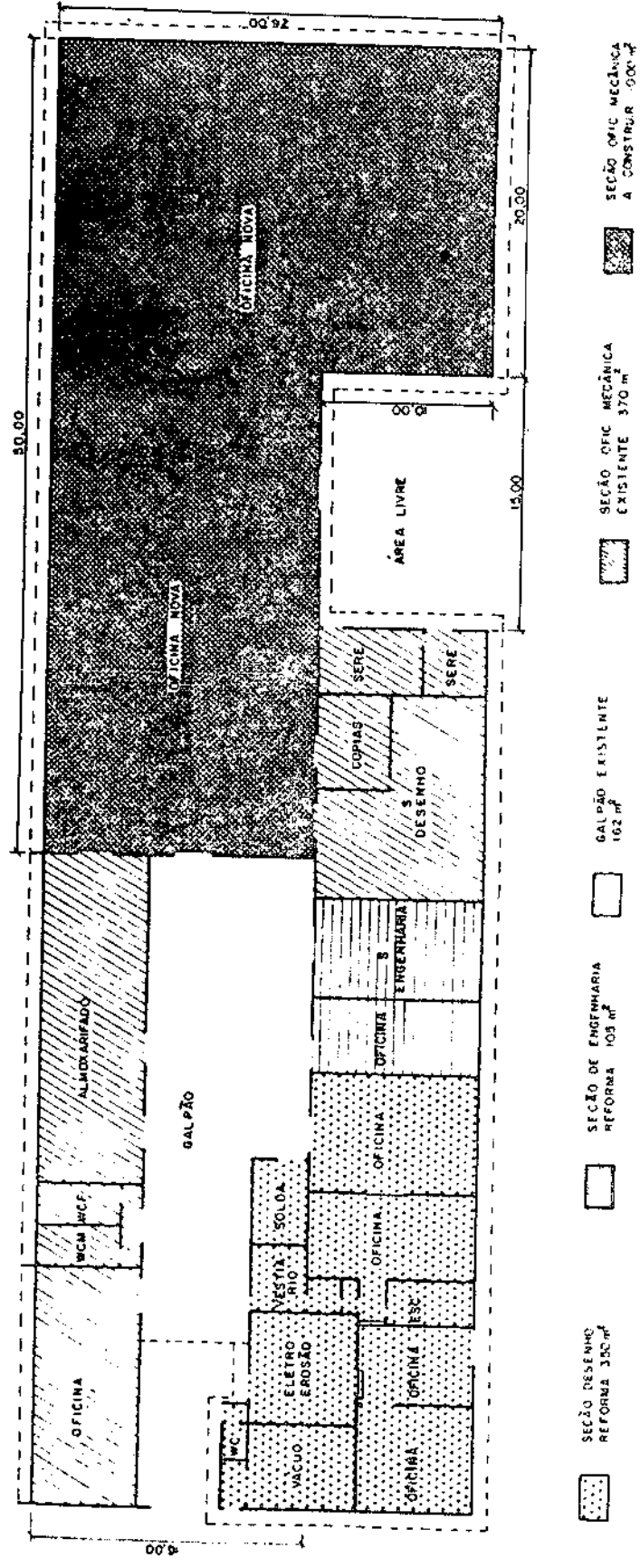


FIG. V. 3 - AMPLIAÇÃO E REFORMA DO LABORATÓRIO DE ENGENHARIA MECÂNICA.

CAPÍTULO VI

CUSTOS

Os custos envolvidos na integração e testes são apresentados sob a forma de custos de equipamentos e custos das instalações físicas.

Unidade = M Cr\$ = Cr\$ 1.000.000,00

VI.1 - Custos de equipamentos

VI.1 - Medidas físicas

Descrição	Custos
Pendulo de torção	2.0
Esquadro (medidas segundo outros eixos)	1.0
Máquina de balanceamento, spin e ejeção	10.5
Balanças (2)	1.0
Diversos (equipamentos de suporte)	4.5
Peças sobressalentes	<u>2.0</u>
TOTAL =	21.6

VI.1.2 - Testes mecanicos

Descrição	Custos
Gerador eletrodinamico/Amplif. de Pot.	22.0
Console numérico de controle	4.2
Acelerômetros	3.0
Amplificador de carga	3.0
Registradores	22.0
Mesa Horizontal	3.2
Diversos (adaptadores, platô, etc.)	7.0
Peças sobressalentes	<u>7.0</u>
TOTAL =	71.4

VI.1.3 - Testes térmicos/vácuo/radiação solar

Descrição	Custo
i) Camara D = 5 m L = 5 m Sistema de bombeamento Ecrans/Gerador térmico	245.0
Calculador de medidas Referencias de massa/Termopares Espectrometro de massa/Detector de fugas	18.0
Coletor rotativo	2.1
Compensadores	1.0
Multiplexadores	2.1
Radiometro Kendall	0.4
Braço células solares p/ calibração	1.0
ii) Camara 250 litros	4.2
iii) Forno	2.1
iv) QMC, Calibração, Mac Leod	4.2
v) Gerador Diesel (60 KVA) Guindastes Grupo de Seguro	p/todo o laboratório 15.0
Peças sobressalentes	<u>26.9</u>
	TOTAL = 322.0

VI.1.4 - Testes de interferência eletromagnética

Descrição	
Camara blindada	11.5
Painéis anecóticos	3.1
Equipamentos e peças sobressalentes	<u>8.4</u>
	TOTAL = 23.0

VI.1.5 - Testes magnéticos 16.0

VI.1.6 - Ampliação do Laboratório de Engenharia Mecânica

Descrição	
3 fresadores universal ferramenteira	9.5
1 furadeira coordenada	5.0
3 tornos mecanicos	1.05 (*)
1 copiadora	4.0
1 retífica cilíndrica	3.0 (*)
1 microscópio de medição	0.2 (*)
Micrometros/Graminhos	0.15 (*)
Máquina de medir dureza	0.1 (*)
Bancada de serviço	0.05 (*)
Ferramenta diversas	<u>0.95 (*)</u>
TOTAL	24.00

Além dos equipamentos acima descritos é importante a aquisição de uma câmara de limpeza para o laboratório de ensaios.

Camara de limpeza (5m x 6m)	4.0
--------------------------------	-----

VI.1.7 - Banco de simulação

Para o banco de simulação são estão previstos custos de equipamentos assim distribuídos

- Equipamentos estrangeiros adquiridos no exterior:	
. Transmissor, receptor, demodulador	2.5
. Gerador de dados, analizador de sinais	1.0
. Gravador fita magnética e registrador	1.1
. Osciloscópio, frequencímetro, gerador base de tempo	1.4
. Medidor de intensidade de campo, Wattímetro, codi ficador de comando	<u>0.5</u>
TOTAL	6,5

\* Equipamento nacional

- Equipamentos nacionais	
. Computador e periféricos	3.6
. Suprimento de energia, antenas, voltímetro	1.5
. Gerador tons de rastreio, simulador dos sensores painel interligação, estimulador dos sensores	<u>1.9</u>
TOTAL	7.0

## VI.2 - Custos das instalações físicas

### VI.2.1 - Laboratório principal de testes

Área construída prevista (aproximada) = 5.000 m<sup>2</sup>

Custo/m<sup>2</sup> (estimado) = 0.03

Ar condicionado = 8,0

Infraestrutura (água, pavimentação energia, telefone) = 5.0

TOTAL = 163.0

### VI.2.2 - Laboratório de Engenharia Mecânica

Área aproximada da expansão = 1.000 m<sup>2</sup>

Custo/m<sup>2</sup> (estimado) = 0.008

TOTAL = 8.0

## VI.3 - Resumo da estimativa de custos

	MILHÕES DE CRUZEIROS		
	NAC	ESTR	TOTAL
EQUIPAMENTOS	12.5	483.0	495.5
OBRAS E INSTALAÇÕES	171.0	—	171.0
T O T A L	183.5	483.0	666.5

VI.4 - Resumo de Equipamentos

EQUIPAMENTOS	MILHÕES DE CRUZEIROS
DESCRIMINAÇÃO	
Testes mecanicos/medidas físicas	93.0
Testes térmicos/vacuo/radiação solar	322.0
Testes de interferência eletromagnética	23.0
Testes magnéticos	16.0
Camara de limpesa	4.0
Equipamentos para o banco de simulação	13.5
Máquinas e ferramentas para o laboratório de Engenharia Mecânica	24.0
TOTAL	495.5

VI.5 - Resumo de Obras e Instalações Físicas

OBRAS E INSTALAÇÕES FÍSICAS	MILHÕES DE CRUZEIROS
DESCRIMINAÇÃO	
Prédio para o laboratório principal de testes(vão livre = 22 metros e pē di reito de 12 metros) Área aproximada = 5.000 m <sup>2</sup>	150.0
Ar condicionado	8.0
Infraestrutura (água, pavimentação, energia e telefone)	5.0
Ampliação do laboratório e Engenharia Mecânica (área aproximada = 1.000 m <sup>2</sup> )	8.0
TOTAL	171.0



MISSÃO ESPACIAL COMPLETA  
ESTUDO DE VIABILIDADE DO SATÉLITE BRASILEIRO

ANEXO 5

ATIVIDADES INDUSTRIAIS ASSOCIADAS

Mucio R. Dias  
José A. de Souza Medeiros  
José Roberto Reis  
Celso Athaide  
Ana Izabel B. Cavalcanti  
Luiz Antonio Nogueira Lorena

CONSELHO NACIONAL DE DESENVOLVIMENTO CIENTÍFICO E TECNOLÓGICO (CNPq)

INSTITUTO DE PESQUISAS ESPACIAIS (INPE)

Dezembro 1979

## ÍNDICE

<u>CAPÍTULO I - IMPACTO INDUSTRIAL DO PROGRAMA SATÉLITE</u>	1
• I.1 - Introdução .....	1
• I.2 - Diretrizes Para Viabilizar o Impacto Industrial do Programa Satélite .....	1
• I.3 - Experiência de Outros Países .....	3
<u>CAPÍTULO II - INDÚSTRIAS BRASILEIRAS CATALOGADAS</u>	5
• II.1 - Introdução .....	5
• II.2 - Lista das Indústrias .....	5
• II.3 - Questionário .....	11
<u>CAPÍTULO III - TIPOS DE CONTRATOS POSSÍVEIS PARA O PROGRAMA</u>	20
• III.1 - Introdução .....	20
• III.2 - Tipos de Contrato .....	21

## CAPÍTULO I

### IMPACTO INDUSTRIAL DO PROGRAMA SATELITE

#### I.1 - Introdução

Parece haver um consenso em torno da idéia de que pelo menos nos estágios iniciais, um programa de satélites artificiais no Brasil, teria como benefícios imediatos o desenvolvimento tecnológico do parque industrial, notadamente no campo das tecnologias de ponta. Portanto, deve-se procurar e estimar os benefícios associados às entradas do sistema e não aos do produto, e dentre aqueles, a transferência e absorção de tecnologia mostra-se a mais relevante.

Porém, para que se garanta o sucesso do processo de transferência, deve-se pensar na determinação de diretrizes que a consubstanciem e permitam seu controle e coordenação por parte do INPE.

Assim, tendo por base essa linha de raciocínio, o presente capítulo tem por objetivo esboçar algumas dessas diretrizes.

Como informação complementar, ao final do capítulo mostra-se os aspectos quantitativos de benefícios alcançados por outros países, decorrentes de investimentos na área.

A inclusão desse tópico no capítulo, tem por objetivo ilustrar a efetividade da ocorrência dos benefícios oriundos das inovações tecnológicas, e enfatiza, novamente, a necessidade da existência de diretrizes que direcionem o processo.

#### I.2 - Diretrizes Para Viabilizar o Impacto Industrial do Programa Satellite

A primeira preocupação, que aliás já se encontra em fase de execução, deve-se ligar ao conhecimento da capacidade industrial das

empresas nacionais. Essa capacidade, que deve ser entendida dos pontos de vista técnico, econômico, financeiro, administrativo, legal, deverá evidenciar, em particular, as tecnologias já dominadas e a potencialidade das empresas em associar-se ao INPE no desenvolvimento e absorção de novas tecnologias.

Simultaneamente, devem ser definidas todas as tecnologias que deverão ser utilizadas na construção do satélite, e do cruzamento dos dois tipos de informação, poder-se-á, então, inferir da participação do parque industrial nacional no programa, pelo menos a nível de potencialidades.

A visualização dessa participação potencial das indústrias é o dado de entrada para se estimar os benefícios econômicos do programa nesse particular aspecto. Esses benefícios seriam então mensurados, a partir das economias em divisas, que se poderia obter pela substituição de certas importações, pela cessação de remessas a título de royalties e pagamentos pelo uso de patentes, e ainda pela geração de renda interna proveniente tanto dos investimentos adicionais necessários à participação das empresas, como do uso da capacidade já instalada.

Para que se realize a efetiva participação das empresas e mais ainda, para que se garanta a transferência tecnológica, deve-se considerar algumas outras diretrizes, a saber:

- i - Haverá a necessidade de um controle dos projetos, a nível do INPE, para que se garanta não apenas a realização física e financeira dos projetos, mas principalmente, para que o Instituto funcione como órgão coordenador de todo o processo, que incluirá transferências dos tipos exterior-INPE, INPE—empresas nacionais e exterior—empresas nacionais;
- ii - Outra preocupação deverá incidir no campo da motivação às empresas, no que diz respeito a sua adesão ao programa. Pode-se afirmar que tal motivação é função crescente da lucratividade relativa proporcionada pela inovação tecnológica quando comparada às tecnologias em uso e da lucratividade absoluta, nos ca

tos de novos produtos. De um modo ou outro, o que se ressalta é a necessidade de se formular critérios para se analisar e selecionar aqueles projetos, que de um lado venham de encontro às necessidades do programa, e do outro, se mostrem rentáveis aos empresários nacionais.

Outro aspecto a ser considerado no programa espacial brasileiro é a escolha da política industrial que supra as necessidades técnicas dos projetos espaciais e que maximize os retornos econômicos do parque industrial. Parece-nos evidente que a interação do INPE e indústria se dê apenas com indústrias essencialmente brasileiras. Assim pode-se evitar a saída de "royalties", aliviando a balança de pagamentos. Por outro lado existe a possibilidade de se transferir tecnologias para a indústria quando a receptora é nacional. O tipo de incentivo que o setor público pode dar à transferência tecnológica pressupõe que haja um efeito multiplicador para atividades não espaciais e a rentabilidade dos investimentos é maximizada somente quando a indústria não envia lucros para o exterior ou outros mecanismos similares que impliquem em saída de divisas.

Para que as atividades espaciais possam proporcionar ao país um benefício industrial considerável, que poderá inclusive servir de justificativa econômica adicional para o programa espacial, é necessário um entrosamento entre o INPE, IAE, órgãos do Ministério da Indústria e Comércio e Centros de Pesquisa. Mesmo uma análise preliminar detecta que os subprodutos da atividade espacial podem se tornar fundamentais no desenvolvimento da indústria de ponta no Brasil.

### I.3 - Experiência de Outros Países

Em recentes estudos realizados pela NASA e ESA (Agências Espaciais Americanas e Europeias, respectivamente) ficou evidenciado o fato de que a fonte predominante de benefícios econômicos decorrentes de investimentos na área espacial são as aplicações ditas secundárias das tecnologias geradas para atender necessidades diretas das missões espa

ciais. Num estudo da NASA, no exame de centenas destas aplicações secundárias, foram quantificados os benefícios econômicos decorrentes de participação da NASA no desenvolvimento de quatro tecnologias, como mostrado no quadro abaixo:

TECNOLOGIA	INTERVALO DE ESTIMAÇÃO DOS BENEFÍCIOS	BENEFÍCIOS ATRIBUIDOS À NASA (EM M US\$)
Turbinas a Gás	1969-1982	111
Isolação Criogênica	1960-1983	1054
Circuitos Integrados	1963-1982	5080
Nastran	1971-1984	701

Os valores acima, de forma clara, mostram a alta rentabilidade dos investimentos realizados pela NASA em desenvolvimento científico e tecnológico na área espacial.

Um outro dado, ainda evidenciando a alta rentabilidade destes investimentos aparece em recente publicação da ESA, na qual se estimou um fator de 2.7 como a relação entre os benefícios e os investimentos realizados por aquela agência européia.

## CAPÍTULO II

### INDÚSTRIAS BRASILEIRAS CATALOGADAS

#### II.1 - Introdução

Na seção II.2 deste capítulo é apresentada uma lista preliminar das indústrias, que poderão vir a participar no Programa Espacial Brasileiro. Espera-se que esta lista venha ter considerável crescimento num futuro próximo, já que ela representa uma pequena parcela das indústrias com possibilidades de participação no programa. As indústrias constantes dessa lista vem sendo cadastradas conforme questionário apresentado na seção II.3.

Tal questionário foi elaborado visando obter informações sobre o comportamento das empresas nos seguintes aspectos:

- financeiro: descrição sumária da situação financeira;
- relativo ao efetivo humano: quantidade e nível de especialização do pessoal da empresa, e
- técnico e administrativo: capacidade técnica e administrativa da empresa incluindo meios de produção e testes.

#### II.2 - Lista das Indústrias

Conforme já mencionado, nesta seção é apresentada uma lista das indústrias que vem sendo presentemente catalogadas, segundo o questionário apresentado na seção II.3.

RELAÇÃO DAS INDÚSTRIAS

EMPRESA	ATIVIDADE	LOCALIZAÇÃO
IPT Laboratório de Soldagem Laboratório de Metalurgia Laboratório de Mecânica	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Soldagem sob atmosfera de argônio controlada</li> <li>- Oficina de preparação de moldes em cerâmica refratária</li> <li>- Forno a eletrodo para a produção de aços especiais</li> <li>- Capacitação em mecânica fina</li> </ul>	São Paulo
AVEL	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Conversões DC/DC e AC/DC</li> </ul>	Rio de Janeiro
COBRA	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Computadores de porte médio</li> <li>- Periféricos</li> </ul>	Rio de Janeiro
PEA/IPD	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Radar</li> <li>- Sistema de controle de embarque em avião</li> <li>- Antena</li> </ul>	São José dos Campos
CEPEL	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Equipamentos de testes</li> <li>- Testes mecânicos de grande porte</li> </ul>	Rio de Janeiro
UNICAMP (Centro de Tecnologia)	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Ensaios dinâmicos, controle de qualidade (meteorologia)</li> </ul>	Campinas



Seção II.2 (Continuação)

EMPRESA	ATIVIDADE	LOCALIZAÇÃO
PAR/CTA	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Meios de Ensaio Estáticos e dinâmicos (estruturas de aviões)</li> </ul>	São José dos Campos
IFI/FEQ	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Normas de Controle de Qualidade</li> </ul>	São José dos Campos
AEROTEC	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Aeronaves</li> <li>- Componentes, peças de reposição (p/ Embraer)</li> </ul>	São José dos Campos
NEIVA	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Aviões</li> <li>- Hélices de aeronaves</li> </ul>	São José dos Campos
EMBRAER	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Aeronaves</li> </ul>	São José dos Campos
STEPAN	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Usinagem de mecânica geral, ferramentaria leve</li> </ul>	Campinas
ITALTRACTOR PICCHI	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Revestimento metálico</li> <li>- Extrusão (a frio e a meio quente)</li> <li>- Tratamentos térmicos</li> <li>- Soldagem por fricção a quente</li> </ul>	São Paulo

Seção II.2 (Continuação)

EMPRESA	ATIVIDADE	LOCALIZAÇÃO
ELETROMETAL	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Usinagem de aços especiais, superligas, material sofisticado para indústria de armamentos, nuclear e aeroespacial</li> <li>- Forja</li> <li>- Usinagem</li> <li>- Tratamento térmico</li> </ul>	Sumaré - SP
VILLARES	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Fundição e forja</li> <li>- Equipamentos industriais</li> <li>- Peças para a indústria automobilística</li> <li>- Laminação</li> <li>- Comandos elétricos e eletrônicos</li> <li>- Motores Marítimos e material ferroviário</li> </ul>	São Paulo
D. F. VASCONCELOS	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Aparelhagem ótica e Mecânica de Precisão</li> <li>- Fabricação de instrumentos</li> <li>- Fundição: alumínio, bronze, aciaria, latão, plásticos</li> </ul>	São Paulo

Seção II.2 (Continuação)

EMPRESA	ATIVIDADE	LOCALIZAÇÃO
TECNASA	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Equipamentos de comunicação (ajuda a navegação, equipamentos de telemetria e telecomando para o IAE)</li> </ul>	São José dos Campos
AVIBRÁS	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Antenas ADF para aviões</li> <li>- Equipamento de telemetria e telecomando para foguetes</li> </ul>	São José dos Campos
ELEBRA	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Equipamento para telecomunicações (incluindo instalação e manutenção)</li> <li>- Equipamentos periféricos para computadores</li> </ul>	São Paulo
HORA	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Instrumentos de Precisão</li> <li>- Relógios</li> <li>- Pêndulos</li> <li>- Velocímetros</li> <li>- Termômetros</li> </ul>	São Paulo
USP (Instituto Politécnico) 1.Divisão de Micro-Eletrônica 2.Divisão de Micro-Circuitos Híbridos	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Circuitos integrados (TTL, SEL, MOS)</li> <li>- Circuito de alta frequência, tais como: amplificador-70MHz, oscilador 1100 MHz, amplificador de potência 5,7/6,2 GHz.</li> </ul>	São Paulo

Seção II.2 (Continuação)

EMPRESA	ATIVIDADE	LOCALIZAÇÃO
ETEP	- Prestação de serviços às indústrias nas áreas de calderaria, soldagem e tratamento térmico.	São José dos Campos
ARROYO	- Mecânica Geral - Peças mecânicas	São José dos Campos

### II.3 - QUESTIONÁRIO

#### I - Informações Gerais

1 - Razão Social: \_\_\_\_\_

2 - Data de fundação: \_\_\_\_/\_\_\_\_/\_\_\_\_

3 - Setor industrial: \_\_\_\_\_

#### 4 - Endereços \*

##### 4.1 - Sede

Rua: \_\_\_\_\_ Nº: \_\_\_\_\_ Bairro: \_\_\_\_\_

Cidade: \_\_\_\_\_ CEP: \_\_\_\_\_ Estado \_\_\_\_\_

Telefone: \_\_\_\_\_ CP: \_\_\_\_\_ TELEX: \_\_\_\_\_

##### 4.2 - Fábrica

Rua: \_\_\_\_\_ Nº \_\_\_\_\_ Bairro: \_\_\_\_\_

Cidade: \_\_\_\_\_ CEP: \_\_\_\_\_ Estado: \_\_\_\_\_

Telefone: \_\_\_\_\_ CP: \_\_\_\_\_ TELEX: \_\_\_\_\_

#### 5 - Pessoas a serem contatadas na Empresa

N O M E	CARGO	LOCAL DE CONTATO		TELEFONE
		SEDE	FABRICA	

\* Se houver outros endereços, relacionar no verso

6 - Principais dirigentes

N O M E	CARGO	EXPERIÊNCIA PROFISSIONAL (EM ANOS)	PARCIPAÇÃO NO CAPITAL

7 - Área

7.1 - Área total construída (ou coberta): \_\_\_\_\_

7.2 - Área total do terreno : \_\_\_\_\_

8 - Organização

Fineza anexar cópia do organograma da empresa, ou esboço.

9 - Principais Clientes

C I E N T E S	PARTICIPAÇÃO NAS VENDAS %	NACIONAL	
		SIM	NÃO

II - Informações sobre o efetivo humano

1 - Quadro geral do efetivo por área

ÁREAS	NÍVEIS DE ESCOLARIDADE		
	SUPERIOR	OUTROS	TOTAL
Engenharia industrial (tempos, métodos processos, LAYOUT, projeto do ferramental)			
Engenharia do produto			
Planejamento e controle da produção (inclusive suprimentos e adm. de materiais)			
Manufatura			
Ferramentaria (construção e manutenção ferramental)			
Manutenção			
Controle da qualidade			
Segurança do trabalho			
Outras áreas			
Total geral da empresa			

2 - Detalhamento da equipe técnica

ENGENHEIROS OU OUTROS COM QUALIFICAÇÃO EQUIVALENTE	QUANTIDADE	TÉCNICOS	QUANTIDADE
Aeronáuticos		Analista de produção	
Civis		Desenhistas	
Mecânicos		Inspetores	
Eletrônicos		Laboratoristas	
Metalúrgicos		Manutenção	
Químicos		Programadores	
Outras especialidades		Projetistas	
Operacionais		Outros	
Total		Total	

III - Informação financeira (para os três últimos anos)

1 - Índices

INFORMAÇÕES FINANCEIRAS	ANO		
	19__	19__	19__
Capital Social			
Valor anual das vendas			
Ativo circulante			
Passivo circulante			
Ativo total			
Passivo exigível			
Lucro líquido			
Capital próprio			

2 - Participação no faturamento e origem do Projeto

RELAÇÃO DOS PRODUTOS E SERVIÇOS	% NO FATURAMENTO	PROJETO					
		PRÓPRIO		SOB LICENÇA		COM PAGTO ROYALTIES	
	SIM	NÃO	SIM	NÃO	SIM	NÃO	

3 - Percentual de capital estrangeiro \_\_\_\_\_%



#### IV - Informações Técnicas

- 1 - Lista completa dos produtos e serviços (fineza anexar mate  
rial de divulgação que demosntre as características tecni  
cas).

2 - Perspectivas de novos produtos e serviços (fineza anexar des  
crições técnicas)

3. Meios de Produção

3.1 - Máquinas e Equipamentos

QUANTIDADE	DESCRIÇÃO	MARCA	ANO DE FABRI ÇÃO	NACIONAL	
				SIM	NÃO

4 - Meios de Teste (equipamentos de laboratório)

QUANTI DADE	DESCRIÇÃO	MARCA	ANO DE FA BRICAÇÃO	PRÓPRIOS	TERCEIROS*

\* Neste caso indicar no verso nome e endereço da empresa.

5 - Administração da Produção

5.1 - A empresa realiza estudos de:

	SIM	NÃO
Tempos e Métodos	_____	_____
Ferramental	_____	_____
Layoyt	_____	_____
Padronização	_____	_____

5.2 - A empresa possui sistemas:

	SIM	NÃO
de Planejamento	_____	_____
de Controle	_____	_____

Caso afirmativo, desde quando os sistemas estão funcionando?  
\_\_\_\_\_

6 - Controle de Qualidade

7.1 - A empresa mantém um setor de controle de qualidade?

SIM \_\_\_\_\_ NÃO \_\_\_\_\_

7.2 - Tal setor é independente do setor de produção?

SIM \_\_\_\_\_ NÃO \_\_\_\_\_

7.3 - O nível de autoridade para este setor é no mínimo igual ao da produção?

SIM \_\_\_\_\_ NÃO \_\_\_\_\_

7 - Manutenção

Indice a distribuição em percentual dos tipos de manutenção:

Manutenção corretiva \_\_\_\_\_%

Manutenção preventiva \_\_\_\_\_%

8 - Local: \_\_\_\_\_

Data : \_\_\_\_/\_\_\_\_/\_\_\_\_

### CAPÍTULO III

#### TIPOS DE CONTRATOS POSSÍVEIS PARA O PROGRAMA

##### III.1 - Introdução

Neste capítulo são apresentados suscintamente alguns tipos de contratos que deverão ser utilizados para indústrias durante a execução do programa.

Contrato é um instrumento legal através do qual uma empresa cliente visa realizar, por uma ou várias empresas fornecedoras, todas ou uma parte das tarefas de um projeto.

Devem ser previamente precisadas em um contrato, no interesse das partes contratantes, as condições técnicas, de custos, de prazos, etc., nas quais se realizarão os trabalhos. Outrossim, deverão ser estabelecidos no contrato quais serão os meios de informação utilizados entre as partes, de forma a facilitar o acompanhamento dos trabalhos por parte do cliente e a necessária realimentação por parte do fornecedor.

De maneira geral, podemos dizer que um contrato começa no momento em que o engajamento das partes é feito, o que pode ocorrer através dos seguintes instrumentos:

##### - Carta de Encomenda

É a mais simples forma de contrato e consiste do envio de uma carta por parte do cliente, autorizando a outra parte a iniciar os trabalhos. Por este instrumento, as despesas são fixadas e o cliente está automaticamente comprometido de sua parte.

##### - Contrato Formal

As partes contratantes se reúnem e redigem um documento formal, seguindo determinadas técnicas e normas das quais trataremos posteriormente.

O primeiro caso acima citado é trivial e não será discutido aqui. Quanto aos contratos formais, podemos dizer que seus tipos básicos são:

1. Contratos de Empreitada Pura.
2. Contratos com Reembolso de Despesas.
  - 2.1. Contratos com reembolso variável.
  - 2.2. Contratos com reembolso limitado.
3. Contratos com Incentivo.
  - 3.1. Contratos com incentivo de custos.
  - 3.2. Contratos com incentivo de desempenho.
  - 3.3. Contratos com incentivo de prazos.
  - 3.4. Contratos com incentivos múltiplos.

Cada um desses tipos básicos é a seguir tratado com detalhes.

### III.2. Tipos de Contrato.

#### 1. Contratos por Empreitada Pura.

Neste tipo de contrato, o preço total a ser pago pelo cliente é fixado no momento da negociação, comprometendo-se o fornecedor a executar os trabalhos a esse preço, sem discussão posterior e qualquer que seja seu preço de custo.

Evidentemente, este tipo de contrato favorece o cliente na medida em que este se desembaraça totalmente de prejuízos imprevistos que possa vir a ter o fornecedor. Entretanto, caso o fornecedor possa vir a reduzir sensivelmente seus custos, este claramente será o maior beneficiado.

Como observação final, ressalta-se que não é prudente realizar um contrato por empreitada quando não se está certo sobre os custos que advirão da realização dos trabalhos. O fornecedor se arrisca

neste caso a sofrer prejuízos e o cliente pode estar pagando demais pelos serviços prestados.

## 2. Contratos com Reembolso de Despesas.

### 2.1. Contratos com reembolso variável.

Este tipo de contrato geralmente é utilizado quando há dificuldade em estimar com segurança os custos dos trabalhos a serem realizados. Sendo assim, o cliente e o fornecedor fixam previamente a remuneração dos serviços, como uma percentagem do custo, deixando o reembolso das despesas, que é feito no todo ou em parte, para ser feito durante a execução dos trabalhos.

A única vantagem desse contrato é fixar com antecedência qual será a remuneração dos serviços, o que poderá dar tanto ao cliente como ao fornecedor um limite inferior para o preço total a ser pago. Entretanto, o princípio de calcular o reembolso como uma percentagem dos custos reais não estimula de forma alguma a redução dos custos por parte do fornecedor. Ao contrário, facilita-se enormemente que ele os aumente.

### 2.2. Contratos com reembolso limitado.

Nesse contrato, é fixado previamente um teto para o reembolso dos custos. Sendo assim, o cliente se compromete a remunerar os serviços propriamente ditos e reembolsar os custos até um determinado limite, devendo quaisquer outras despesas que ultrapassarem esse limite correrem por conta do fornecedor.

As despesas feitas pelo fornecedor são apresentadas periodicamente ao cliente sob a forma de faturas. O fornecedor se compromete a executar os trabalhos da melhor forma possível, mas o cliente se reserva o direito de discutir os critérios utilizados, utilizando - se para isso de um regulamento previamente estabelecido de comum acordo, podendo rejeitar certas despesas ou certos procedimentos de cálculo. É preciso, portanto, que o fornecedor apresente os cálculos completos de



seus custos, cálculos estes efetuados pela sua contabilidade analítica, devendo o cliente conferi-los, aceitando-os ou não de acordo com as normas previstas no regulamento citado.

Evidentemente, este tipo de contrato protege o fornecedor contra todas as variações imprevistas do preço de custo ou com as modificações técnicas não previstas. O fornecedor conta mesmo com a vantagem de poder aumentar seus custos, caso estes estejam abaixo do previsto. Com efeito, mesmo que a remuneração dos serviços não aumente com isso, ele poderá ter remuneração disfarçada (investimentos, por exemplo) amortecendo suas despesas gerais. Por outro lado, não há nenhum estímulo em frear tendências "perfeccionistas" do fornecedor, pois este não tem nenhum interesse em otimizar a relação preço-desempenho, assim como o cliente não é obrigado a procurar a otimização. Os bons e maus desempenhos são igualmente recompensados pela remuneração dos serviços previamente fixada. Assim, o cliente é obrigado a manter um controle estrito da realização dos trabalhos, ficando a busca da relação ótima preço-desempenho dependente da eficácia de sua equipe de controle.

### 3. Contratos com Incentivo.

Esse tipo de contrato baseia-se no princípio de fazer variar o lucro obtido pelo fornecedor em função do grau de sucesso na sua realização; o sucesso é medido em relação a objetivos convencionados. Esses objetivos podem referir-se a cursos, desempenho e prazos. Surgem, assim, os seguintes tipos de Contratos por incentivo:

#### 3.1. Contrato com incentivo de custos.

Neste tipo de contrato, é fixado previamente um teto para o reembolso dos custos assim como o lucro do fornecedor. É portanto, como no caso nos contratos com reembolso limitado, o cliente se compromete a remunerar os serviços propriamente ditos e reembolsar os custos até um certo limite, devendo quaisquer outras despesas que ultrapassem este limite correrem por conta do fornecedor.

Entretanto caso o custo real seja inferior ao custo fi  
xado antecipadamente, a diferença entre os dois custos é dividida numa  
proporção estabelecida, entre fornecedor e cliente.

Como observação final, ressalta-se que nesse tipo de con  
trato, há estímulo à redução de custos por parte do fornecedor e pro  
te  
ção, tanto ao cliente como ao anterior, contra as consequências de es  
timativas imprecisas. Por outro lado, a simples redução dos custos po  
de significar uma perda em termos de desempenho.

Quanto aos prazos, não há garantia de que também se re  
duzam com a redução dos custos.

### 3.2. Contratos com incentivo de desempenho

O fator mais importante para medir a eficiência de um  
projeto é o desempenho medido em termos das características técnicas do  
projeto. Assim, os contratos com Incentivo de Desempenho merecem um des  
taque especial. É necessário esclarecer que, nesse tipo de contrato,  
torna-se indispensável a participação de técnicos na negociação, pois  
somente eles sabem precisamente sobre quais características técnicas  
do projeto devem exigir maiores esforços.

Os princípios desse contrato é o seguinte: fixam-se dois  
limites, um superior e outro inferior considerados como atingíveis e  
interessantes para o projeto em relação a um conjunto de característi  
cas técnicas, em torno do objetivo pelas especificações técnicas. Nes  
se intervalo faz-se, de comum acordo, variar o lucro do fornecedor, au  
mentando-o à medida que as medidas de desempenho tendem ao limite supe  
rior.

O fator desempenho é, portanto, fundamental como ponto  
de ligação entre os componentes do projeto e seu objetivo global. É ne  
cessário, contudo, verificar se os ganhos no desempenho não implicam em  
perda para os demais fatores.