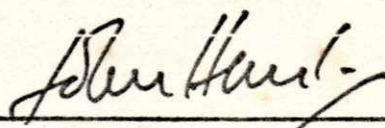


ESTAÇÃO RECEPTORA DE SATÉLITES METEOROLÓGICOS

RONALDO DE ANDRADE MARTINS

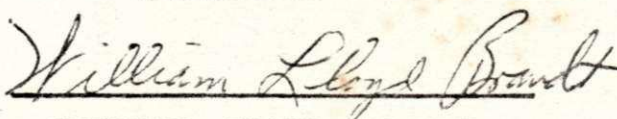
TESE SUBMETIDA AO CORPO DOCENTE DA COORDENAÇÃO DOS CURSOS
DE PÓS-GRADUAÇÃO DE ENGENHARIA DA UNIVERSIDADE FEDERAL DA
PARAÍBA COMO PARTE DOS REQUISITOS NECESSÁRIOS PARA A OB
TENÇÃO DO GRAU DE MESTRE EM ENGENHARIA ELÉTRICA

Aprovada por:

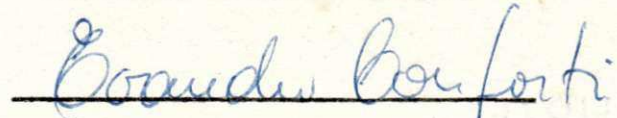


DENIS JOHN HUNT

orientador



WILLIAM LLOYD BRANDT



EVANDRO CONFORTI

CAMPINA GRANDE - PB - BRASIL

ABRIL - 1976



M386e Martins, Ronaldo de Andrade.
Estação receptora de satélites meteorológicos / Ronaldo de Andrade Martins. - Campina Grande, 1976.
107 f.

Dissertação (Mestrado em Engenharia Elétrica) - Universidade Federal da Paraíba, Centro de Ciências e Tecnologia, 1976.
"Orientação : Prof. Denis John Hunt".
Referências.

1. Satélites Meteorológicos - Engenharia Elétrica. 2. Satélites Meteorológicos - Estação Receptora. 3. Estação - Transmissão de Informações. 4. Dissertação - Engenharia Elétrica. I. Hunt, Denis John. II. Universidade Federal da Paraíba - Campina Grande (PB). III. Título

CDU 621.3:551.501.86(043)

RESUMO

Utilizando-se circuitos e equipamentos de laboratório é possível construir uma estação capaz de, com auxílio de satélites meteorológicos polares artificiais, prever o tempo e obter outras informações científicas. Estas informações, em quantidade e qualidade, estão vinculadas a sofisticação da estação.

CONTEUDO

1. INTRODUÇÃO.....	1
2. PESQUISA ESPACIAL.....	3
2.1 - Introdução.....	3
2.2 - Satélites de Comunicações.....	9
2.3 - Tipos de Órbita.....	18
2.4 - O desenvolvimento dos satélites na próxima década	28
3. MECANICA CELESTE.....	36
3.1 - Introdução.....	36
3.2 - Sistemas de Coordenadas.....	39
3.3 - Triângulo de Posição.....	40
3.4 - Leis que Regem o Movimento de Veículos Espaciais.	41
3.5 - Leis de Kepler.....	43
3.6 - Potencial Gravitacional da Terra.....	44
3.7 - Órbitas Não Perturbadas.....	45
3.8 - Forças Centrais.....	50
4. SATÉLITES METEOROLÓGICOS.....	58
4.1 - Introdução.....	58
4.2 - OMM.....	62
5. ESTAÇÃO RECEPTORA DE SATÉLITES PARA FINS METEOROLÓGICOS	64
5.1 - Introdução.....	64
5.2 - Órbita.....	64
5.3 - Recepção do Sinal.....	65
5.4 - Antena, Pré-amplificador e Receptor.....	69
5.4.1 - Antena.....	69
5.4.2 - Pré-amplificador.....	71

5.4.2-a - Obtenção do Ganho do Pré-amplificador em Função da Frequencia.....	71
5.4.2-b - Medição do Ruído do Pré-amplificador.....	75
5.4.3 - Receptor.....	79
5.5 - Filtro.....	82
5.5.1 - Medição das Características do Filtro.....	82
5.6 - Osciloscópio.....	84
5.7 - Circuito de Varredura Vertical (X).....	89
5.8 - Circuito de Sincronização.....	94
5.9 - Circuito de Varredura Vertical.....	98
5.10- Fotografia.....	101

FIGURAS

Prancha 1 - Satélite síncrono.....	6
Prancha 2 - Sistema de satélite nacional e internacional....	11
Prancha 4 - Serviço para desenvolvimento comercial.....	13
Prancha 5 - Expansão dos Serviços de Rádio e TV.....	14
Prancha 6 - Serviços para comunicações militares.....	15
Prancha 8 - Meteorologia e outros serviços de dados científicos.....	16
Prancha 9 - Terminais remotos.....	17
Prancha 10- Sistema doméstico canadense.....	19
Prancha 11- Sistema doméstico americano.....	20
Fig. 2.2 - Satélite polar.....	21
Fig. 2.3 - Antena Yagi receptora.....	21
Fig. 2.4 - Tempo de Captação.....	24
Fig. 2.5 - Área varrida por um satélite.....	25
Fig. 2.6 - Satélites Síncronos.....	27
Prancha 7 - Serviço de comunicação e controle de tráfego aéreo e marítimo.....	30
Prancha 3 - MARISAT.....	31
Fig. 2.1 - Antena Paraboloïdal e Lente.....	34
Fig. 3.1 - Esfera Celeste.....	37
Fig. 3.2 - Cônica.....	46
Fig. 3.3 - Altura do satélite versus velocidade.....	51
Fig. 3.4 - Forças centrais.....	52
Fig. 3.5 - Cálculo de G.....	55
Fig. 3.6 - Posicionamento de um satélite.....	57
Fig. 5.1 - Fôlha de gradeamento.....	66
Fig. 5.2 - Fôlha de passagem.....	67
Fig. 5.3 - Sinal modulado AM/FM.....	68

Fig. 5.4	- Diagrama de bloco da estação.....	69
Fig. 5.5a	- Obtenção do ganho do Pré-amplificador.....	72
Fig. 5.5	- Ganho do Pré-amplificador original.....	74
Fig. 5.6	- Circuito do Pré-amplificador.....	76
Fig. 5.7	- Ganho do Pré-amplificador com modificações nas indutâncias.....	77
Fig. 5.8	- Medição do ruído do Pré-amplificador.....	78
Fig. 5.9	- " " " " " " " "	78
Fig. 5.10	- Microvoltímetro Seletivo.....	80
Fig. 5.11	- Filtro centrado em 2,4 KHz.....	83
Fig. 5.12	- Levantamento das características do filtro.....	83
Fig. 5.13	- Curva do filtro de 2,4 KHz.....	85
Fig. 5.14	- Atenuação do filtro da fig. 5.11 em relação à atenuação na frequência central de 2,4 KHz.....	86
Fig. 5.15	- Osciloscópio HP.....	87
Fig. 5.16	- Circuito de sincronismo e varredura horizontal.....	91
Fig. 5.17	- Fonte de 5 VDC.....	93
Fig. 5.18	- Circuito de sincronismo.....	97
Fig. 5.19	- Fonte de 20 VDC.....	99
Fig. 5.20	- Circuito de varredura vertical.....	100
Fig. 5.21	- Circuito de controle de intensidade luminosa.....	102
Fig. 5.22	- Mapa do Brasil e do Nordeste visto a 1500 Km.....	105

CAPÍTULO I

INTRODUÇÃO

Devido ao grande aumento das aplicações científicas dos dados emitidos por satélites científicos, meteorológicos e de comunicações na última década, se faz necessário para Engenheiros de Eletrônica e Comunicações uma idéia de como funcionam esses veículos espaciais bem como as leis que regem os seus movimentos. A tendência nas próximas décadas é o aprimoramento e a sofisticação desses veículos; também os sistemas de rastreamento e captação serão consideravelmente modificados, exigindo-se para isto um conhecimento, pelo menos superficial, sobre o assunto.

O objetivo deste trabalho é captar fotografias transmitidas por satélites meteorológicos, quando da sua passagem sobre a Paraíba.

No capítulo 2 é feita uma análise dos diversos tipos de satélites existentes, com respectivas aplicações.

No capítulo 3 é mostrado os tipos de órbita que pode um veículo espacial percorrer e também é dada uma introdução à Mecânica Celeste.

No capítulo 4 vê-se com mais detalhes como funciona e como se efetua a transmissão das diversas informações enviadas por um satélite meteorológico.

No capítulo 5 mostramos como funciona uma estação APT e alguns circuitos que a compoem.

CAPÍTULO II

2.1 - INTRODUÇÃO

Em meados de 1946, o Exército dos Estados Unidos da América do Norte informava ao mundo científico que sinais emitidos por radar da terra à lua tinham sido recebidos novamente na terra. Experiências ainda foram efetuadas durante vários anos com sucesso.

Se tecnologicamente este tipo de comunicação era viável, comercialmente não representava nenhuma esperança econômica.

Os dois principais problemas poderiam ser enumerados como:

- a) a lua não é um refletor perfeito;
- b) a lua, durante grande tempo, não é visível em dois pontos da terra que se desejem comunicar, implicando na não constância da comunicação durante todo o tempo que se quizesse.

Em 1955, foi feito um estudo detalhado mostrando-se a possibilidade de se efetuar comunicações, por meio de sinais de micro-onda, a longa distância por meio de satélites artificiais.

O primeiro satélite artificial foi lançado em 1957 (Sputnik I, russo) e o segundo em 1958 (Explorer I, americano). A antena que usou-se nestes satélites foram dipolos em V, devido a sua diretividade ser pequena e seu sinal poder ser captado na maioria das posições onde o satélite tivesse uma visada direta. Isto porque, de início, era impossível dos centros de controle terrestre controlar a posição exata do veículo espacial, em torno do seu próprio eixo, por telemetria. Ou seja: o veículo espacial ficava girando incontavelmente em torno do seu eixo. Atualmente com retro-foguetes, do próprio satélite, com telemetria e sofisticados controles de servomecanismos consegue-se estabilizar a sua posição em torno do seu eixo, localizá-lo em determinado ponto e depois, se necessário, transferi-lo para outro local com relação às coordenadas geográficas terrestres.

Em 1960 a NASA lançou a aproximadamente 1600 Km da terra um satélite revestido de alumínio (ECHO I), para estudar a possibilidade de comunicações com satélites passivos. No entanto verificou-se que uma melhor qualidade do sinal seria transmitida através de satélites ativos; com repetidores de micro-ondas se teria uma transmissão melhor para telefonia, telegrafia e televisão.

Após anos de pesquisa foi lançado em 1967 pela NASA o

primeiro satélite ativo: o TELSTAR I. Tinha uma órbita elíptica entre 950 Km e 5600 Km de altura.

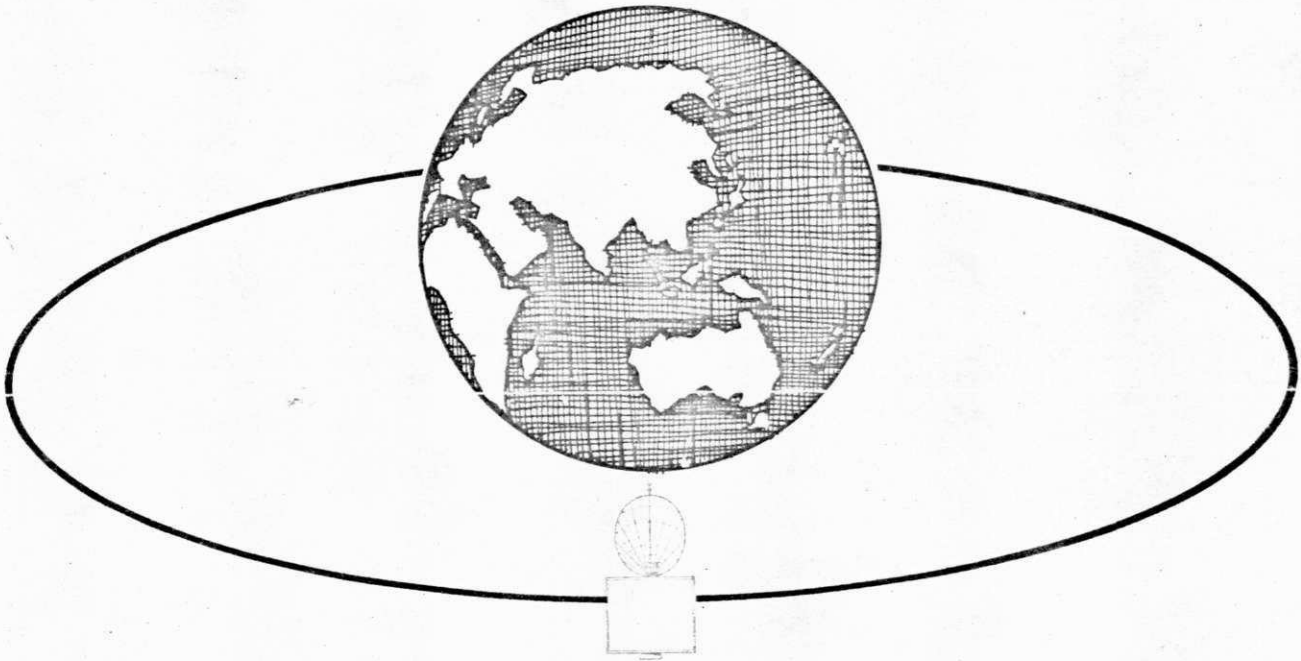
O sinal era recebido em 6 GHz e retransmitido em 4 GHz e potência de 2,25 W. Sua alimentação era feita por intermédio de 3600 células solares e carregadas com baterias de níquel-cádmio. Como era de se esperar, a incipiência tecnológica do satélite forçou a sofisticação das estações terrestres, para que se conseguisse otimizar o binômio transmissão-recepção.

As estações terrestres (Estados Unidos, França, Itália e Inglaterra) consistia de um transmissor de 2 Kw de potência e de uma antena com uma largura de faixa de $0,12^{\circ}$ na frequência de 6 GHz.

Entretanto para obter-se uma comunicação, entre Paris e Nova Iorque por exemplo, durante 99% do tempo, seriam necessários 30 satélites, em órbita polar e a uma altura aproximada de 5000 Km. Leve-se em conta ainda o problema de previsão de órbita, de comutação e de comunicação de um satélite para outro. Optou-se então para o tipo mais comumente usado: o satélite síncrono. Observe-se entretanto, que no futuro as órbitas síncronas estarão saturadas, sendo os satélites polares que dominarão as telecomunicações; será o sistema triplo síncrono-polar-terrestre que garantirá a comunicação do futuro.

Os satélites passivos não possuem equipamento a bordo;

1



Satélite Sincrono.

são simples esferas refletoras e conseguem refletir 98% das frequências próximas de 20.000 MHz. Sua órbita é de baixa altitude, implicando na área de cobertura ser pequena.

Os satélites ativos possuem equipamento a bordo. Quando da escolha de sua órbita devem ser levados em conta os cinturões de Van Allen. Se um satélite ativo atravessar esta zona seus equipamentos eletrônicos serão seriamente danificados.

O satélite síncrono (ou estacionário), é o que fica a uma altura de aproximadamente 35.840 Km da superfície da terra (Prancha 1).

Para um satélite numa órbita circular ao redor da terra, calculemos sua altura (com relação à superfície do planeta) e em função do seu período de rotação.

A força de atração entre dois corpos é dada por:

$$F = \frac{G \cdot M \cdot m}{r^2} \quad (\text{Eq. 2.1})$$

Que deverá ser equilibrada pela força centrífuga:

$$F_c = \frac{m \cdot v^2}{r} \quad (\text{Eq. 2.2})$$

Onde:

$$G = 6.67 \times 10^{-11} \text{ m}^3/\text{kg}\cdot\text{seg}^2 \text{ (constante de gravitação)}$$

$M = 5.98 \times 10^{24}$ Kg (massa da terra)

m = massa do satélite

r = raio da órbita circular

v = velocidade do satélite em sua órbita

Como existe equilíbrio, $F = F_c$, ou seja: (Eq. 2.1) = (Eq. 2.2)

Logo:

$$\frac{G \cdot M \cdot m}{r^2} = \frac{m \cdot v^2}{r} \quad \therefore \quad v = \sqrt{\frac{G \cdot M}{r}} \quad \text{m/s} \quad (\text{Eq. 2.3})$$

Independente, pois, da massa do satélite. O período (T)

é dado por:

$$T = \frac{2\pi r}{v} \quad (\text{Eq. 2.4})$$

Substituindo-se a (Eq. 2.3) na (Eq. 2.4), temos:

$$T = \frac{2\pi r}{\sqrt{\frac{GM}{r}}} = 2\pi \sqrt{\frac{r^3}{GM}} \quad \text{seg} \quad (\text{Eq. 2.5})$$

Substituindo-se os valores de "K" e "M", temos:

$$T = r^{3/2} \times 1,66 \times 10^{-4} \quad (\text{Eq. 2.6})$$

com "T" em minutos e "r" em quilômetros.

A altura da órbita será dada por:

$$h = (r - 6370) \text{ Km} \quad (\text{Eq. 2.7})$$

sendo 6370 Km o raio da terra.

Se quisermos que o satélite seja síncrono, seu período de revolução deverá ser de 24 horas (= 1440 minutos).

Logo, da (Eq. 2.6):

$$1440 = 1,66 \times 10^{-4} r^{3/2} \text{ Km}$$

Tirando-se o valor de "r" acima e substituindo-se na (Eq. 2.7), vemos que:

$$h = 35.840 \text{ Km}$$

Quando um satélite está nesta órbita é dito síncrono e que está numa órbita síncrona, porque estando nesta altura permanece fixo em relação a um ponto de coordenadas terrestres predeterminada.

Estes satélites, bem como qualquer outro, estão sujeitos ao atrito provocado pela atmosfera superior e inferior, modificando-se assim sua posição. Correções periódicas são necessárias.

Quanto mais baixa é a órbita do satélite, maior será o arrastamento provocado pelo atrito e em consequência disto a saída de sua órbita mais rapidamente.

2.2 - SATÉLITES DE COMUNICAÇÕES

O futuro das telecomunicações a longa distância estão nos satélites. Associado aos sistemas de micro-ondas, tropo-difusão, cabos submarinos e ainda com guias de onda a raios laser é que garantirão uma comunicação eficiente e precisa em todos os locais da terra.

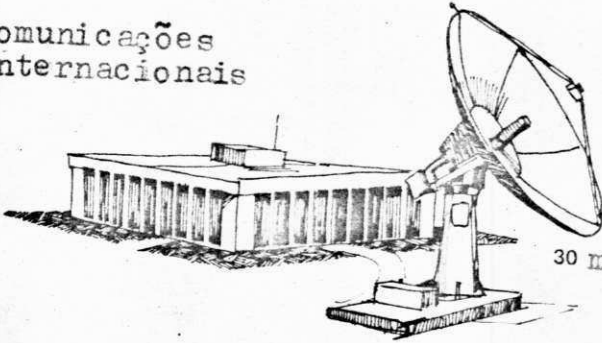
Os novos eventos tecnológicos introduzidos nos satélites, tem feito a comunicação por este meio competir com sistemas de rádio de alta frequência, cabos, enlaces de microondas, espalhamento troposférico e outros sistemas de comunicação tradicional, tanto em confiabilidade da mensagem como em qualidade.

Alem disso abriu-se novas perspectivas para as comunicações internacionais. Se se desejar um sistema de comunicações puramente nacional, focaliza-se o sinal emitido pelo satélite de tal maneira que cubra apenas, ou na melhor das hipóteses possível, o país interessado. Isto implicaria numa maior potência recebida, sendo então as estações terrestres não tão sofisticadas, diminuindo-se assim seu custo.

As antenas terrestres, dependendo do fim a que se destinam, podem variar de 3 metros a 12 metros (Prancha 2). Nos casos em que se deseja um grande número de estações de terra, usa-se comumente a antena de 3 metros.



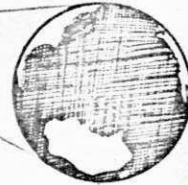
Comunicações Internacionais



30 metros

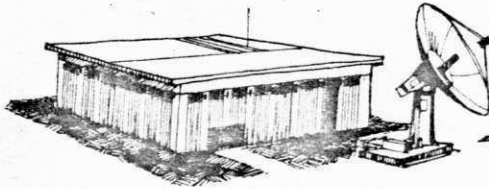


Visada Total



Serviço de Telecomunicações Transoceânico

Comunicações Nacionais



12 metros



3 metros



Tráfego Telefônico Comercial

Serviço Telefônico ou Remoto

Réceptores de TV Isolados

Sistema de Satélite Nacional e Internacional

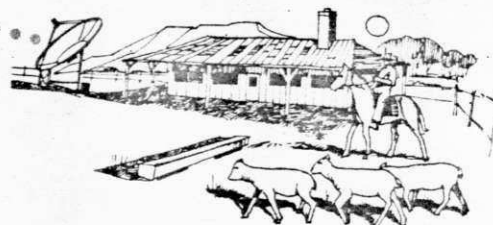
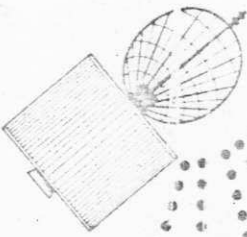
Além de servirem para as comunicações telefônicas comuns, os circuitos via satélite oferecem atrativos econômicos para os seguintes sistemas:

- 1 - Serviço de Processamento de Dados;
 - 2 - Desenvolvimento Comercial;
 - 3 - Expansão de Rádio Difusão e TV;
 - 4 - TV Educativa;
 - 5 - Serviço de Comunicações Militares;
 - 6 - Controle de Tráfego Aéreo e Marítimo;
 - 7 - Obtenção de Dados Meteorológicos e Científicos;
 - 8 - Levantamento Geológico da Terra;
- (Pranchas 4,5,6, 8 e 9)

Consideração importante é que após o sistema instalado e cobrindo determinada área, não será mais necessário equipamento auxiliar para que se cubra novas localidades; só necessita-se das estações receptoras. Para grandes centros urbanos, de tráfego saturado e localidades longínquas o sistema também é indicado.

No caso particular do Brasil o sistema de satélites que será implantado será em termos nacionais. O sistema educativo constará de uma estação geradora de vídeo e voz que transmitirá para o satélite numa determinada frequência; este retransmitirá noutra frequência, para diversos pontos pré-estabelecidos, evitando-se assim custosos sistemas de torres para enlaces

4



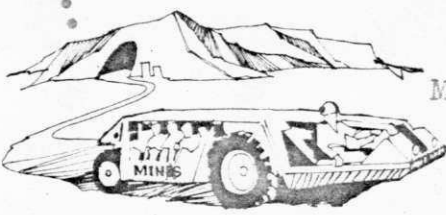
Fazendas



Construção de Estradas



Instalação de dutos



Minas



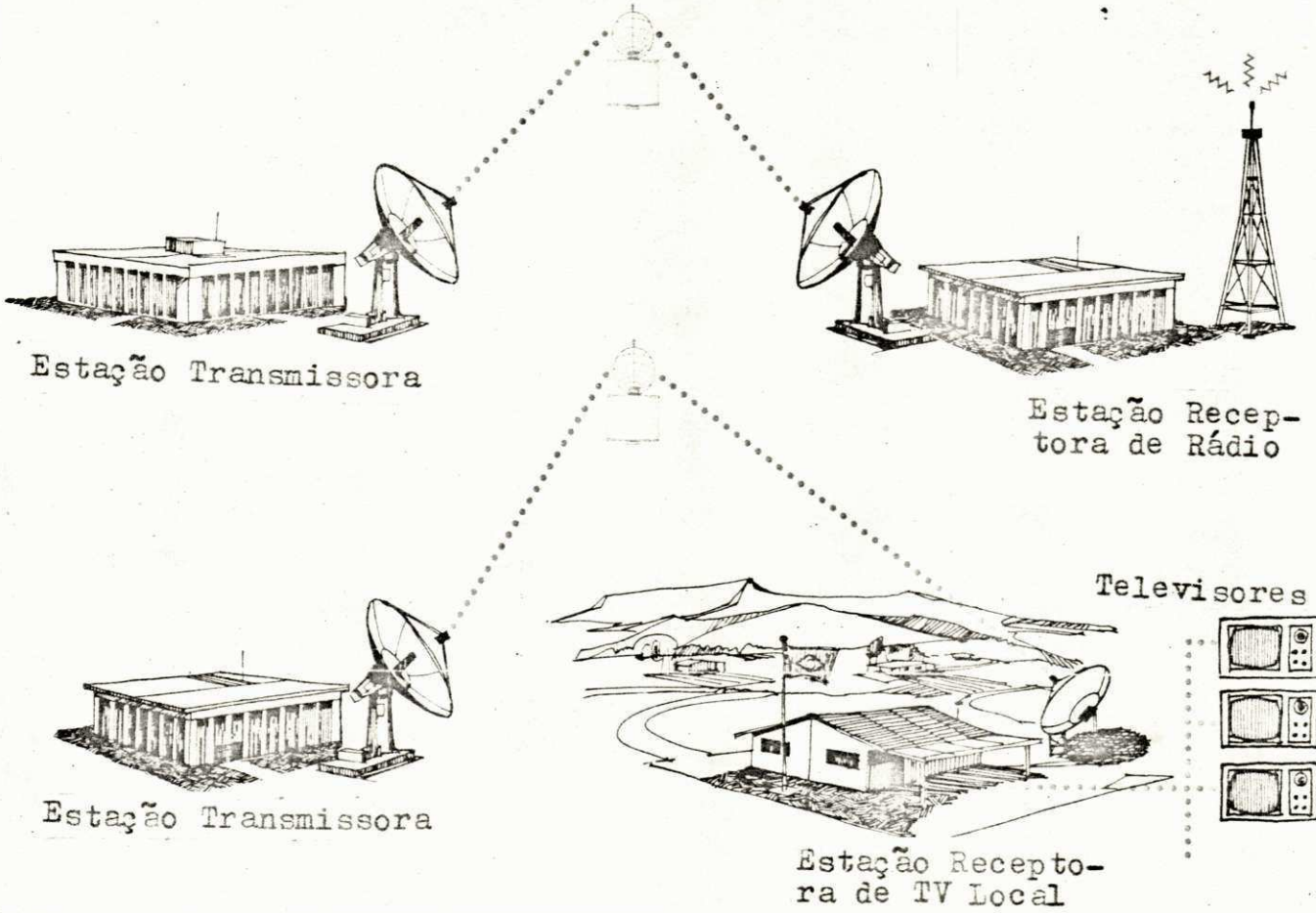
Processamento de dados



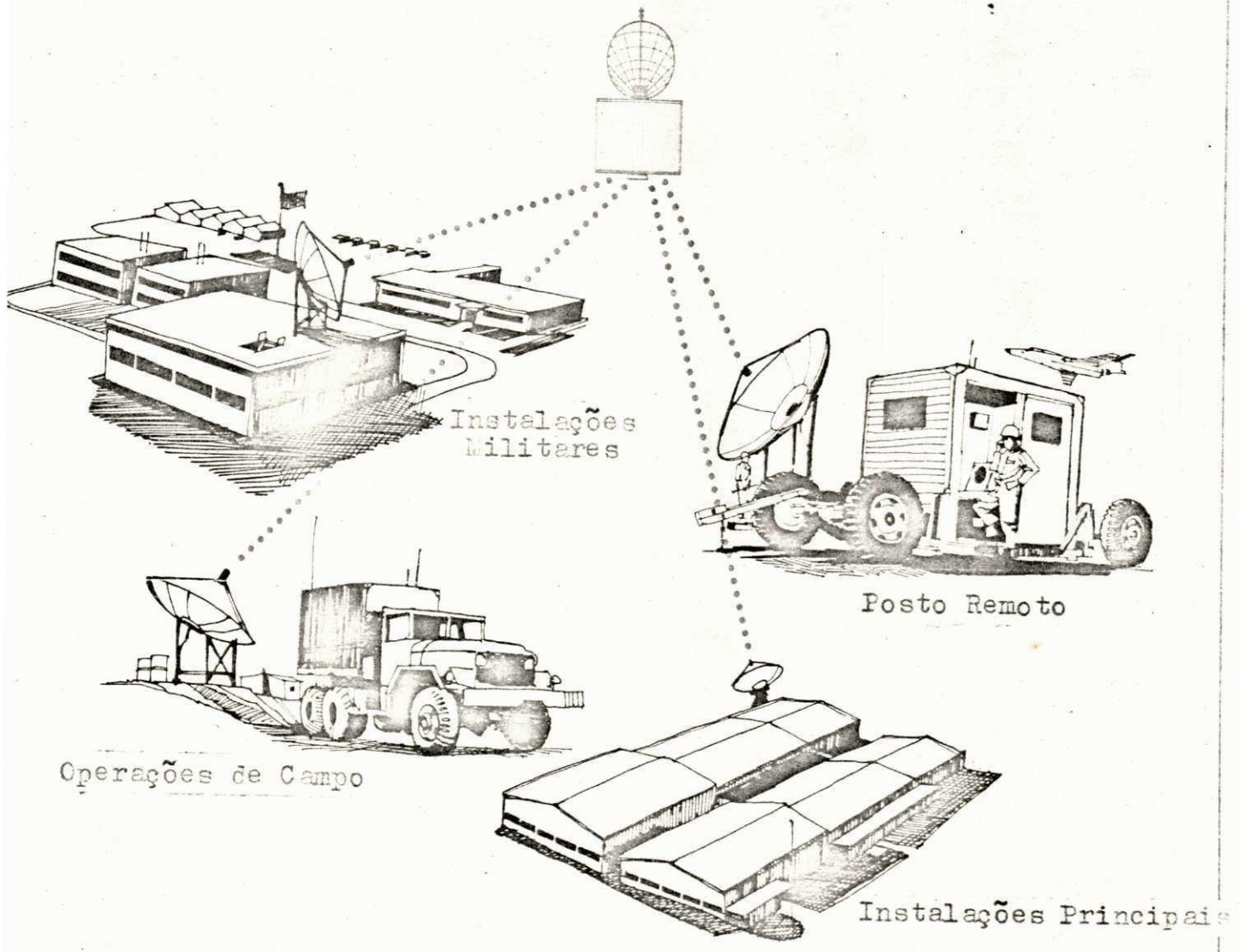
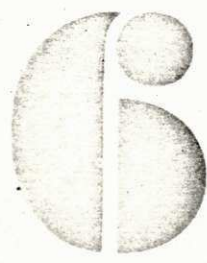
Localizações

Serviços para desenvolvimento
comercial

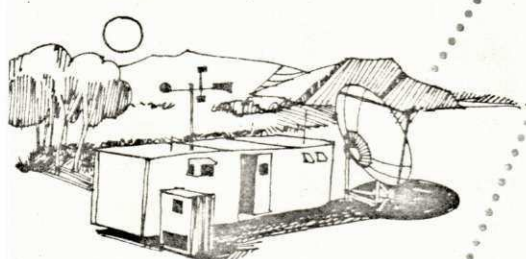
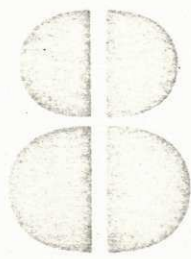
5



Expansão dos Serviços de
Rádio e TV



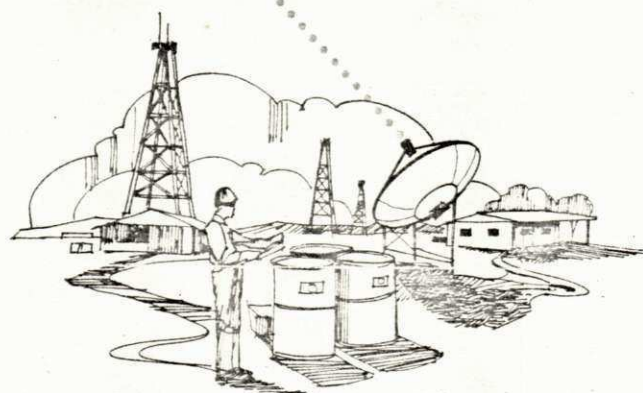
Serviços para Comunicações
Militares



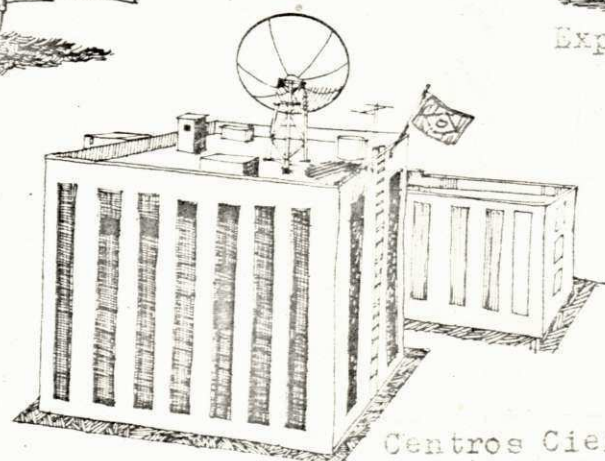
Estação Meteorológica



Socorro Remoto

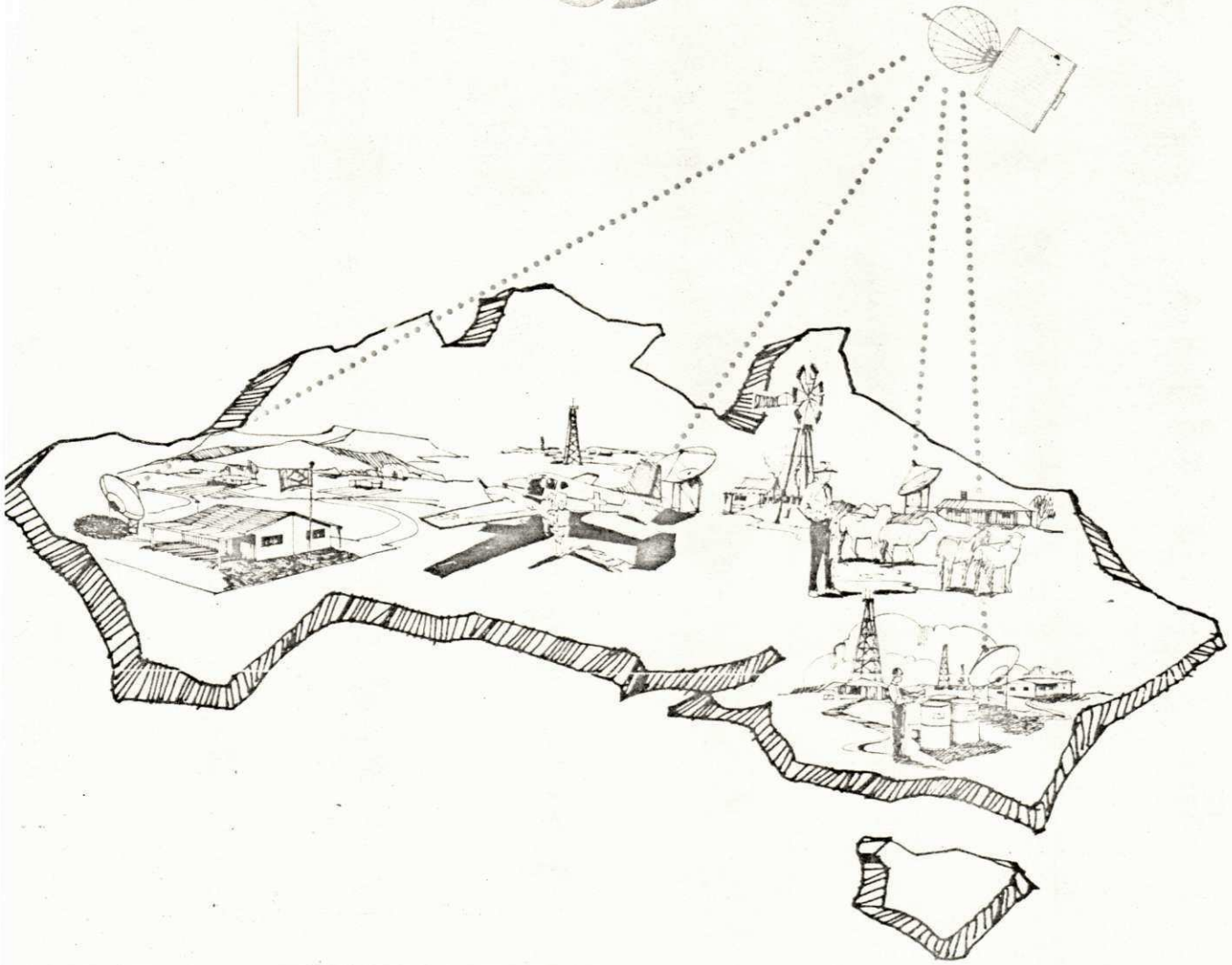
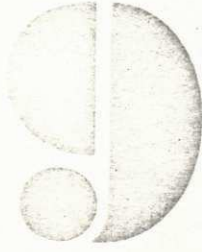


Exploração de Petróleo



Centros Científicos

Meteorologia e outros Serviços
de dados científicos



Terminais Remotos

de micro-ondas. Outra facilidade é que o sinal poderá ser captado nos locais mais acessíveis.

Basicamente ao se planejar um sistema de satélites de comunicação, deve-se levar em conta:

- 1 - Expansão do serviço de TV para localidades em regiões distantes;
- 2 - Melhorar os serviços de Telefone e Telégrafo para regiões de baixa densidade demográfica;
- 3 - Diminuir o congestionamento e melhorar a qualidade do sinal; serviço de rádio de alta frequência;
- 4 - Prever a futura demanda para serviços de telecomunicação, educação e defesa, bem como servir de apoio e intercâmbio à indústria e ao comércio.

Nas pranchas 10 e 11 vemos o sistema doméstico via satélite canadense e norte-americano.

2.3 - TIPOS DE ÓRBITA

Basicamente existem dois tipos de órbita:

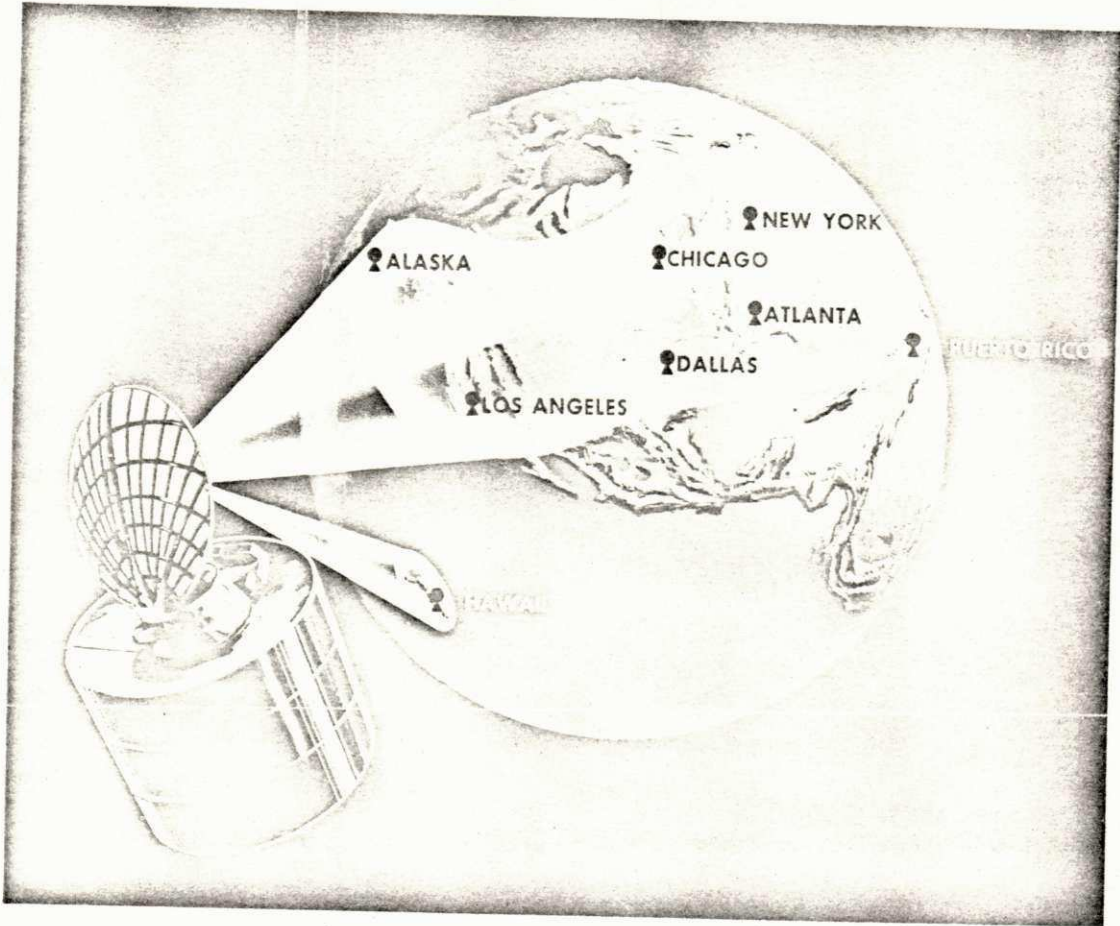
- 1 - Órbita equatorial (Prancha 1)
- 2 - Órbita polar (fig. 2.2)

Dentro dos satélites de órbita equatorial pode-se distinguir três tipos:

- 1 - os satélites baixos, de altitudes entre 200 e 1000 Km.



Sistema Doméstico Canadense



Sistema Doméstico Americano

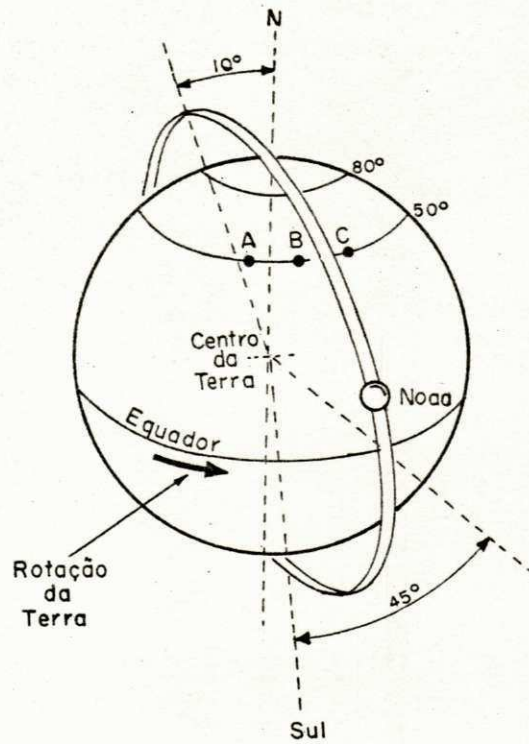


fig. 2.2

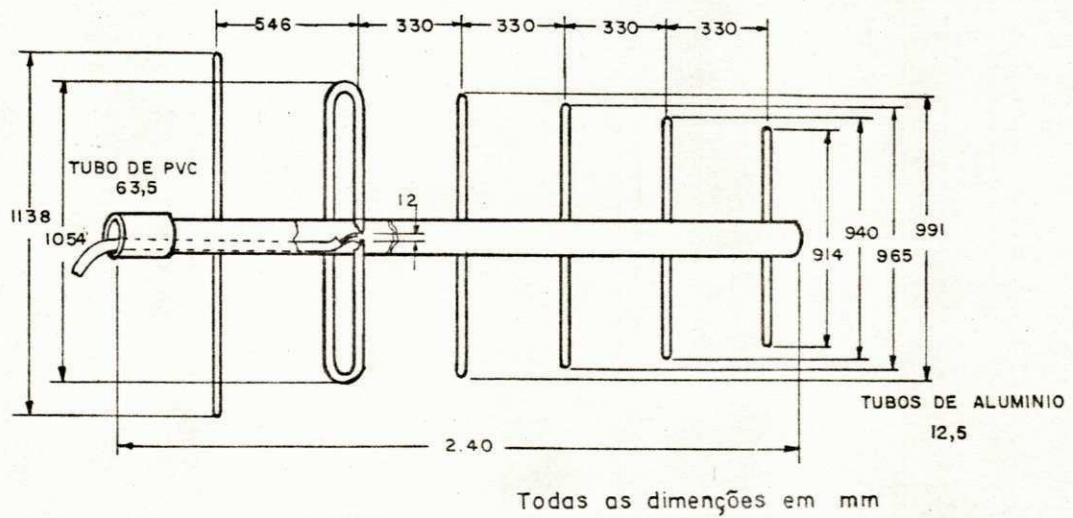


fig. 2.3

- 2 - os intermediários - de 1000 a 10.000 Km;
 3 - os altos - de 10.000 a 50.000 Km.

Os síncronos equatoriais se encontram dentro desta faixa, cuja altitude é de 35.840 Km e cuja distância ao centro da terra é de 42.210 Km.

O satélite assíncrono é aquele que embora seja equatorial sua velocidade não é síncrona com a da terra, ou seja, seu período é menor ou maior que o dia sideral (= 23h 53 min 4,09 seg). O satélite que é síncrono com a terra, para um observador, ele parece fixo de qualquer ponto que ele seja visto, pois sua rotação coincide com a rotação da terra. No caso do satélite assíncrono o período de rotação é dado por $1/(n + 1)$ do dia sideral. Alguns exemplos do período e da altitude das órbitas assíncronas são dados na tabela abaixo:

Revolução por dia em relação a Terra, n	Altitude da Órbita Equatorial	Período (horas)
0	35.840	24
1	20.225	12
2	13.926	8
3	10.384	6
4	8.068	4,8
5	6.416	4
6	5.103	3,4
7	4.148	3

Da eq. 2.6, tiramos:

$$r^{3/2} = \frac{T \cdot 10^4}{1,66} \quad (\text{Eq. 2.6a})$$

$$r = \sqrt[3]{\left(\frac{T \cdot 10^4 \cdot 60}{1,66}\right)^2} \quad (\text{Eq. 2.6b})$$

com "T" em horas e "r" em quilômetro.

Os satélites polares NOAA por exemplo, tem uma altura aproximada de 1.500 Km e seu plano de órbita forma um ângulo de 10° aproximadamente com o eixo Norte-Sul da terra.

Para órbitas deste tipo o período de revolução é dado por:

$$T = 1,662 \times 10^{-4} \sqrt{a^3} \quad \text{minutos}$$

onde "a" = (raio intermediário entre o raio equatorial e o raio polar) + (raio da órbita)

teremos, então:

$$a(\text{Km}) = 6365 + 1500 = 7865 \text{ Km}$$

$$T = 1,662 \times 10^{-4} \sqrt{7865^3} = 115 \text{ minutos.}$$

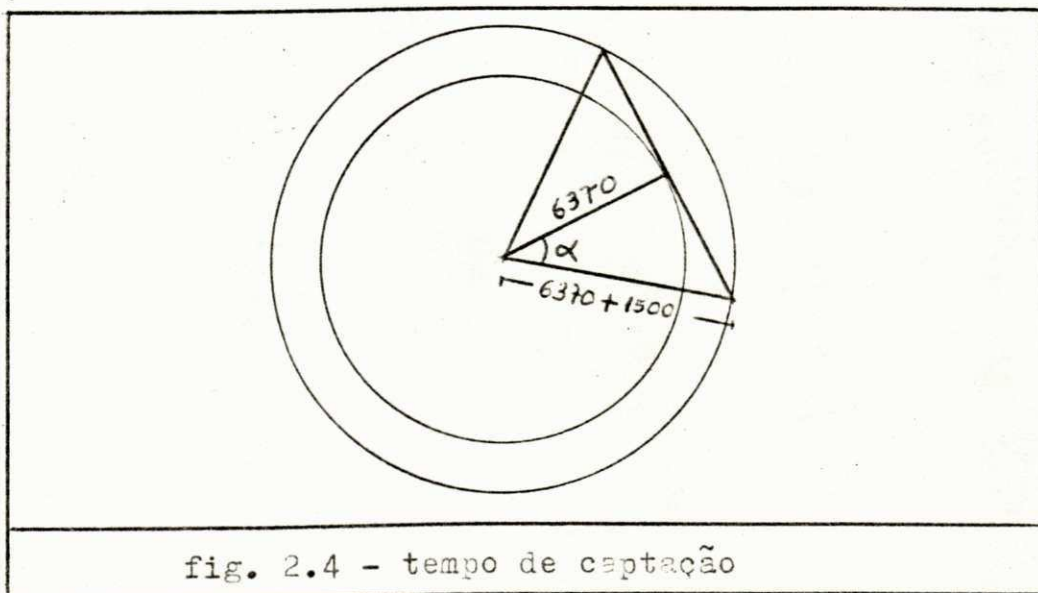
Como o satélite está num determinado plano de órbita e que 115 minutos por órbita não é um número exato (com relação ao número de minutos por dia = 1440), teremos sempre que em cada dia ele deverá estar num lugar diferente da órbita, num tempo em que um ponto da superfície da terra passa através do plano (1440 min:115 min = 12,52).

Admitamos (fig. 2.3) que às 11h 26min o satélite cruze

a latitude de 52° N vindo do Sul para o Norte e uma cidade esteja localizada na posição "A". 115 minutos mais tarde (às 11h 23 min) será cruzada novamente a latitude de 52° N. No entanto a terra terá girado 29° nesse tempo, pois a mesma faz 360° em 24 horas (= 1440 minutos). Neste momento a cidade estará na posição "B" da figura e o satélite está no Este se movendo do Sul para o Norte. 115 minutos mais tarde, às 15h 15min (13h 21min + 115 min) o satélite cruzará novamente a latitude de 52° N. A cidade estará agora na posição "C" e o satélite será visto no céu Oeste.

O tempo que se poderá captar o sinal do satélite é o tempo em que o mesmo é visto com visada direta.

Pela fig. 2.4, temos:



$$\alpha = \arccos\left(\cos \frac{6370}{7870}\right) = 35,9'$$

Se em 115 min o satélite percorre 360° , percorrerá 2α durante o tempo de 23 minutos. Consegue-se captar o seu sinal em torno de 20 minutos nas melhores condições de passagem.

ÁREA VARRIDA POR UM SATÉLITE

Quanto maior a altura do satélite, maior será sua área de cobertura. A área varrida por um satélite será dada por:

$$A = \pi \overline{AB}^2 \quad (\text{Eq. 2.8})$$

sendo \overline{AB} um lado do $\triangle ABO$ (fig. 2.5); a terra é considerada esférica. Do triângulo SBO , tiramos:

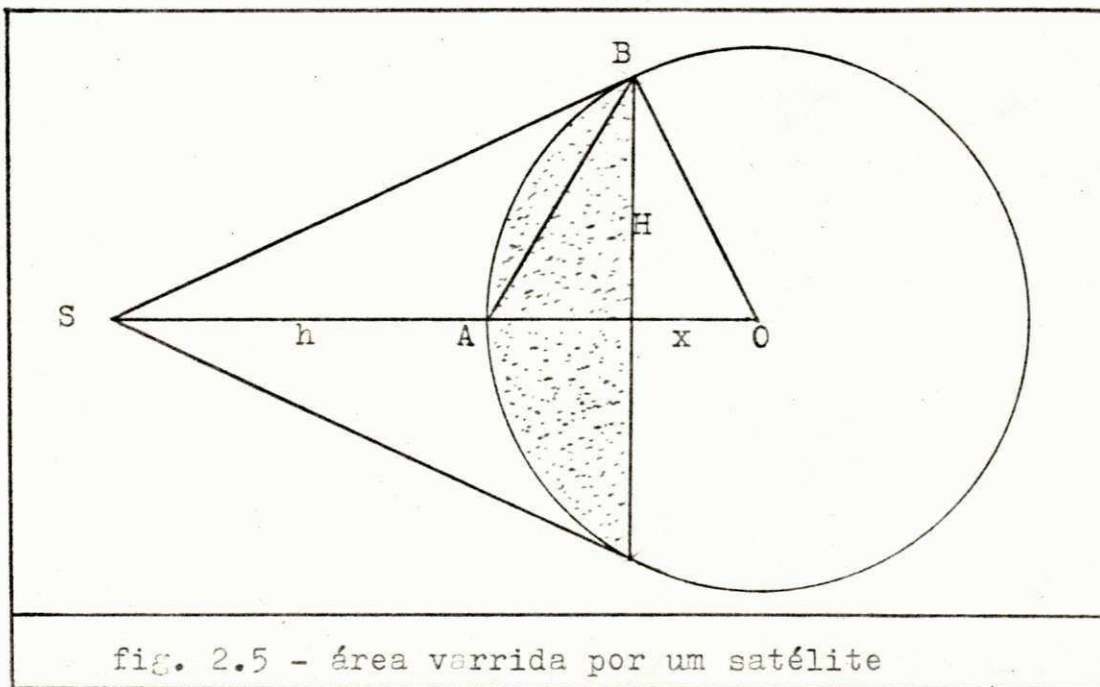


fig. 2.5 - área varrida por um satélite

$$H^2 = X.(6370 + h - X) \quad (\text{Eq. 2.9a})$$

$$H^2 = 6370^2 - X^2 \quad (\text{Eq. 2.9b})$$

$$H^2 = \overline{AB}^2 - (6370 - X)^2 \quad (\text{Eq. 2.9c})$$

Igualando-se (2.9a) e (2.9b), teremos:

$$6370^2 - X^2 = 6370X + Xh - X^2$$

donde:

$$X = \frac{6370^2}{6370 + h} \quad (\text{Eq. 2.9d})$$

Igualando-se (2.9b) e (2.9c) e substituindo-se o valor de "X" obtido em (2.9d), teremos:

$$6370^2 - X^2 = \overline{AB}^2 - (6370 - X)^2$$

$$6370^2 - \left(\frac{6370^2}{6370 + h}\right)^2 = \overline{AB}^2 - \left(6370 - \frac{6370^2}{6370 + h}\right)^2$$

$$\overline{AB}^2 = 6370^2 - K^2 + (6370 - K)^2 \quad (\text{Eq. 2.10})$$

$$\text{onde } K = \frac{6370^2}{6370 + h} \quad (\text{Eq. 2.11})$$

K só depende da altura do satélite, pois os outros valores são constantes. Para um satélite síncrono esta área será dada por:

$$\text{de (2.11), } K = \frac{6370^2}{6370 + 35840} = 961,31$$

$$\text{de (2.10), } \overline{AB}^2 = 6370^2 - 961,31^2 + (6370 - 961,31)^2$$

$$\overline{AB}^2 = 68.906.710,6 \text{ Km}^2$$

$$\text{de (2.8) } A = \pi \overline{AB}^2 = 216.476.815 \text{ Km}^2$$

Como a superfície total da terra é dada por $4\pi r^2$ ($r = 6370$ Km), pode-se afirmar que esta área "A" corresponde a 42% da área total terrestre. Pode-se cobrir 99% da superfície terrestre com apenas três satélites síncronos (fig. 2.6)

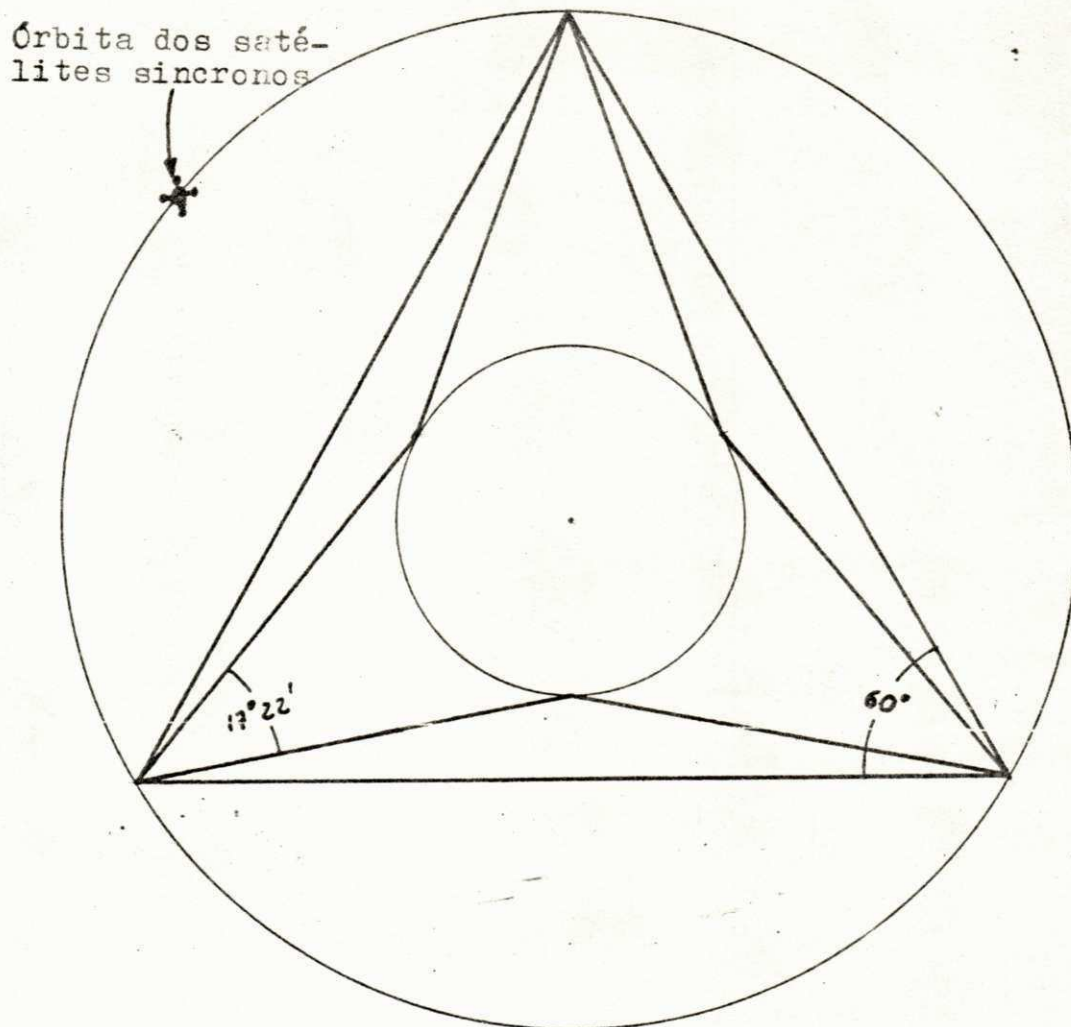


fig. 2.6

Com três satélites síncronos varre-se 99% da superfície terrestre

Se a antena tiver uma determinada área prioritária para cobertura (um país por exemplo) em detrimento de outras, a área coberta será muito menor (Prancha 11). Como veremos mais adiante, os satélites meteorológicos se portam, com relação ao local varrido, de maneira idêntica.

2.4 - O DESENVOLVIMENTO DOS SATÉLITES NA PRÓXIMA DÉCADA.

Dez anos atrás o tráfego via satélite era feito cruzando o Atlântico por intermédio do Early Bird; foi o primeiro satélite comercial do mundo. Neste tempo os EUA tinham uma estação terrestre na costa Este e na Europa existiam três: uma na Inglaterra, uma na França e outra na Alemanha. No entanto cada país tinha seu tráfego feito em semanas alternadas. Possuía 65 canais de telefone em cada sentido. Quando uma transmissão televisada era necessária, os serviços telefônicos eram interrompidos.

Na década que passou-se muitas inovações tecnológicas foram feitas, melhorando o desempenho econômico e operacional dos satélites de comunicação.

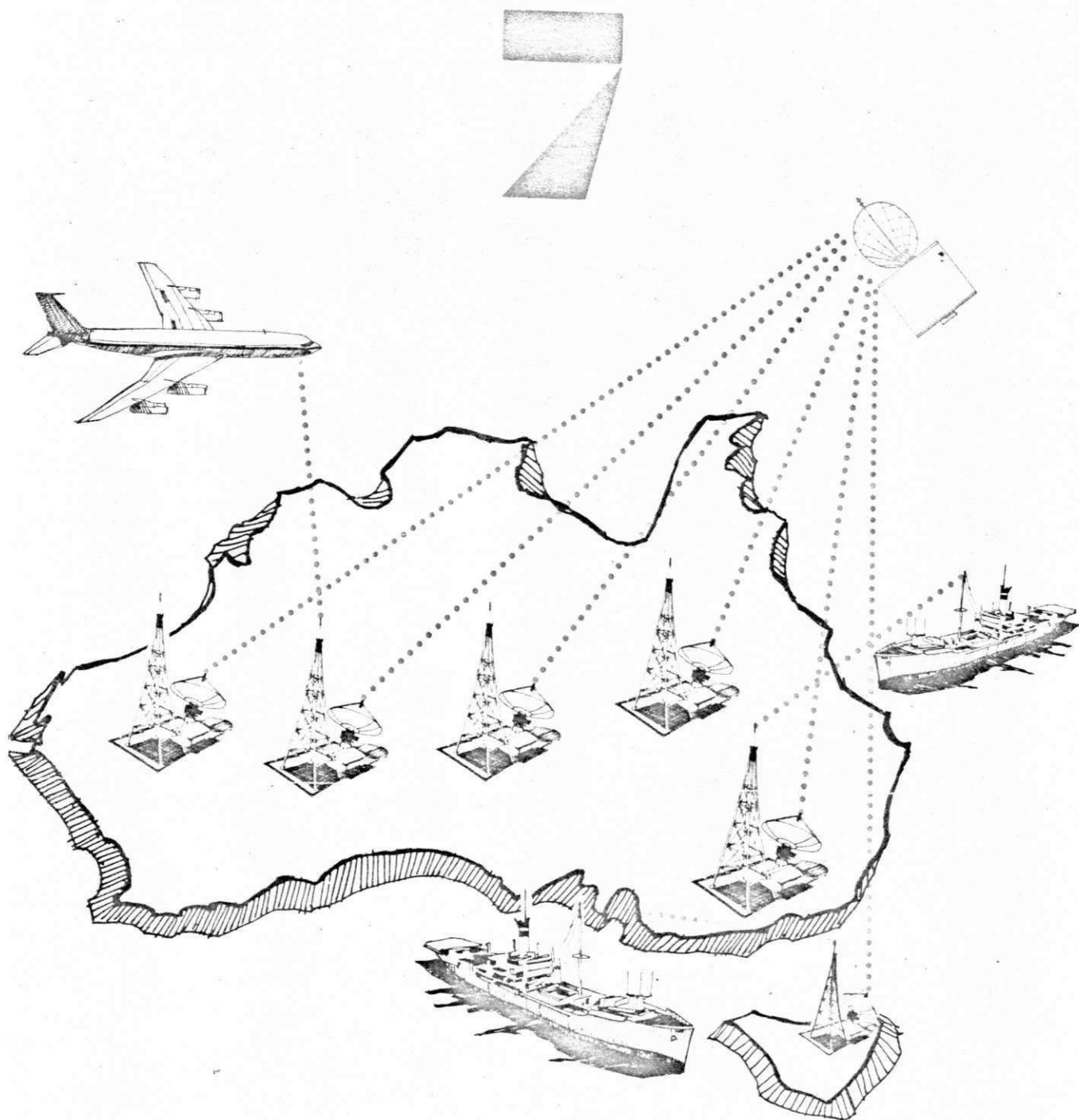
Hoje quatro INTLSAT IV estão em órbita permitindo o uso de 12.000 canais de telefone mais televisão, facsimile e

transmissão de dados. Existem 111 estações terrestres em 64 países operando o sistema, passando o tráfego por 370 rotas diferentes.

Estas rotas não percorrem e servem somente ao tráfego mais intenso do Atlântico Norte, mas também pequenos países como o Zaire, Indonésia, Chile e Nicarágua. O total de investimento em satélites e estações terrestres está acima de US\$ 1 bilhão. Somente a operação com os satélites da INTELSAT revelou-se no ano passado como tendo um lucro de quase US\$ 100 milhões. O sistema total deu um lucro de aproximadamente US\$ 500 milhões.

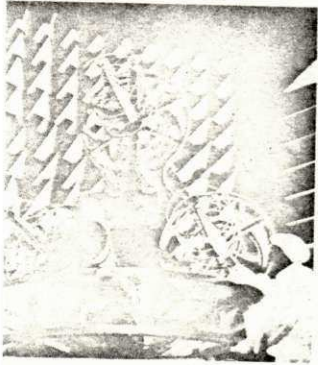
Nos próximos anos certamente nos será dado mais do que temos tido; maior capacidade, maior cobertura e crescimento da eficiência. Em breve entrarão os serviços do sistema denominado "portadora-orientada" - que deverá conectar ao sistema as menores comunidades ou usuários individuais. Poderão ser cidades, ilhas, edifícios, navios ou aviões. Este serviço interconectará automaticamente o sistema doméstico-marítimo-aeronáutico (prancha 7).

A União Soviética e o Canadá já possuem seus sistemas domésticos; vários outros países também o planejam: Brasil, Austrália, Indonésia, Japão e Irã. Os Estados Unidos possuem seis sistemas domésticos; o "Marisat" (Prancha 3), por

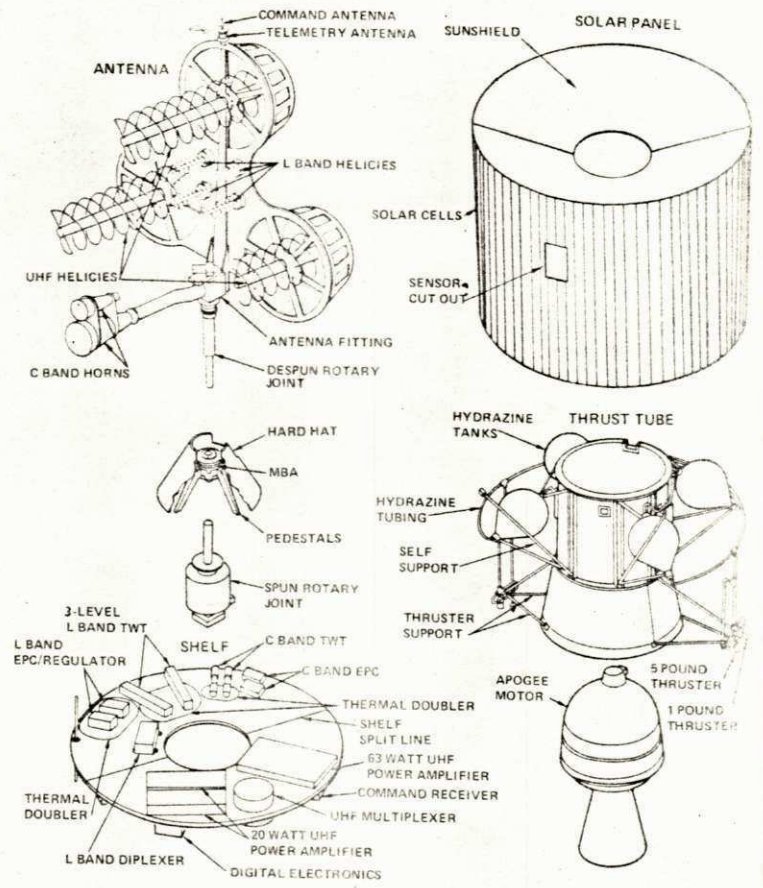


Serviço de Comunicação e Con-
trôle de Tráfego Aéreo e Marítimo

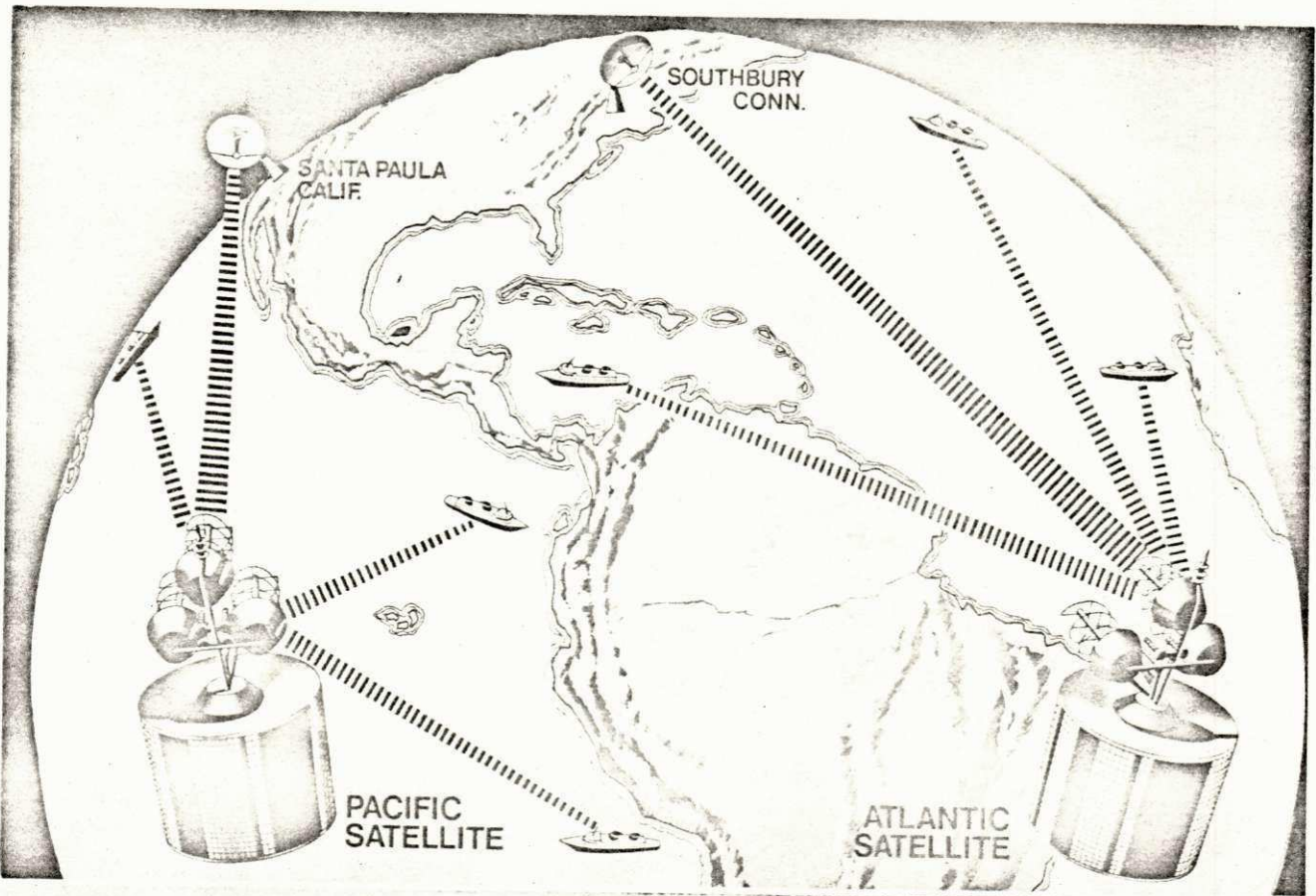
3



RISAT antenna array



Exploded view of MARISAT spacecraft



exemplo destina-se somente à comunicação marítima e com o Canadá construirá o "Aerosat" que é um sistema de satélites para comunicação com aeronaves.

Se dúvidas existirem com relação a sua praticabilidade ou sua viabilidade econômica, podemos dizer que organizações idôneas envolvem-se nessas pesquisas e investigações: Western Union, RCA, Governo Americano, AT & T e COMSAT. O que é fato é que as comunicações via satélite podem elevar a qualidade e a eficiência da comunicação, comparada com outras técnicas. A maior vantagem é a facilidade para alcançar de um ponto a outros pontos, diretamente, sobre longas distâncias de uma rede continental ou de uso individual, que pode ser grande ou pequena, fixa ou móvel. Os sistemas marítimos, domésticos e aeronáuticos serão simplesmente bem sucedidos porque a eles se pode proporcionar o serviço desejado, economicamente.

O impacto na indústria eletrônica deverá ser significativo. Como o uso de sistemas orientados deverá ser muito maior, muitas e pequenas estações terrestres deverão ser construídas ao invés de uma ou duas grandes. Uma estação grande custa em média US\$ 5 milhões e talvez seja mais econômico construir algumas dúzias ou centenas de estações pequenas em cada país. O preço inicial de um terminal a bordo, para o

MARISAT, por exemplo, em 200 unidades custa aproximadamente US\$ 50.000 cada.

A tecnologia usada nestes pequenos terminais deverá ter o menor custo possível, nas áreas de micro-ondas e comunicações. Os equipamentos deverão operar em várias bandas: 1,5; 2,5; 4/6; 12/14 e 20/30 GHz.

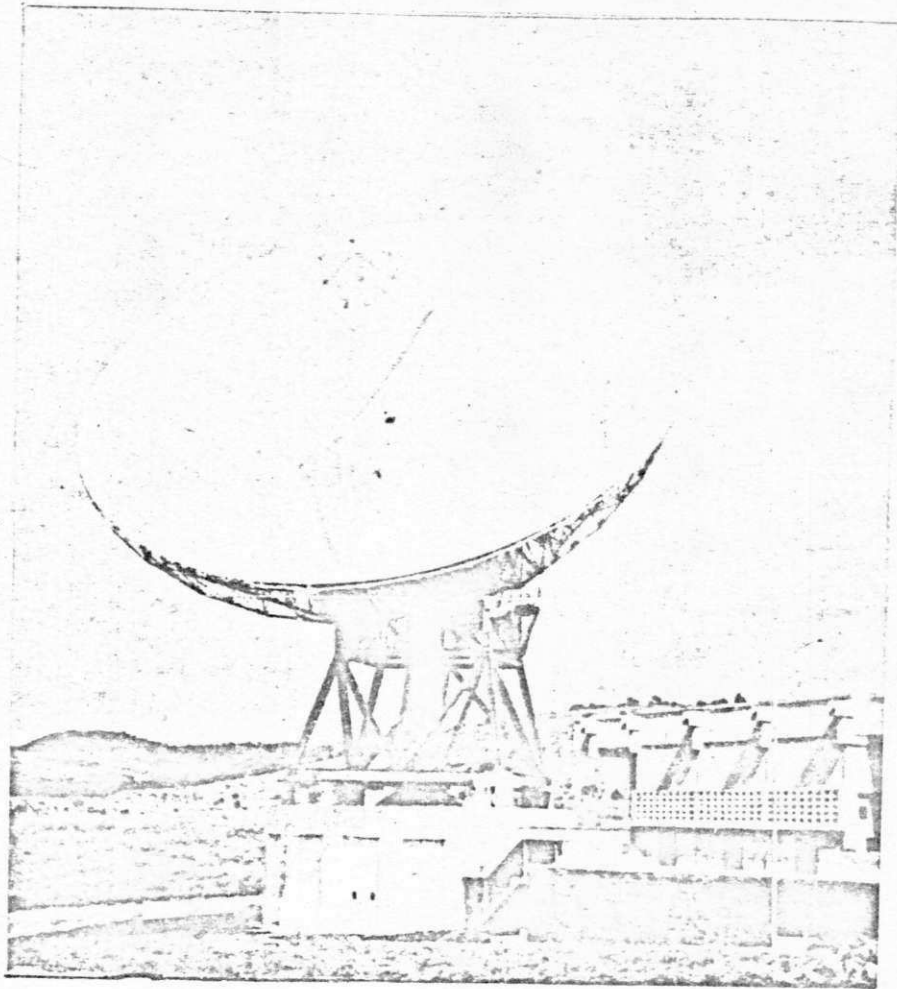
Deverá ser dada grande ênfase para os circuitos integrados na micro-onda e no estado sólido. Os esquemas de funcionamento deverão ser modulares e automaticamente operado e comutado.

Alguns terminais estarão isolados, operando simplesmente como estação repetidora de micro-onda e comutação. Devem ser previstos, nos projetos de plataformas móveis, a localização do respectivo terminal. Os mais sofisticados trabalhos serão na antena e nos sistemas de controle. Antenas Lente e Paraboloidal serão as mais usadas (fig. 2.1).

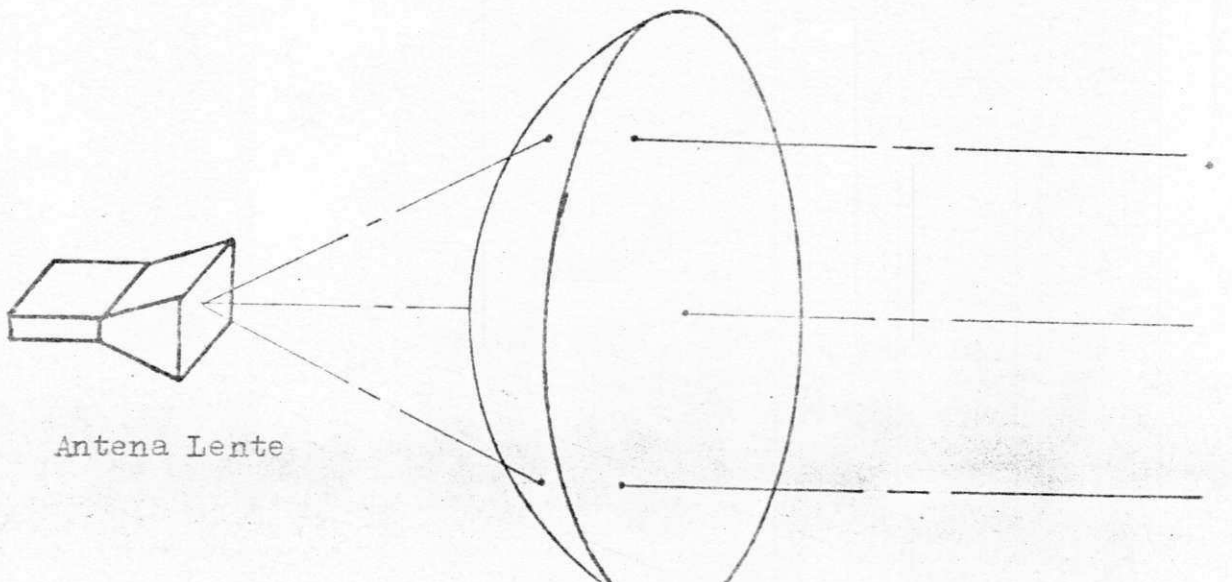
As antenas lente, bem como as refletores curvas serão as mais usadas devido ao seu alto ganho como captadoras de micro-ondas. A escolha entre um refletor e uma antena lente depende de vários fatores, entre os quais:

- a) o refletor é muito mais simples de se construir (que obedece a uma determinada lei da ótica), do que construir a superfície de uma lente.

Fig. 2.1



Antena Paraboloidal



Antena Lente

- b) as antenas lente tem muito pouca reflexão à radiação se comparada com a refletora.
- c) o mais complexo comportamento da antena lente é compensado devido a grande diretividade do seu feixe, evitando-se assim as perdas.

Arranjos de antenas em fase serão as primeiras a serem usadas em navios e aviões.

A tendência para a comunicação digital é irreversível. Microcomputadores e microprocessadores serão necessários nesses terminais, para comutação e sinalização. Por exemplo: ajudarão na disposição de dados e transmissão de sinais de telemetria; facilitarão a comutação entre sistemas redundantes; preverão a demanda e a capacidade da portadora; deverão sincronizar e controlar o multiplex no tempo e os sistemas de multiplo acesso.

A estação terrestre deverá ser a mais automática possível, pois deverá ter um grande número de tráfego digital.

O rápido crescimento de novos serviços também deverá ser digital, particularmente a parte de interconecção de computadores e fac-simile de alta velocidade.

A segunda década dos satélites de comunicação mostranos, portanto, muito mais progresso que a primeira, com a existência de muitos serviços em expansão e a introdução de novas modalidades de serviço e de aplicações orientadas.

CAPÍTULO III

MECÂNICA CELESTE

3.1 - INTRODUÇÃO

Para um observador na superfície da terra, parece que o mesmo é o centro de uma esfera de raio infinito na qual todos os outros corpos se movem de leste para Oeste. Tal esfera, de raio infinito, mas com seu centro não mais no observador, e sim no centro da terra, é útil na solução de problemas de astronomia e navegação. Tratamos no caso da chamada Esfera Celeste.

A fim de ser possível situar um corpo (planeta, estrela, satélite, etc.) na esfera celeste, são necessários alguns pontos e círculos máximos de referência. Os pontos e círculos máximos independentes da posição do observador são (fig. 3.1):

- 1 - Polos Celestes P_N e P_S , que são as interseções do prolongamento do eixo da terra com a esfera celeste;
- 2 - O Equador Celeste $EQWQ'$, que é a interseção do plano do equador terrestre com a esfera celeste;
- 3 - Os Meridianos Celestes, que são os círculos máximos da esfera celeste que passam por P_N e P_S .

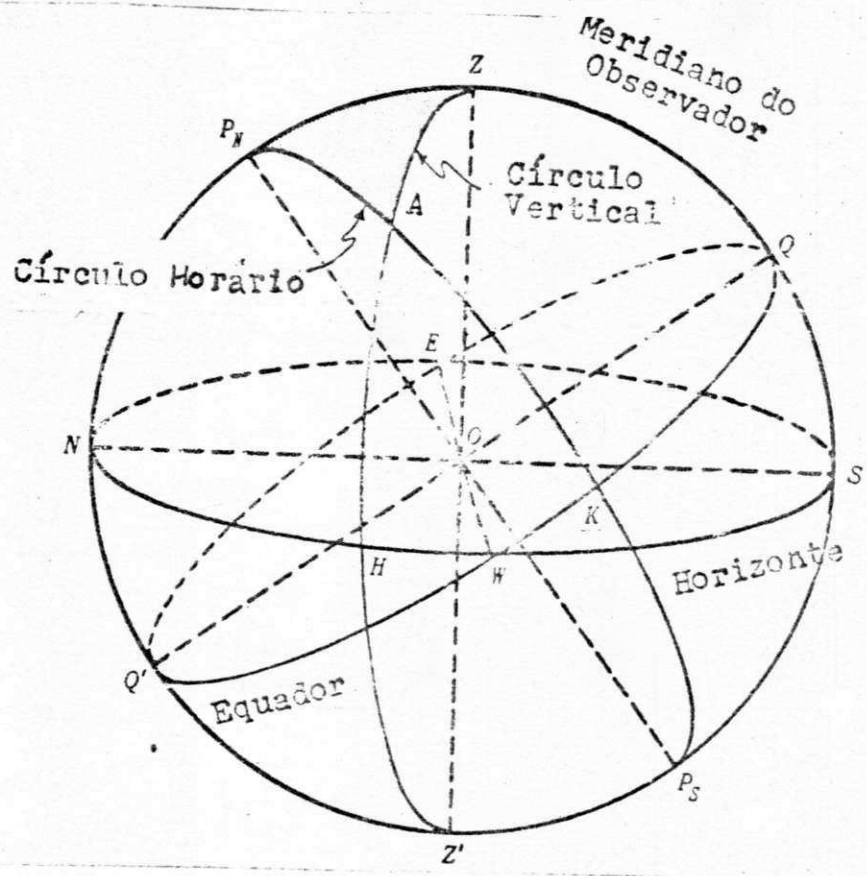


fig. 3.1

A Esfera Celeste -

Os pontos e círculos máximos que dependem da posição do observador são:

- 1 - O Zenite, que é um ponto Z na esfera celeste sobre o observador, isto é, a interseção da vertical que passa pelo observador com a esfera celeste.
- 2 - O Nadir, que é um ponto Z' diametralmente oposto a Z. Note-se que Z e Z' são as interseções com a esfera celeste da linha que une a posição do observador ao centro da terra.
- 3 - O Horizonte do observador ou Horizonte Racional, que é um círculo máximo NESW e cujo polo é Z.
- 4 - O Meridiano do Observador ou Meridiano Local, que é o meridiano $P_N Z P_S$ que passa pelo zenite.

Para um corpo celeste "A":

- 1 - O Círculo Vertical do astro "A" é o círculo máximo ZAHZ', sendo H sua interseção com o horizonte.
- 2 - A Altura (a) do astro "A" é sua distância angular ao horizonte. A altura \widehat{HA} é + ou -, conforme "A" esteja acima ou abaixo do horizonte.
- 3 - A Distância Zenital (Z) do astro "A" é $90^\circ - (\text{altura de A}) = co-a$.
- 4 - O Azimuth (Az) do astro "A" é o ângulo $\widehat{P_N ZA}$ entre

o meridiano do observador e o círculo vertical que passa por "A". É medido ao longo do horizonte, no ponto N em direção ao leste, até H. Para um astro a leste, o azimute é menor que 180° ; quando a oeste é maior que 180° .

- 5 - O Círculo Horário ou Círculo de Declinação do astro "A" é o círculo máximo P_NAKP_S . K é a sua interseção com o equador.
- 6 - A Declinação (δ) do astro "A" é a sua distância angular do equador. A declinação (\widehat{KA}) é "+" ou "-" de acordo com a posição de "A" ao norte ou ao sul do equador.
- 7 - A Distância Polar ($co-\delta$) do astro "A" é ($90^\circ - \text{declinação de "A"}$)
- 8 - O Ângulo Horário do astro "A" é o ângulo $\widehat{ZP_NA}$ entre o meridiano do observador e o círculo horário passando por "A". É medido em direção ao oeste, a partir do meridiano do observador, de 0° a 360° . Devido à rotação da terra, o círculo parece variar de 15° cada hora ($360^\circ + 24 = 15$); mede-se, então, o ângulo horário em unidades de tempo, de 0 horas a 24 horas.

3.2 - SISTEMAS DE COORDENADAS

No sistema horizontal ou azimutal toma-se como referência os planos do horizonte do observador e do vertical do astro "A".

As coordenadas de "A" são:

$a = \text{altura} = \widehat{HA}$, que é medida com um teodolito;

$A_z = \text{azimute}$, $\widehat{P_NZA}$ ou \widehat{NEH} , medido com a alidade de uma agulha giroscópica ou magnética.

No sistema de coordenadas horária ou sistema equatorial, tomando-se como referência os planos que contem o equador e o círculo horário, teremos como coordenadas de "A":

$\delta = \text{declinação} = \widehat{KA}$

$t = \text{ângulo horário} \widehat{ZP_NA}$

3.3 - TRIANGULO DE POSIÇÃO

Para o corpo celeste "A", o triângulo esférico celeste P_NAZ é formado pelo meridiano do observador, P_NZ , o círculo horário P_NA e o círculo vertical ZA . Para um observador no hemisfério Sul o triângulo será P_SAZ ; quando não se faz referência ao polo, designa-se este triângulo por PAZ . Os elementos do triângulo são:

I - lado $\widehat{AZ} = Z = \text{co-}a = \text{distância zenital de "A"} = 90^\circ - (\text{altura de A})$

- 2 - lado $\widehat{AP}_N = \text{co-}\delta =$ distância polar de A = $90^\circ -$ (declinação de A)
- 3 - lado $\widehat{ZP}_N = \text{co-}\phi =$ colatitude do observador = $90^\circ - \widehat{QZ} = 90^\circ -$ (latitude do observador) para o hemisfério norte = $90^\circ +$ (latitude do observador) para o hemisfério sul.
- 4 - ângulo $\widehat{P}_NZA = A_Z =$ azimute de A (se A está a oeste do meridiano do observador)
- 5 - ângulo $\widehat{ZP}_NA = t =$ ângulo horário de A (se A está a oeste do meridiano do observador) e = $360^\circ -$ (ângulo horário de A) se A está a leste do meridiano do observador.
- 6 - ângulo \widehat{ZAP}_N é denominado ângulo paralático e não têm importância especial no cálculo da navegação. Quando a altura, declinação e ângulo horário (ou azimutal) de um corpo celeste são conhecidos, a latitude de um observador pode ser solucionada pela solução do triângulo PAZ.

3.4 - LEIS QUE REGEM O MOVIMENTO DE VEÍCULOS ESPACIAIS

Qualquer corpo celeste sofre influência de todos os outros corpos que o cercam. Em maior ou menor proporção, dependendo da massa e da distância entre eles. Esta influência, ou

atração, é denominada de gravitação universal.

A força de atração entre dois corpos é calculada pela Lei de Newton:

$$F = \frac{G \cdot M \cdot m}{r^2} \quad (\text{Eq. 3.1})$$

Onde:

F = força de atração, dirigida de um corpo a outro, na direção da reta que os une.

r = distância entre os dois corpos.

M e m = massas dos dois corpos.

G = constante de gravitação universal.

No sistema MKS

$$G = 6,673 \times 10^{-11} \text{ N.m}^2/\text{kg}^2 \quad (\text{Eq. 3.2})$$

sendo

$$G = L^3 M^{-1} T^{-2}$$

A primeira medição precisa de "G" foi efetuada por Cavendish em 1798. O valor de "G" atualmente usado foi obtido por P. R. Heyl, em 1942, que é o valor dado em (3.2) com aproximação de $0,003 \times 10^{-11} \text{ N.m}^2/\text{kg}^2$. Observe-se que de os corpos tem uma simetria esférica "r" é a distância entre seus centros.

3.5 - LEIS DE KEPLER

- a) Lei das Órbitas: todos os planetas se movem em órbitas elípticas das quais em um dos focos se encontra o sol.
- b) Lei das Áreas: uma reta que vai de qualquer planeta ao sol varre áreas iguais em tempos iguais.
- c) Lei dos Períodos: o quadrado do período de revolução de qualquer planeta ao redor do sol, é proporcional ao cubo de sua distância média ao sol.

Não resta dúvida que as leis acima são apenas aproximações. As órbitas, previstas por estas leis são ainda perturbadas por outras forças causadas pela influência de outros astros.

Devido a proximidade dos satélites à terra é desprezível a influência de outros astros sobre o mesmo. No entanto em se tratando de sondas interplanetárias (destinadas à sondagem de Marte e Vênus, por exemplo) esta influência deve ser levada em conta e um estudo mais aprimorado de órbitas e influências deverá ser efetuado. Para um estudo mais preciso deve-se levar em consideração, também, a forma elipsoidal da terra.

3.6 - POTENCIAL GRAVITACIONAL DA TERRA

O raio equatorial da terra é dado por:

$$R_{eq} = 6.370 \text{ Km} \quad (\text{Eq. 3.3})$$

O raio polar é:

$$R_{pol} = 6.350 \text{ Km} \quad (\text{Eq. 3.4})$$

O potencial gravitacional da terra é:

$$U = \frac{G.M}{r} \quad (\text{Eq. 3.5})$$

Baseada na (Eq. 3.1) passará a ser, com boa aproximação:

$$U \approx \frac{GM}{r} \left[1 - 1,0827 \times 10^{-3} \frac{R^2}{r^2} \left(\frac{3 \cdot \cos 2L + 1}{4} \right) \right] \quad (\text{Eq. 3.6})$$

onde:

U = potencial de gravitação;

$GM = 3,99245 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$;

r = raio vetor entre o centro da terra e o centro do satélite;

$R = 6,3782 \times 10^6 \text{ m}$;

L = latitude terrestre do satélite;

Na parte mais baixa da atmosfera o satélite está sujeito ao atrito devido a maior densidade da camada atmosférica. Isto é, quanto mais baixa a órbita do veículo espacial, o atrito provocado com as moléculas de gás faz diminuir a sua

energia e em consequência a sua altura; aumentando- então o atrito, o satélite tende a ser destruído por combustão. A pressão de irradiação devido a luz do sol, denominado "vento solar", tem pouca influência.

A vida útil do satélite pode ser avaliada em função da altura de perigeu (distância mínima do satélite a terra); ao apogeu chama-se a distância máxima do satélite a terra.

A tabela abaixo nos dá uma idéia do que foi dito acima:

<u>PERIGEU</u>	<u>VIDA MÉDIA</u>
200 Km	alguns dias
300 Km	algumas semanas
400 Km	alguns meses
500 Km	alguns anos
700 Km	alguns séculos

Nos dois primeiros casos são utilizados os satélites espões, porque com a sua baixa altitude permite avaliar, por qualquer processo, a missão a que lhe foi destinado e sendo posteriormente destruído pelo atrito. É praxe a notificação do lançamento de um veículo espacial. Mas no caso acima citado, como era de se esperar, a notificação não é feita... mas oficiosamente sabe-se da existencia dos mesmos.

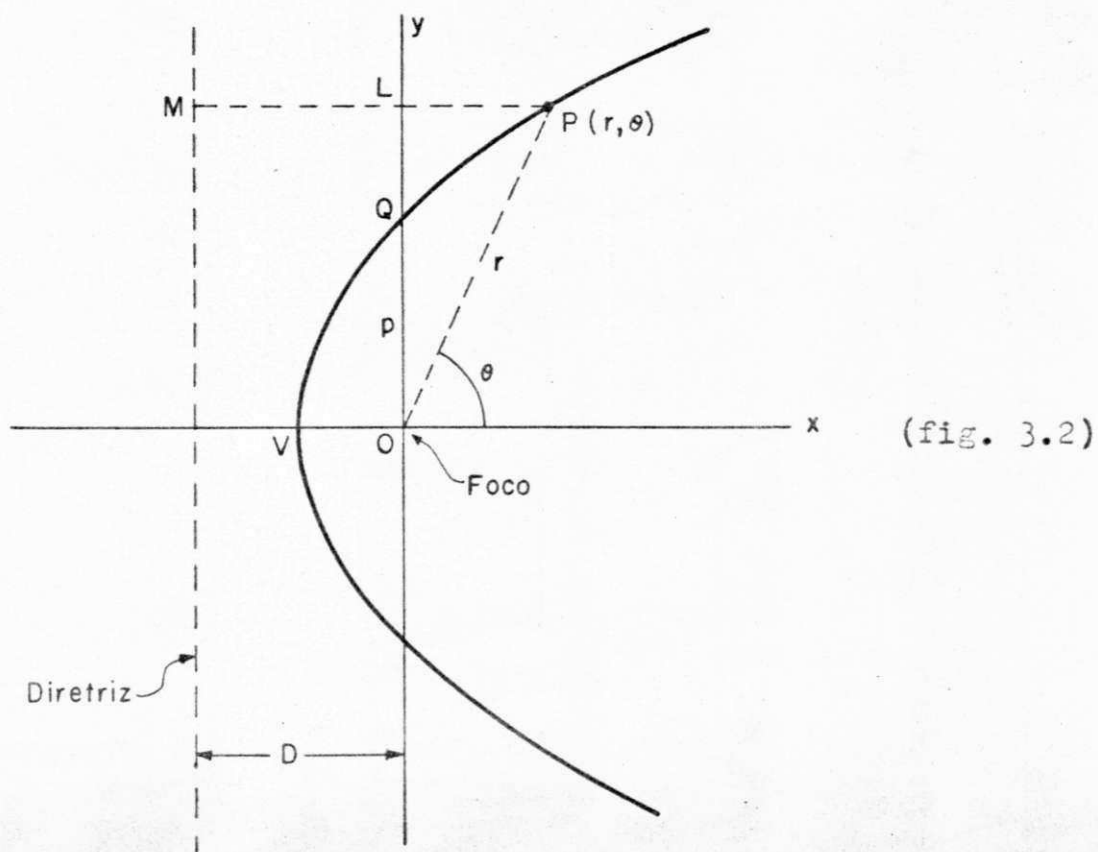
3.7 - ÓRBITAS NÃO PERTURBADAS

Tomando-se o polo em um dos focos, a equação polar de uma seção cônica é dada pela fórmula:

$$r = \frac{p}{1 + \cos\theta} \quad (\text{Eq. 3.7})$$

Se o ponto "P" moveu-se de tal maneira que sua distância a um ponto fixo (foco) dividida por uma distância a uma reta fixa (diretriz) é uma constante "e" (excentricidade), então a curva descrita por "P" é chamada cônica (assim denominada porque a curva pode ser obtida pela interseção de um plano e um cone em diferentes ângulos).

Se o foco é escolhido na origem "O" (fig. 3.2) a equação da cônica em coordenadas polares (r, θ) é, se $OQ = p$ e $LM = D$, a (Eq. 3.7).



Em se tratando de mecânica celeste considera-se o caso em que $e \neq 0$, não deixando de ser válida a (Eq. 3.7) para outros valores de "e", como por exemplo $e < 0$.

Para que a curva seja fechada, "r" deve ser finito, qualquer que seja o valor de θ , o que exige $|e| < 1$.

Os valores extremos de "r" serão:

$$\text{para } \theta = 0 \quad r_1 = \frac{p}{1 + e} \quad (\text{Eq. 3.8})$$

$$\text{para } \theta = \pi \quad r_2 = \frac{p}{1 - e} \quad (\text{Eq. 3.9})$$

Dividindo-se (Eq. 3.9) por (Eq. 3.8)

$$\frac{r_2}{r_1} = \frac{1 + e}{1 - e} \quad (\text{Eq. 3.10})$$

$$\text{Se } e < 0 \quad r_2 < r_1$$

$$\text{Se } e = 0 \quad r_2 = r_1 \quad (\text{círculo})$$

$$\text{Se } e > 0 \quad r_2 > r_1$$

O eixo maior da cônica é dado por:

$$2a = r_1 + r_2$$

Substituindo-se os valores de (Eq. 3.8) e (Eq. 3.9) em (Eq. 3.11) temos:

$$2a = \frac{p}{1 + e} + \frac{p}{1 - e} = p \left(\frac{1}{1 + e} + \frac{1}{1 - e} \right)$$

$$2a = \frac{2p}{1 - e^2} \quad (\text{Eq. 3.12})$$

Donde tiramos:

$$p = a(1 - e^2) \quad (\text{Eq. 3.13})$$

Se $|e| = 1$, r será infinito e teremos uma parábola em (Eq. 3.8)

Se $|e| > 1$, r será infinito para as direções definidas por $\cos\theta = -\frac{1}{e}$ na (Eq. 3.7).

$$\text{De } r = \frac{p}{1 - e\cos\theta} = \frac{eD}{1 - e\cos\theta}, \text{ ou seja, no caso da ge-}$$

ratriz estar à esquerda do polo "0", temos:

Se $e < 1$ \longrightarrow elipse

Se $e = 1$ \longrightarrow hipérbole

Se $e > 1$ \longrightarrow parábola

Como se sabe, a camada de ar que envolve a terra provoca um certo atrito em objetos ascendentes ou descendentes que a atravessarem. Por este motivo existe um ponto de injeção mínimo do satélite, que deve ser a uma altura "h" que varia de local para local (pois depende da latitude) mas que fica em torno de 150 a 200 Km. Nesta altura o satélite conta com uma velocidade inicial (que é a final do foguete propulsor) que permitirá que o mesmo atinja e permaneça numa órbita pré-fixada.

Comparando-se as equações (Eq. 3.8) e (Eq. 3.13)

$$a = \frac{r_1(1+e)}{1-e^2} = \frac{r_1}{1-e} \quad (\text{Eq. 3.15})$$

Sabe-se que:

$$V^2 = GM\left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a}\right) \quad (\text{Eq. 3.16})$$

que se obtém a partir das equações de Kepler.

Onde:

V = módulo da velocidade;

G = constante da gravitação universal;

M = massa da terra.

Teremos:

$$V^2 = GM\left(\frac{2}{r_1} - \frac{1-e}{r_1}\right)$$

$$V^2 = \frac{GM}{r_1}(1+e) \quad (\text{Eq. 3.17})$$

Para as condições iniciais:

$$V_o^2 = \frac{GM}{r_1} \quad (\text{Eq. 3.18})$$

e

$$V^2 = V_o^2(1+e) \quad (\text{Eq. 3.19})$$

e

$$e = \frac{V^2}{V_o^2} - 1 \quad (\text{Eq. 3.20})$$

Analizando-se conjuntamente os valores de (Eq. 3.20) com (Eq. 3.10), concluímos:

	Eq. 3.20	Eq. 3.10	
a) Se $V < V_0$	$e < 0$	$r_2 < r_1$	o satélite cai na terra.
b) Se $V = V_0$	$e = 0$	$r_2 = r_1$	a órbita é circular.
c) Se $1 < \frac{V^2}{V_0^2} < 2$	$0 < e < 1$	$r_2 > r_1$	órbita elíptica
d) Se $V = V_0 \sqrt{2}$	$e = 1$	$r_2 = \infty$	o satélite descreve uma parábola e escapa à atração terrestre

O valor de V_0 em função da altitude é dado pela fig. 3.3

A inclinação do plano da órbita é caracterizado pelo ângulo de inclinação, "i". Este ângulo é o ângulo do plano da órbita com o equador terrestre, contado no sentido trigonométrico.

3.8 - FORÇAS CENTRAIS

Quando tivermos um ponto material "P", de massa "m", submetido a ação de uma força \vec{f} , diz-se que \vec{f} é uma força central de polo "O", se a sua linha de ação contém sempre o ponto "O" fixo, qualquer que seja "P".

Pela (Fig. 3.4)

$$(P - O) \times \vec{f} = 0 \quad (\text{Eq. 3.21})$$

"x" = produto vetorial

isto porque o ângulo formado entre $(P - O)$ e \vec{f} é 0° e $\text{sen}0^\circ = 0$

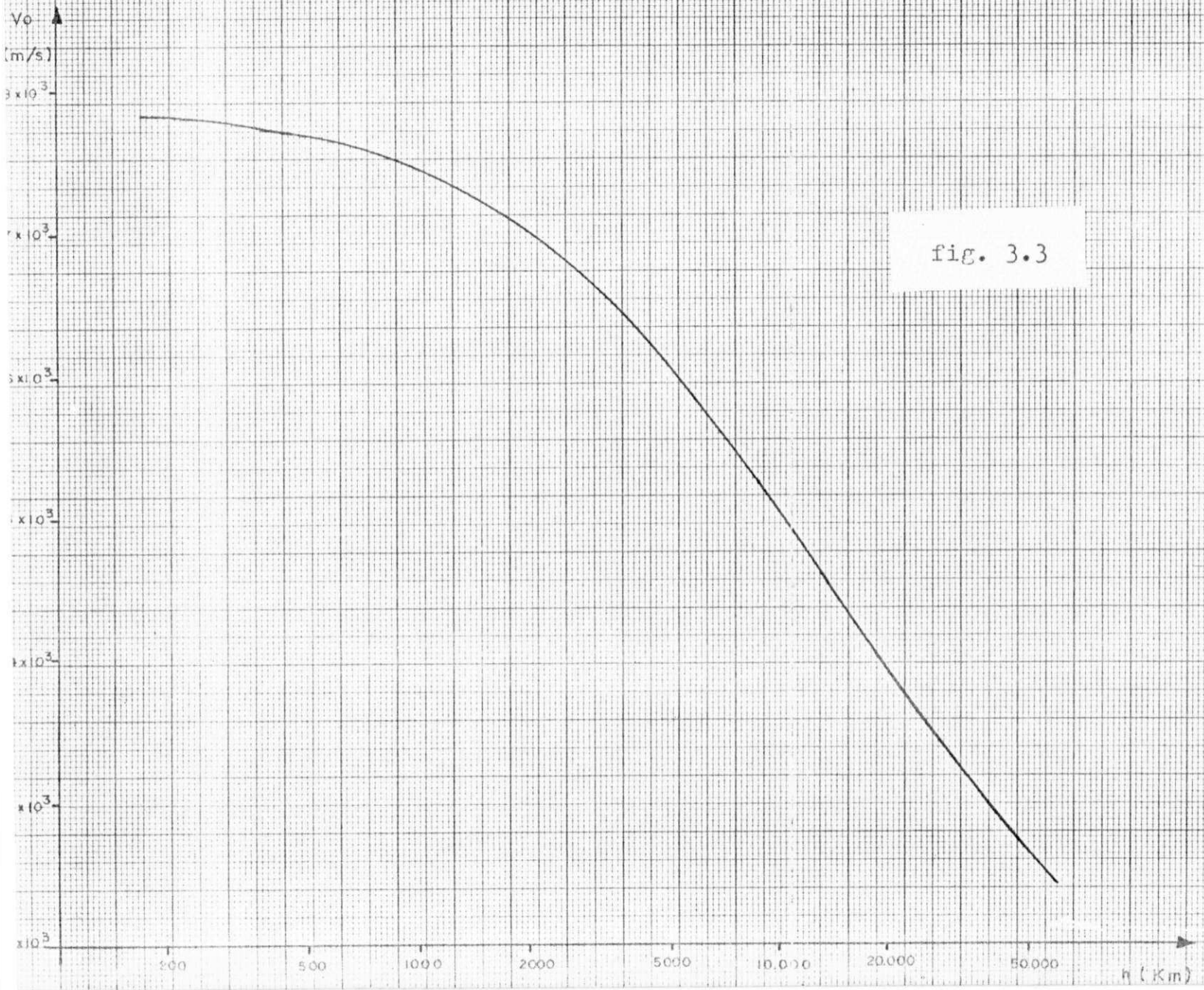
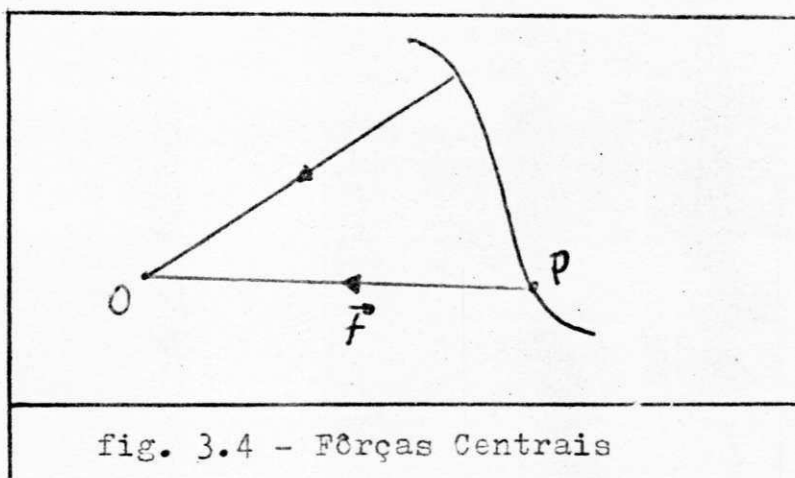


fig. 3.3



O movimento derivado da fôrça central é denominado de movimento central. "Todo movimento central é plano e o plano da trajetória contem o centro de fôrças!"

Provemos a afirmativa acima:

Da segunda Lei de Newton

$$\vec{f} = m \frac{d^2 \vec{X}}{dt^2} \quad (\text{Eq. 3.22})$$

Comparando-se a (Eq. 3.21)

$$(\vec{P} - \vec{O}) \times m \frac{d^2 \vec{X}}{dt^2} = 0 \quad (\text{Eq. 3.23})$$

$$\text{Más } (\vec{P} - \vec{O}) \times m \frac{d^2 \vec{X}}{dt^2} = m \frac{d}{dt} \left[(\vec{P} - \vec{O}) \times \frac{d\vec{X}}{dt} \right] \quad (\text{Eq. 3.24})$$

Pois, nos baseamos na igualdade vetorial:

$$\frac{d}{du} (\vec{A} \times \vec{B}) = \vec{A} \times \frac{d\vec{B}}{du} + \frac{d\vec{A}}{du} \times \vec{B} \quad (\text{Eq. 3.25})$$

Pode-se concluir que:

$$(P - O) \times \frac{dX}{dt} = \vec{C}, \text{ porque sua } \quad (\text{Eq. 3.26})$$

derivada é zero.

Como \vec{C} é uma grandesa que se mantem constante para to do instante do movimento, ela poderá ser dada pelas condições iniciais P_0 e V_0 , isto é:

$$\vec{C} = (P_0 - O) \times V_0 \quad (\text{Eq. 3.27})$$

com
$$V_0 = \frac{dX}{dt} \quad (\text{Eq. 3.28})$$

Dependendo, então, do valor de \vec{C} o movimento poderá ter as seguintes características:

a) admita-se que $\vec{C} \neq 0$;

Da (Eq. 3.26), temos:

$$(P - O) \times \frac{dX}{dt} = \vec{C}$$

Multiplicando-se escalarmente ("." será denominado produto escalar) os membros por $(P - O)$, temos:

$$(P - O) \cdot (P - O) \times \frac{dX}{dt} = (P - O) \cdot \vec{C} \quad (\text{Eq. 3.29})$$

$(P - O) \cdot \vec{C} = 0$ (porque os dois vetores são perpendiculares) e $\cos 90^\circ$ é zero. O que temos é então a equação de um plano que contém "O" e é perpendicular a \vec{C} .

b) admita-se que $\vec{C} = 0$

Sabe-se que:

$$(P - O) \times \frac{dX}{dt} = 0$$

Tomemos um vetor unitário \vec{R} dado por:

$$\vec{R} = \frac{(P - O)}{|P - O|} \quad \text{e} \quad |P - O| = r, \quad \text{ou seja}$$

$$P = O + r\vec{R} = X \quad (\text{Eq. 3.30})$$

Substituindo-se o valor acima em (3.26) temos:

$$r\vec{R} \times \left(\frac{dr}{dt}\vec{R} + r \frac{d\vec{R}}{dt} \right) = r^2\vec{R} \times \frac{d\vec{R}}{dt} = 0 \quad (\text{Eq. 3.31})$$

Isto implica em $\frac{d\vec{R}}{dt} = 0$, ou seja $\vec{R} = \text{constante}$, que é a equação de uma reta que passa por "O".

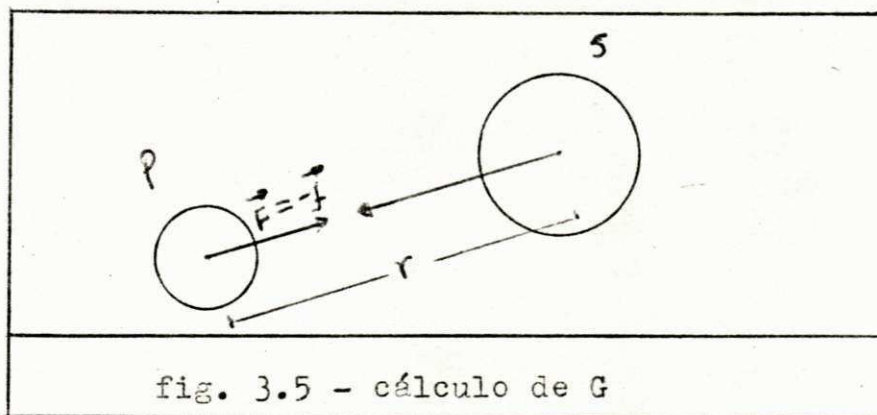
A conclusão do que foi exposto acima é que as órbitas dos satélites, em particular, estão num plano previamente estabelecido e que este plano passa pelo centro da terra. Não se pode ter um satélite cuja órbita esteja num plano paralelo ao plano formado pelo equador, por exemplo; excessão se dá ao equador, porque passa pelo centro da terra.

A partir das leis de Kepler, Newton concluiu que a força que age a cada instante sobre um determinado planeta é central, com centro no sol, inversamente proporcional ao quadrado das distâncias e diretamente proporcional a massa; o coe-

ficiente de proporcionalidade independe do planeta.

$$f = - \frac{\mu \cdot m}{r^2} \cdot \frac{\vec{r}}{r} \quad (\text{Eq. 3.32})$$

Tomemos por exemplo o sol (S) de massa "M" e um planeta (P) de massa "m" (fig. 3.5)



Pelo princípio da ação e da reação "P" irá aplicar sobre o sol uma força $\vec{F} = - \vec{f}$. (Eq. 3.33)

\vec{F} será dada por:

$$F = - \frac{\mu \cdot M}{r^2} \cdot \frac{(\vec{S} - \vec{P})}{r} \quad (\text{Eq. 3.34})$$

e

$$f = - \frac{\mu \cdot m}{r^2} \cdot \frac{(\vec{P} - \vec{S})}{r} \quad (\text{Eq. 3.35})$$

Como $(\vec{S} - \vec{P}) = - (\vec{P} - \vec{S})$ (Eq. 3.36)

Substituindo-se a (Eq. 3.34) e (Eq. 3.35) em (Eq. 3.33) teremos:

$$-\frac{\mu' \cdot M}{r^2} \cdot \frac{(\vec{S} - \vec{P})}{r} = \frac{\mu \cdot m}{r^2} \cdot \frac{(\vec{P} - \vec{S})}{r} \quad (\text{Eq. 3.37})$$

ou seja:

$$\mu' \cdot M = \mu \cdot m \quad (\text{Eq. 3.38})$$

Dividindo-se ambos os membros da equação anterior pelo produto $m \cdot M$, teremos:

$$\frac{\mu'}{m} = \frac{\mu}{M} = G \quad (\text{Eq. 3.39})$$

Então $\frac{\mu}{m}$ só depende do planeta e $\frac{\mu}{M}$ só depende do sol. "G" como já foi dito anteriormente é denominada constante da gravitação universal.

Na fig. 3.6 mostramos como é lançado e posicionado um satélite síncrono.

CAPÍTULO IV

SATÉLITES METEOROLÓGICOS

4.1 - INTRODUÇÃO

Os satélites meteorológicos destinam-se, principalmente, como o seu nome indica, a previsões meteorológicas. Vários tipos são lançados ao espaço por nações ou entidades científicas independentes. Os mais comuns são os da série NOAA para os países ocidentais. Existem outros satélites meteorológicos, russos; são fabricados em Obninski (Centro Hidrometeorológico da URSS) e são lançados em Plesetsk e não em Baikonur. Devido a outras informações suplementares suas características guardam uma certa reserva.

O NOAA é um veículo espacial, dos da série que são operados pelo National Environmental Satellite Service da Administração Nacional Oceânica e Atmosférica dos Estados Unidos. Ele faz parte de um grupo de satélites - os outros são satélites geoestacionários, com órbita em torno de 35.840 Km - que vai da experimental série TIROS e do satélite operacional da série TOS. TIROS é a sigla de Television Infrared Observation Satellite; TOS para o Tiros Operational System

em que os satélites são chamados de ESSA (Environmental Survey Satellite); ITOS, é a sigla de Improved TIROS Operational System. O primeiro deste tipo a ser lançado foi o TIROS.M, denominado então ITOS-1. Os sucessivos satélites da série ITOS foram denominados de NOAA e numerados consecutivamente.

Dos 1500 Km de altura, com uma órbita aproximadamente polar e aproximadamente circular o satélite NOAA consegue "ver" a terra continuamente. O período da órbita do veículo é de aproximadamente 115 minutos, notando-se assim que em cada passagem por um ponto a terra terá girado 29° para Este. A combinação do movimento do satélite com o movimento da terra permite varrer uma "tira" cuja largura é cerca de 3.400 Km.

Os satélites da série NOAA, depois do NOAA-1, não carregam câmeras. Levam um "Scanning Radiometer" que esquadri-nham a superfície do planeta e a atmosfera; esses resultados podem ser vistos em luz visível ou infravermelho e ainda sonda a coluna atmosférica para estudo da temperatura e do vapor d'água. Um monitor de partículas solares mede as partículas energéticas que fluem do sol para a terra. Existem duplicatas destes três instrumentos que vão a bordo:

- Scanning Radiometer (SR)
- Very-High-Resolution Radiometer (VHRR)
- Vertical Temperature Profile Radiometer (VTPR)

As imagens do Scanning Radiometer (SR) são disponíveis para uma estação de terra equipada convenientemente para captar os sinais emitidos pelo satélite. Esta imagem cobre uma área de 3.400 Km de largura por 8.000 Km de comprimento. Os dados captados pelo SR (de toda a terra) são também armazenados num gravador e remetidos para duas únicas estações americanas (Alaska e Virgínia), denominadas de Estações CDA. Estes sensores, no visível e no infravermelho, e suas imagens, podem detetar e analisar objetos a até 4 Km de profundidade (minas, lençóis subterrâneos, petróleo, etc.). As imagens do VHRR, que tem-se nos canais visível e infravermelho são similares a aquelas fornecidas pelo SR; Entretanto sua resolução é de 0,9 Km. Na captação do sinal o radiômetro de alta resolução opera como no SR. No entanto sua transmissão é mais complicada e as estações receptoras deverão operar na banda "S"; estações deste tipo existem na Virgínia, Alaska e também na Califórnia.

O radiômetro de perfil da temperatura vertical mede a energia infravermelha irradiada em seis intervalos estreitos de espectro da atmosfera- sua superfície ou nuvens altas. Estas medições são usadas para calcular a distribuição de temperatura vertical - ou perfil de temperatura - da atmosfera abaixo do satélite. A instrumentação também dá informação so

bre a umidade contida na coluna de atmosfera observada. Desta maneira pode-se ter a disposição de estudiosos do assunto uma total distribuição da temperatura vertical. Estes dados também são usados para o cálculo da energia geopotencial - que é a altitude num dado instante do nível de pressão específica na atmosfera. São remetidos diretamente para as estações CDA.

O monitor solar (SPM) que existe a bordo do NOAA detecta a chegada de partículas energéticas solares que vem em direção a terra. São remetidos para as estações CDA onde tornam-se parte da rotina de informações e planejamento para os efeitos geofísicos e eventos solares.

Os dados remetidos pelo radiômetro do NOAA são adaptados pelo National Environmental Satellite Service para servirem como base de estudo para meteorologistas, oceanógrafos e outros cientistas que se dediquem ao estudo do meio ambiente. Diariamente pode-se ter a temperatura da superfície da água do mar bem como as áreas livres de nuvens. Corrente marítimas, índice de poluição e localização de áreas de grandes cardumes também podem ser detetados pelo VHRR. Grandes blocos de gelo também podem ser localizados.

A maior parte desses blocos de gelo segue o mesmo ca-

minho. Eles se movem ao sul do paralelo 48 e se fixam nas correntes do Golfo do México, onde se dissolvem. Cerca de 7500 icebergs relativamente grandes se deslocam cada ano da costa ocidental da Groelandia e precisam de três anos para se dissolverem nas correntes do Golfo do México. Sete Oitavos da massa de um iceberg ficam dentro d'agua. Alguns desses dados mais específicos são remetidos ao centro nacional de meteorologia e posteriormente enviados para todos os locais de interesse por facsimile.

4.2 - OMM

A OMM (Organização Meteorológica Mundial) é um órgão especializado das Nações Unidas estabelecido com o objetivo de cooperar, melhorar e normalizar, os serviços que presta à meteorologia no mundo inteiro. Está constituída de mais de 130 membros.

A atmosfera terrestre constitui um conjunto que não pode ser dividido de acordo com as fronteiras políticas; além disso, o tempo e o clima de uma região são influenciados pelas condições meteorológicas existentes em zonas muito distantes. Esta organização estabelece também, um sistema de intercâmbio de informações meteorológicas entre distintos paí-

ses.

Com o avançado desenvolvimento da aviação exigiu-se nova e mais detalhada informação meteorológica, o que deu impulso extraordinário ao estudo do tempo.

Por outro lado, os revolucionários processos experimentados por outros ramos da ciência e da técnica, tal como as radiocomunicações e satélites meteorológicos, tem ajudado consideravelmente aos cientistas a fazer frente a novas tarefas.

CAPÍTULO V

ESTAÇÃO RECEPTORA DE SINAIS DE SATÉLITES PARA FINS METEOROLÓGICOS5.1 - INTRODUÇÃO

Como foi dito anteriormente, existem vários satélites meteorológicos transmitindo informações para as estações terrestres. Entre eles podemos citar o ESSA-8 (desativado), ITOS-D, NOAA-3 e NOAA-4.

Quando os primeiros satélites meteorológicos foram lançados levavam a bordo um Vidicon, cuja frequência de varredura horizontal é de 240 linhas por minuto (4 Hz); a partir do NOAA-2 passou-se a usar um radiômetro de varredura, cuja varredura horizontal é de 48 linhas por minuto (0,8 Hz).

5.2 - ÓRBITA

As órbitas são aproximadamente circulares e aproximadamente polares. Para os dois satélites mais comumente usados, temos os seguintes parâmetros:

NOAA-3	inclinação - 102,034°
	altura média - 1504,64 Km
	período - 116,08572 min
NOAA-4	inclinação - 101,673°
	altura média - 1451,04 Km
	período - 114,90368 min

Baseado nos dados acima, sabe-se com o auxílio da "folha de passagem", a hora, azimute e elevação da passagem do satélite. Esta "folha de passagem" foi-nos fornecida pelo INPE, especialmente para Campina Grande. As correções mensais são feitas baseadas nos dados de correção fornecidos pela National Environmental Satellite Center. A "folha de passagem" também nos dá um dado muito importante: o local e a hora do cruzamento com o equador, que é o que nos possibilita plotar o mapa da área varrida. Para isto também usa-se a "folha de gradeamento" (fig. 5.1 e fig. 5.2).

5.3 - RECEPÇÃO DO SINAL

O sinal transmitido pelo satélite é de 5 W e o mesmo é alimentado por baterias solares; isto que foi dito é válido para qualquer parte do planeta. A inclinação da órbita do satélite com o equador é preferida porque isto resulta numa precessão de órbita de 1° por dia, ou seja: 360° por ano, per

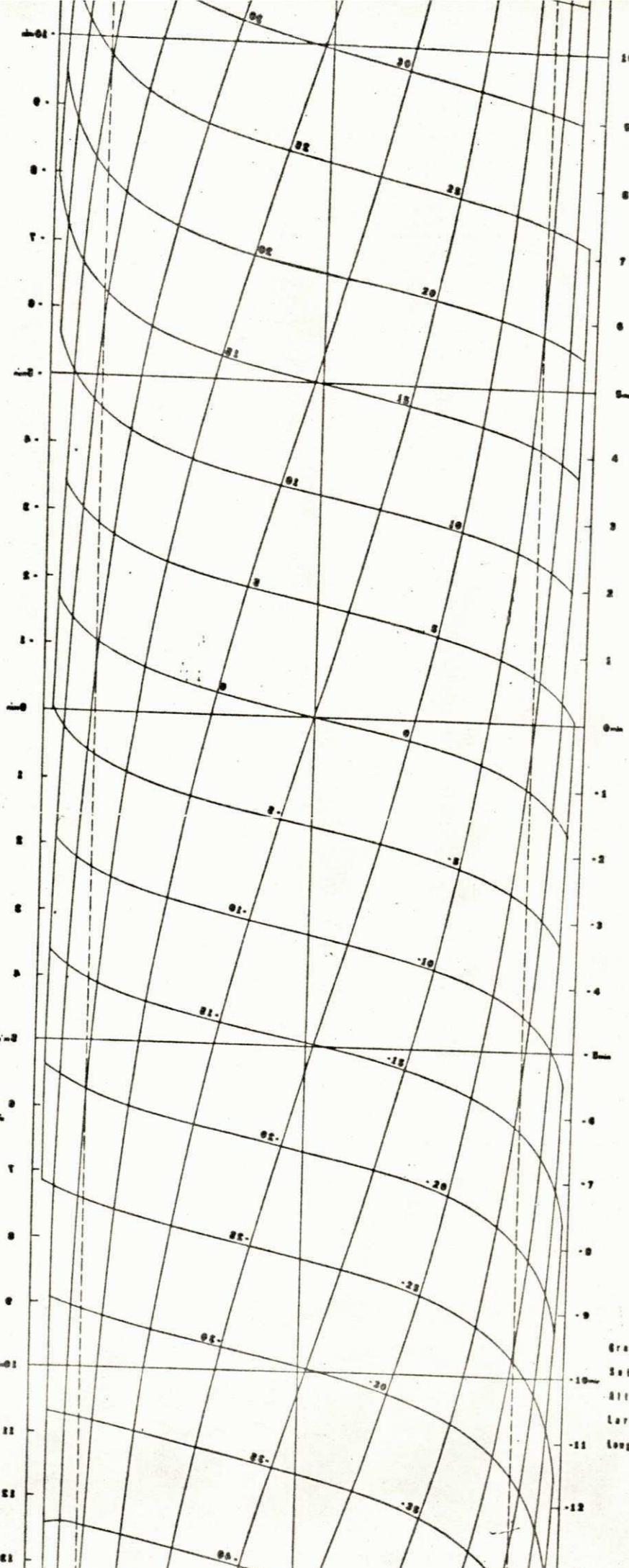


NOAA-3
DIURNO
0°

NOAA-3
NOTURNO
0°

ESTRADA
↓
100

NORTE
↑
100



Gradação APT - 10
Satélite NOAA-3 NOTURNO
Altura de 10 mil: 120mm
Largura da imagem: 90mm
Longitude cruzamento equador: 0°

Gradação APT - 10
Satélite NOAA-3 NOTURNO
Altura de 10 mil: 120mm
Largura da imagem: 90mm
Longitude cruzamento equador: 0°



INSTITUTO DE PESQUISAS ESPACIAIS

PREVISÃO DE PASSAGEM DE SATÉLITE

 SATÉLITE
 NOAA 4

 MÊS
 FEVEREIRO

 DATA
 17/ 2/76

ESTAÇÃO RECEPTORA				CRUZAMENTO COM O EQUADOR			ANOTAÇÕES
NOME		LATITUDE (GRAUS)	LONGITUDE (GRAUS)	HORARIO (TMG)	LONGITUDE (GRAUS)	ALTURA (KM)	
CAMPINA GRANDE		-7.2	-35.9	10:50:27	-32.7	1454.1	

HORARIO (TMG)			AZIMUTE (GRAUS)	ELEVACÃO (GRAUS)	PONTO SUBSATELITE		MINUTOS APÓS CRUZAMENTO	ANOTAÇÕES
H	MIN	SEG			LATITUDE (GRAUS)	LONGITUDE (GRAUS)		
10	42		18	2	24.6	-25.2	-8	
10	43		18	6	21.5	-26.2	-7	
10	44		18	9	18.4	-27.2	-6	
10	45	27	19	14	15.4	-28.1	-5	
10	46		19	19	12.3	-29.1	-4	
10	47		20	25	9.2	-30.0	-3	
10	48		21	32	6.1	-30.9	-2	
10	49		22	41	3.1	-31.8	-1	
10	50	27	24	52	-0.0	-32.7	0	
10	51		30	65	-3.1	-33.5	1	
10	52		54	80	-6.1	-34.4	2	
10	53		164	79	-9.2	-35.3	3	
10	54		184	64	-12.3	-36.2	4	
10	55	27	188	51	-15.4	-37.2	5	
10	56		191	40	-18.4	-38.1	6	
10	57		192	31	-21.5	-39.1	7	
10	58		192	24	-24.6	-40.1	8	
10	59		193	18	-27.7	-41.1	9	
11	0	27	193	13	-30.8	-42.2	10	
11	1		193	9	-33.9	-43.3	11	
11	2		194	5	-37.0	-44.5	12	
11	3		194	1	-40.1	-45.8	13	

fig. 5.2

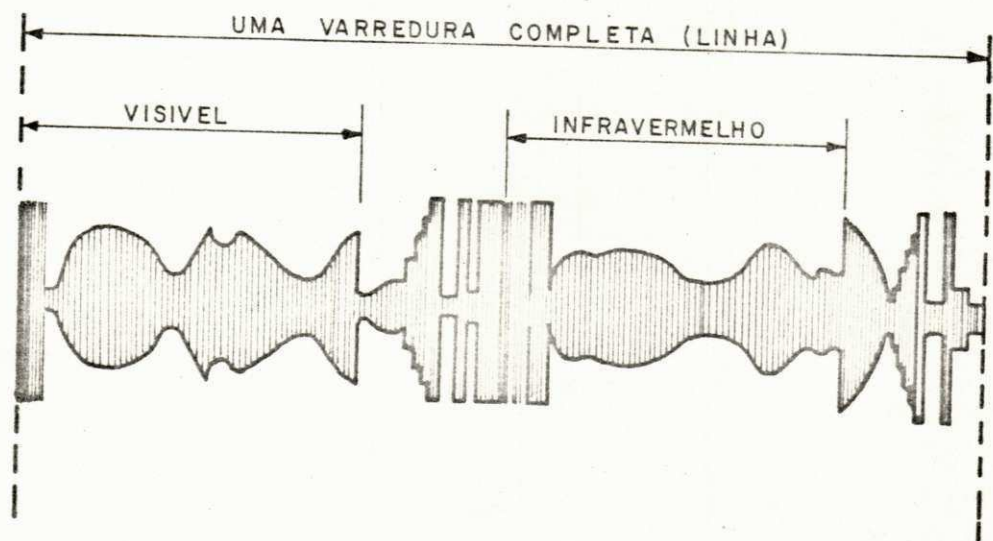
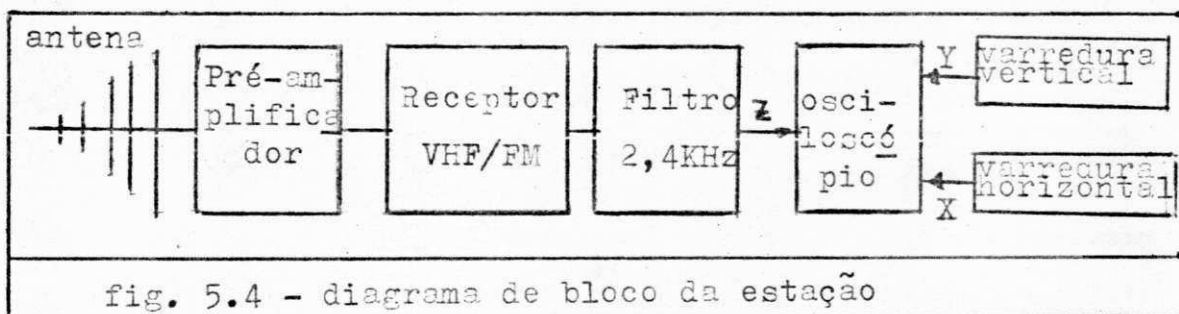


fig. 5.3

mitindo que suas células solares estejam sempre voltadas para o sol e o tempo de referência sendo o tempo solar para todas as partes do globo.

O sinal recebido em terra é uma portadora de VHF de 137,5 MHz (no caso do NOAA-4), modulada em frequência com $\Delta f = 10$ KHz, por uma subportadora de 2,4 KHz que está, por sua vez, modulada em amplitude pelo sinal de vídeo, formando assim um sistema AM/FM (fig. 5.3). Nesta figura podemos ver o espectro visível, o infravermelho, os pulsos de sincronismo, bem como outras informações. A estação por nós utilizada está esquematizada no diagrama de bloco da fig. 5.4



5.4 - ANTENA, PRÉ-AMPLIFICADOR E RECEPTOR

5.4.1 - ANTENA

Como o satélite está em constante movimento a antena deverá acompanhar o movimento do mesmo. O ideal seria uma YAGI cruzada ou uma antena helicoidal que acompanhasse automaticamente o movimento do satélite. Optamos por facilidade de construção e eficiência por uma YAGI simples (fig. 2.3)

de seis elementos: um dipolo, um refletor e quatro diretores. Foi construída com tubos de alumínio de 12,5 mm de diâmetro e, como suporte, um tubo ôco de PVC de 63,5 mm de diâmetro. Seu ganho é de 10 db e sua impedância de 300 Ω .

A sua largura de feixe é de aproximadamente 50° , implicando na captação do sinal não ser um processo crítico, com relação ao exato posicionamento da antena. A antena foi colocada num tripé que permite a sua movimentação no plano horizontal de 0° a 360° . Verticalmente a antena tem condições de ser movimentada de 0° a 180° . Foi construída de tal maneira que ainda permite um terceiro movimento: o de girar em torno do seu próprio eixo; este último necessário se faz para que se possa coincidir a antena com a direção da polarização e obter-se uma máxima intensidade de sinal. A intensidade deste sinal pode ser comparada de três maneiras: leitura no voltímetro; intensidade do sinal de áudio e ausência de ruído no sinal captado pelo osciloscópio.

Nas "fôlhas de passagem" o azimute é tomado com referência ao norte verdadeiro. Para localizar-se devidamente a antena procede-se da seguinte maneira:

- toma-se uma bússola de precisão e localiza-se o norte magnético;
- zera-se este ponto e desloca-se 23° para a direita

(sentido dos ponteiros do relógio), porque 23° é a "declinação magnética" de Campina Grande. Nesta posição o marcador de azimute é zerado.

- coloca-se a antena na horizontal (com um nível de bolha de precisão) e faz-se coincidir a marcação 0° com a linha de eixo da antena. Mecanicamente a antena está regulada e pronta para uso.

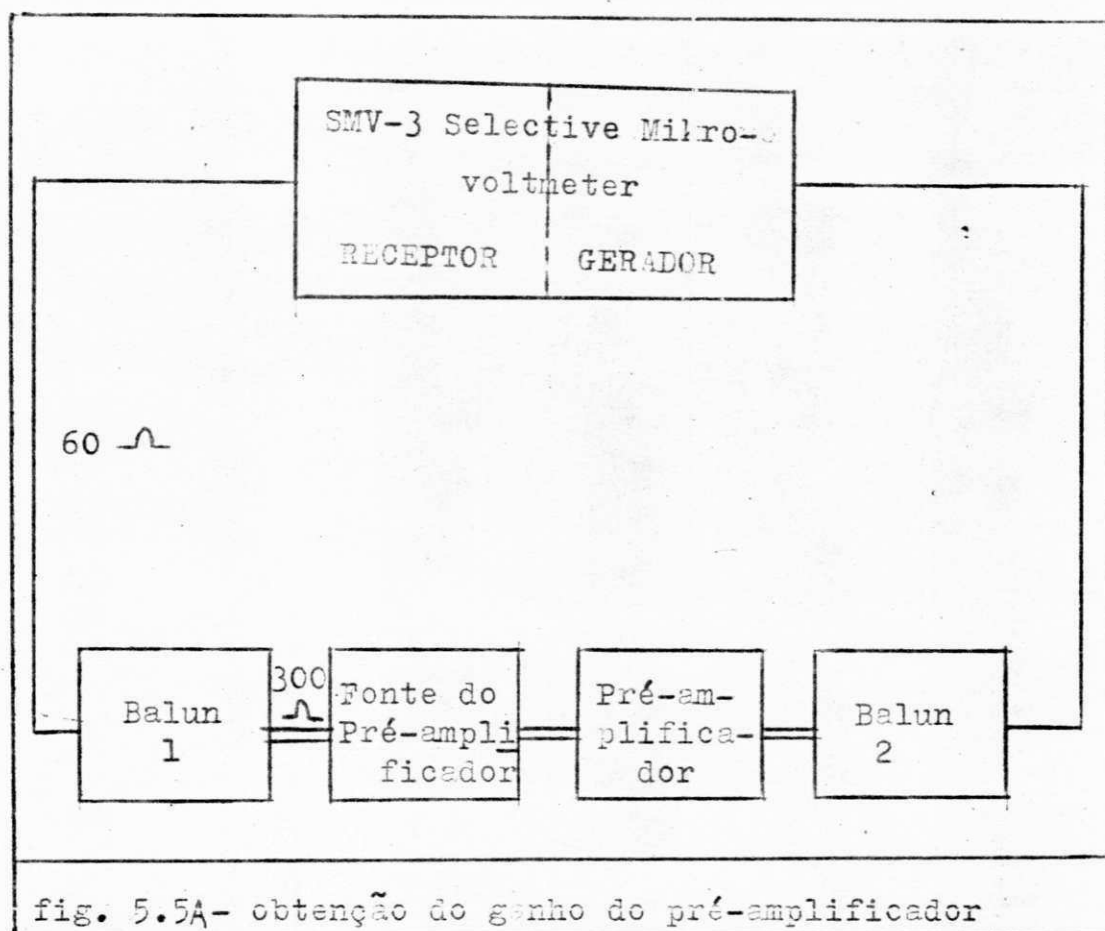
A captação de um melhor sinal é função da polarização que se dá a antena. A antena foi projetada para captar sinais na faixa de 135-138 MHz que é a utilizada por satélites meteorológicos polares.

5.4.2 - PRÉ-AMPLIFICADOR

O pré-amplificador usado foi um pré-amplificador comercial, tendo sido mudada as suas características de funcionamento. Foi colocado sobre a antena e entre a antena e o cabo de descida ao receptor.

5.4.2-a - OBTENÇÃO DO GANHO DO PRÉ-AMPLIFICADOR EM FUNÇÃO DA FREQUENCIA.

O diagrama de bloco é o mostrado na fig. 5.5A. Ligando-se a saída do Gerador Padrão do Microvoltímetro Seletivo diretamente com a entrada do Receptor obtém-se um sinal de referen



cia de $8,5 \mu\text{V}$, que denominaremos de V_0 . Coloquemos, então o pré amplificador com a sua fonte alimentadora. Os baluns 1 e 2 são necessários, para o acoplamento das linhas bifilares com o ca bo coaxial usado no equipamento.

Façamos então variar a *f*requencia do Gerador de 87 MHz a 220 MHz. Teremos no receptor um sinal amplificado de tensão V_1 , dado na tabela T.5.1; sempre que necessário uma mudança na escala do receptor deverá ser feita, para possibilitar uma leitura mais confiável.

f MHz	V _o μV	V ₁ μV	$G = 20 \cdot \log_{10} \frac{V_o}{V_1}$
87	8,5	166	25,8
100	8,5	182	26,6
120	8,5	38	13,0
125	8,5	27	10,0
130	8,5	19	7,0
137,5	8,5	15	5,0
140	8,5	14,4	4,6
145	8,5	14,2	4,5
150	8,5	15	5,0
155	8,5	17,5	6,3
170	8,5	42	13,8
180	8,5	71,5	18,5
190	8,5	107	22,0
200	8,5	135	24,0
210	8,5	113	22,5
220	8,5	67,5	18,0

T.5.i

Como vemos na tabela T.5.1, cujo gráfico correspondente é o da fig. 5.5 o pré-amplificador funcionando nestas condições e com estas características não nos serve, porque a frequência utilizada é de 137,5 MHz e o ganho é de apenas 5 db. Isto já era de se esperar pois o pré-amplificador se destina às faixas de TV comercial que fica compreendida entre 54 a 108 MHz e de 174 a 216 MHz. Os ganhos especificados pelo fabricante está compreendido entre 21 e 23 db para a primeira faixa e entre 22 e 24 db para a segunda faixa.

A solução encontrada foi a modificação das indutâncias internas do circuito do pré-amplificador, modificando-se as-

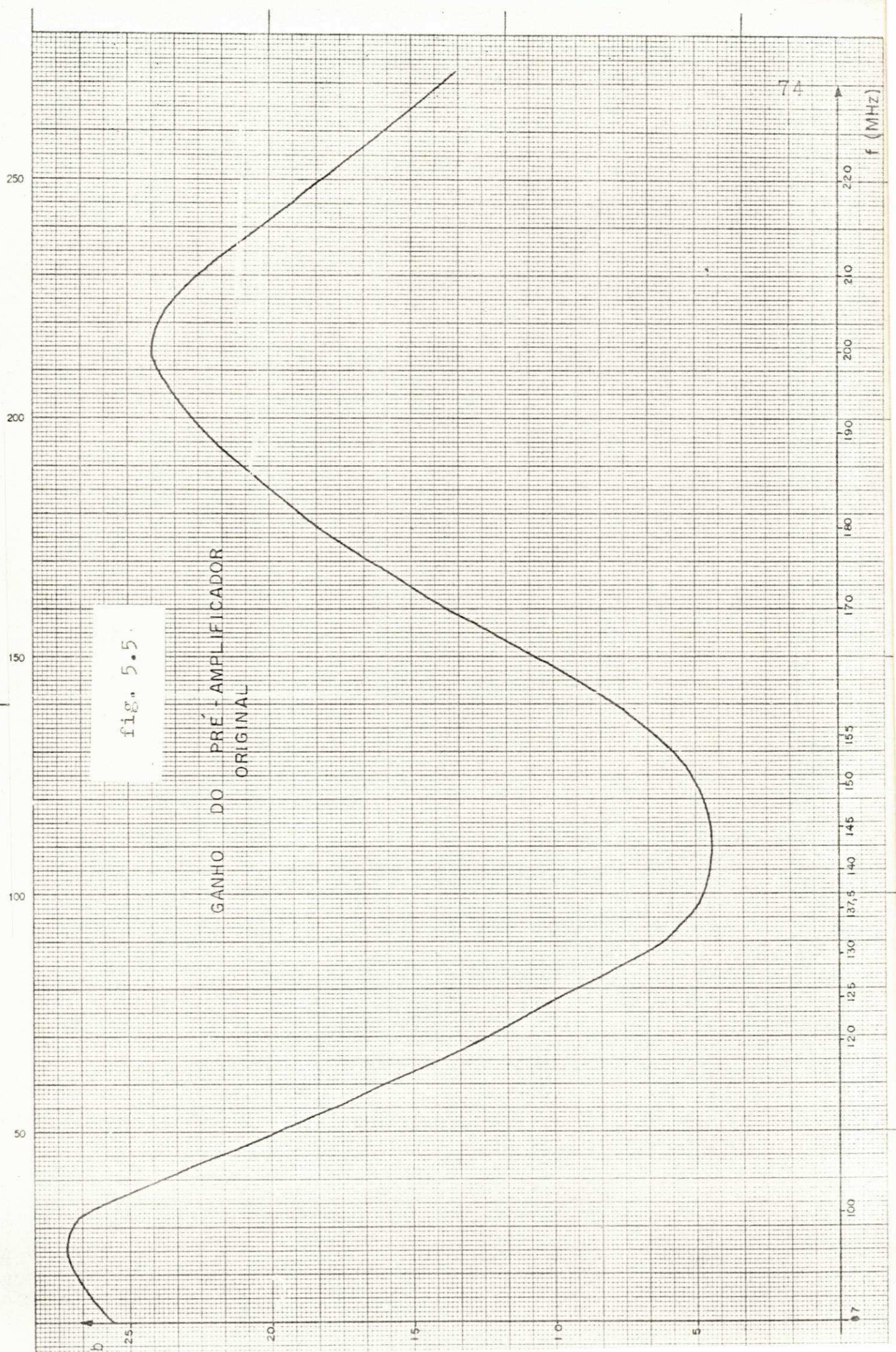


fig. 5.5

GANHO DO PRÉ-AMPLIFICADOR ORIGINAL

f (MHz)

b

sim suas características de ganho, em db, para diversas frequências (fig. 5.6). Após a modificação obtivemos, pelo mesmo processo de medição anterior, os valores constantes na tabela T.5.2. O gráfico correspondente a T.5.2 é o da fig. 5.7.

f MHz	V ₀ uV	V ₁ uV	$G=20 \cdot \log_{10} \frac{V_2}{V_1}$
87	8,5	120	23
100	8,5	190	26
120	8,5	160	25
125	8,5	135	24
130	8,5	130	23
137,5	8,5	105	22
140	8,5	95	21,8
145	8,5	80	19
150	8,5	60	17
155	8,5	45	14
170	8,5	42	13,8
180	8,5	29	10,8
190	8,5	24	9
200	8,5	28	10,3
210	8,5	28	10,3
220	8,5	13,5	4,0

T.5.2

Se para as frequências comerciais de TV o pré-amplificador ficou modificado, obtivemos melhores valores de ganho em torno da nossa frequência de operação. Ou seja: seu ganho aumentou de 5 db para 22 db.

5.4.2-b - MEDICÃO DO RUIDO DO PRÉ-AMPLIFICADOR

O diagrama de bloco da medição é apresentado nas fi-

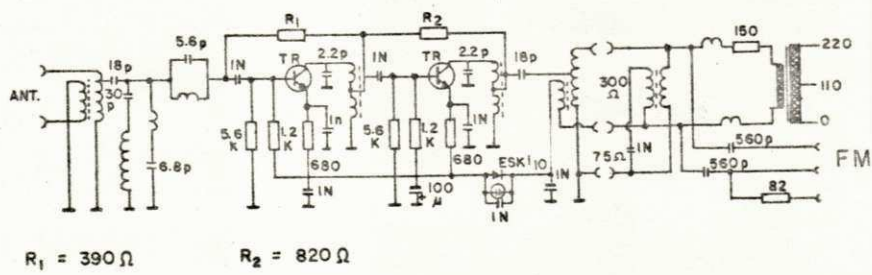


fig. 5.6

Circuito do Pré-amplificador

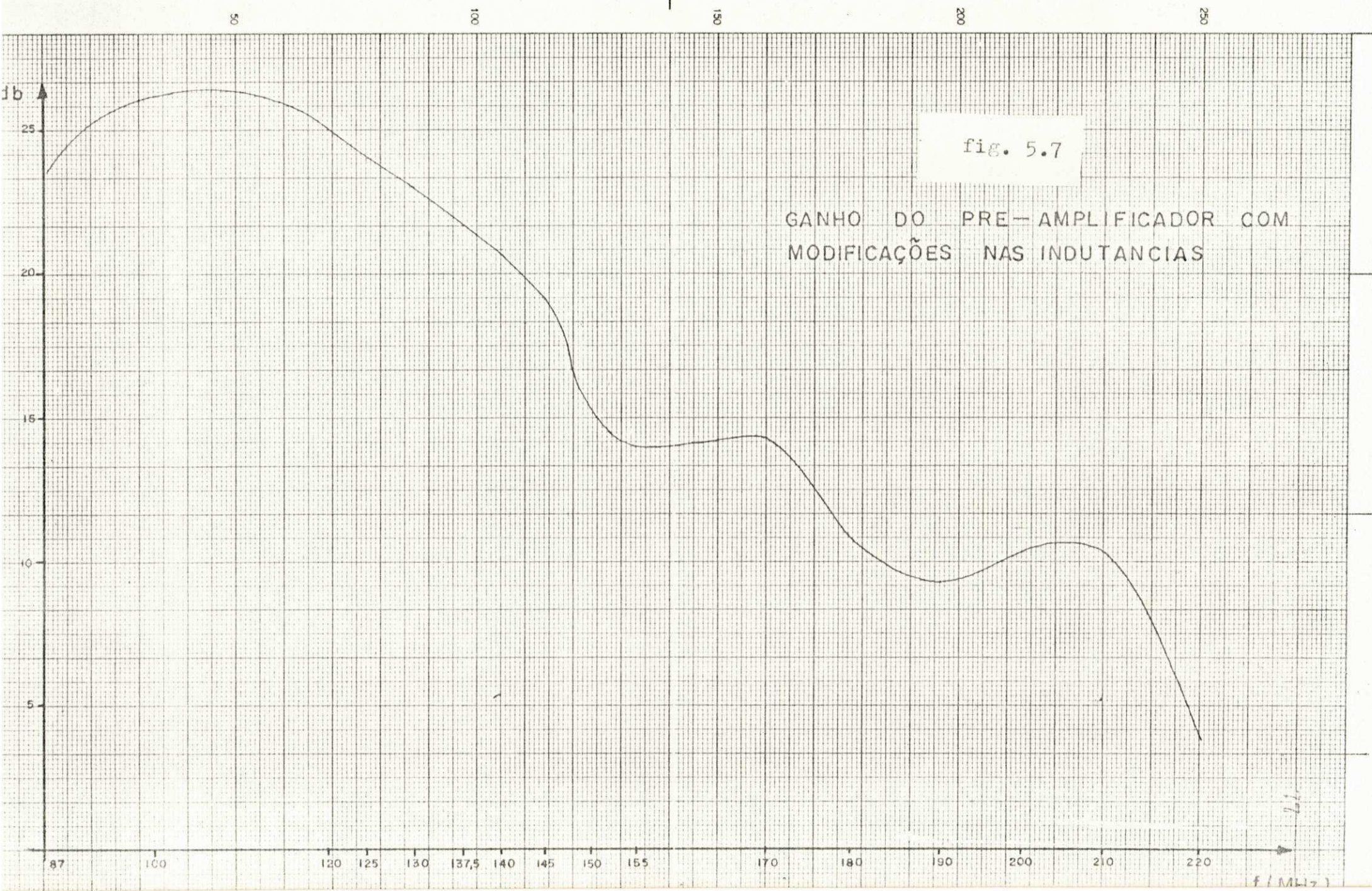
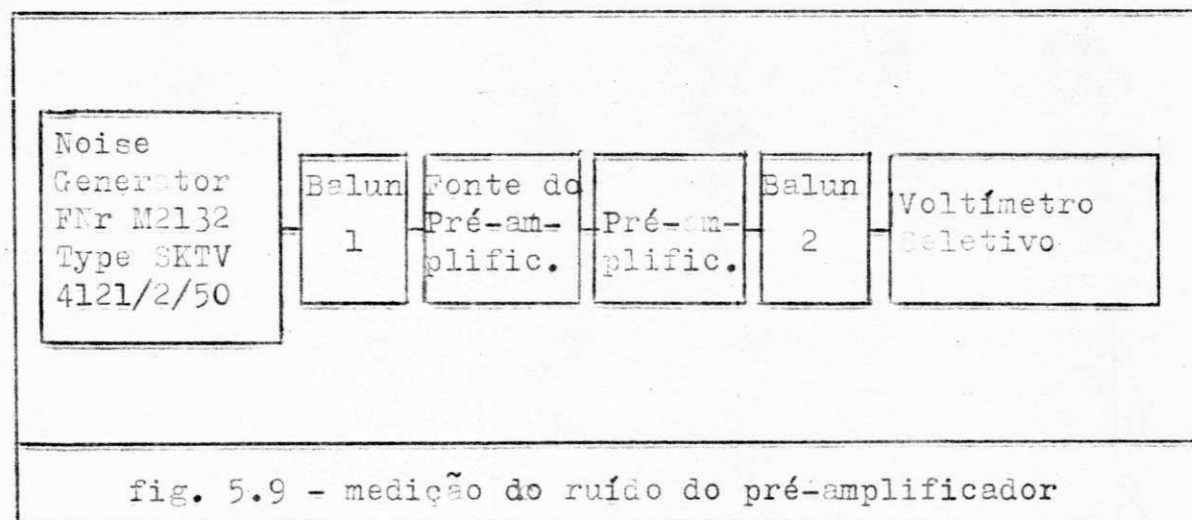
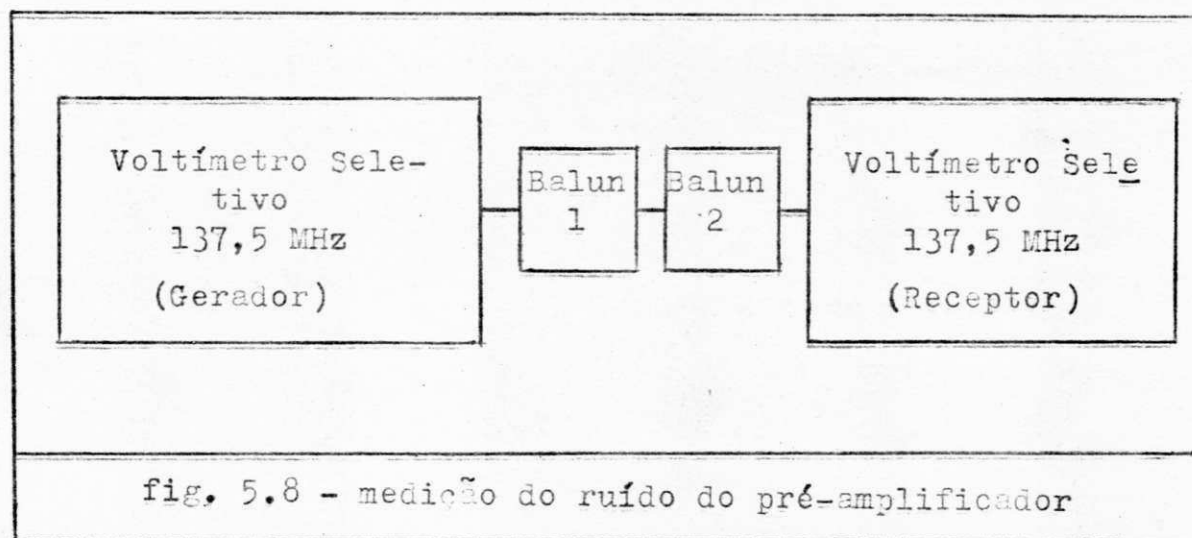


fig. 5.7

GANHO DO PRE-AMPLIFICADOR COM
MODIFICAÇÕES NAS INDUTANCIAS

f (MHz)

guras (5.8) e (5.9).



No caso da fig. 5.8, sem os baluns 1 e 2 o sinal recebido no Voltímetro Seletivo é de $8,5 \mu\text{V}$; utilizando-se os dois baluns, como mostra a figura, o sinal recebido é de $5,9 \mu\text{V}$.

Pode-se dizer então que a atenuação devido aos baluns é de:

$$G_{\text{baluns}} = 20 \cdot \log_{10} \frac{8,5}{5,9} = 3,17 \text{ db}$$

Seguindo-se as instruções do manual do Noise Generator FNr M 2132/24 e utilizando-se o esquema da fig. 5.9 mede-se que o ruído total é de 8 db.

Logo, o ruído da fonte e amplificador será dada por:

$$8 - 3,17 = 4,82 \text{ db}$$

5.4.3 - RECEPTOR

O receptor de VHF-FM utilizado foi um Microvoltímetro Seletivo SMV-3 (fig. 5.10). Em sua entrada tem-se um sinal já amplificado pelo pré-amplificador. É um receptor AM-FM de alta sensibilidade que pode captar frequências entre 87 MHz a 300 MHz. A reprodução do sinal pode ser ouvida num alto falante próprio bem como num fone de ouvido adaptado na sua saída, e que serve de referencia para quem está num local distante do receptor. A intensidade do sinal recebido é indicada num medidor de tensão, que varia de 1 μ V a 10 mV. A tensão máxima de entrada é de 10 mV.

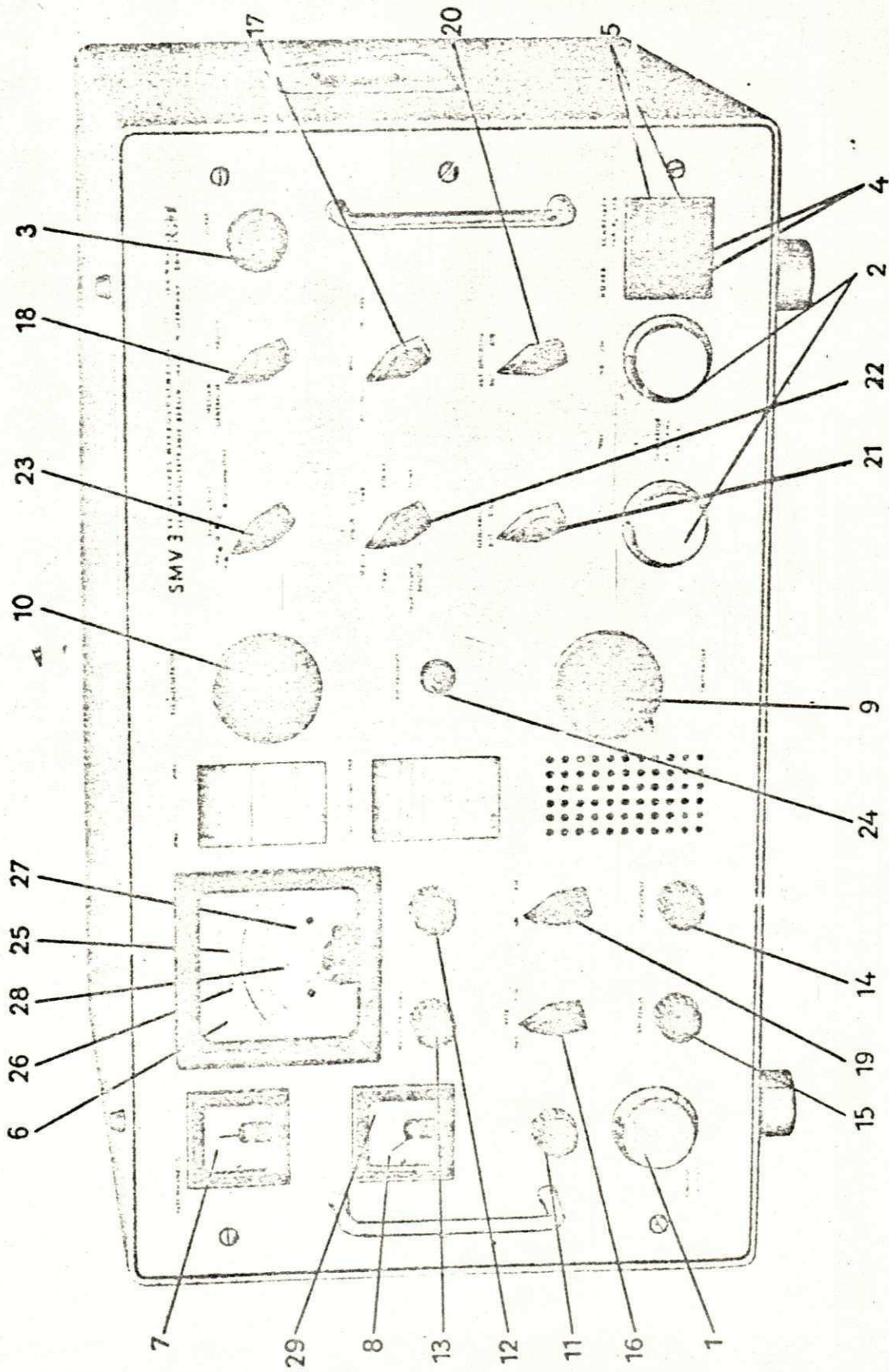


fig. 5.10

Bild 6
(SMV 3
64-473)

Selektives Mikrovoltmeter SMV 3
Frontansicht

Com referencia a fig. 5.10, temos:

- 1 - Bucha de entrada do receptor;
- 2 - Bucha de saída do gerador;
- 3 - Saída do oscilógrafo;
- 4 - Saída dos fones;
- 5 - Saída do registrador;
- 6 - Instrumento de medição;
- 7 - Instrumento de indicação de sintonização;
- 8 - Instrumento "AFERIÇÃO I";
- 9 - Sintonização do receptor;
- 10 - Sintonização do Gerador;
- 11 - Regulador "AFERIÇÃO I" ;
- 12 - Regulador "AFERIÇÃO II";
- 13 - Regulador da correção de zero;
- 14 - Regulador do volume;
- 15 - Regulador da tensão máxima;
- 16 - Interruptor da rede;
- 17 - Chave controladora das zonas de frequência;
- 18 - Chave comutadora de alta frequência;
- 19 - Chave controladora da modulação;
- 20 - Chave de resintonização;
- 21 - Chave do gerador;
- 22 - Chave controladora dos campos de medição;
- 23 - Chave da indicação da escala;
- 24 - Lâmpada de controle;
- 25 - Marca "AFERIÇÃO II", lin. - avaliado
- 26 - Marca "AFERIÇÃO II", tensão máxima
- 27 - Marca de controle, log.
- 28 - Marca de "AFERIÇÃO II", log.
- 29 - Marca "AFERIÇÃO I"

A saída do SMV-3 é conectada a entrada de áudio do circuito de recepção da estação APT, bem como no canal "A" do osciloscópio. Pode-se assim detetar o sinal modulado enviado pelo satélite e, na ausência deste, a intensidade do ruído.

Como o SMV-3 é composto de um receptor e de um gerador, pode-se checar a frequência de 137,5 MHz com um frequencímetro digital e, a partir daí, calibrar o receptor conforme as instruções do respectivo manual. Possuindo o SMV-3 ressonância automática é suficiente girar a chave correspondente para esta posição após o recebimento do sinal de áudio. Sua tensão é 220 VAC e como em seu circuito predominam válvulas é conveniente que o receptor seja ligado 15 a 20 minutos antes da recepção para que se tenha um melhor desempenho.

5.5 - FILTRO

Para melhorar a razão sinal-ruído um filtro de áudio é utilizado; o filtro obedece ao esquema da fig. 5.11

5.5.1 - MEDIÇÃO DAS CARACTERÍSTICAS DO FILTRO

Mostramos na fig. 5.12 o diagrama de blocos das medições efetuadas.

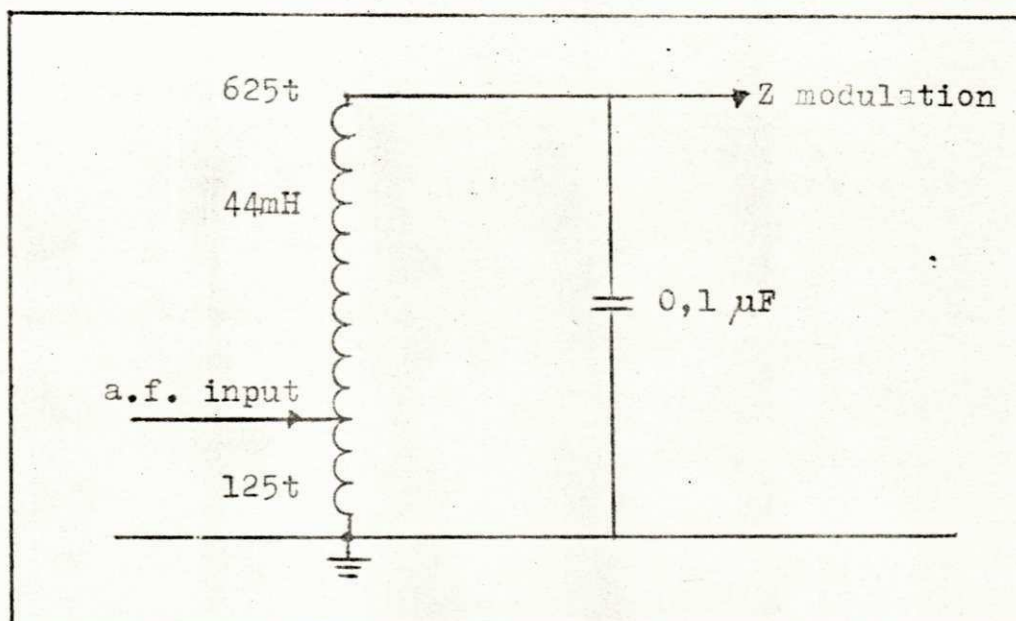
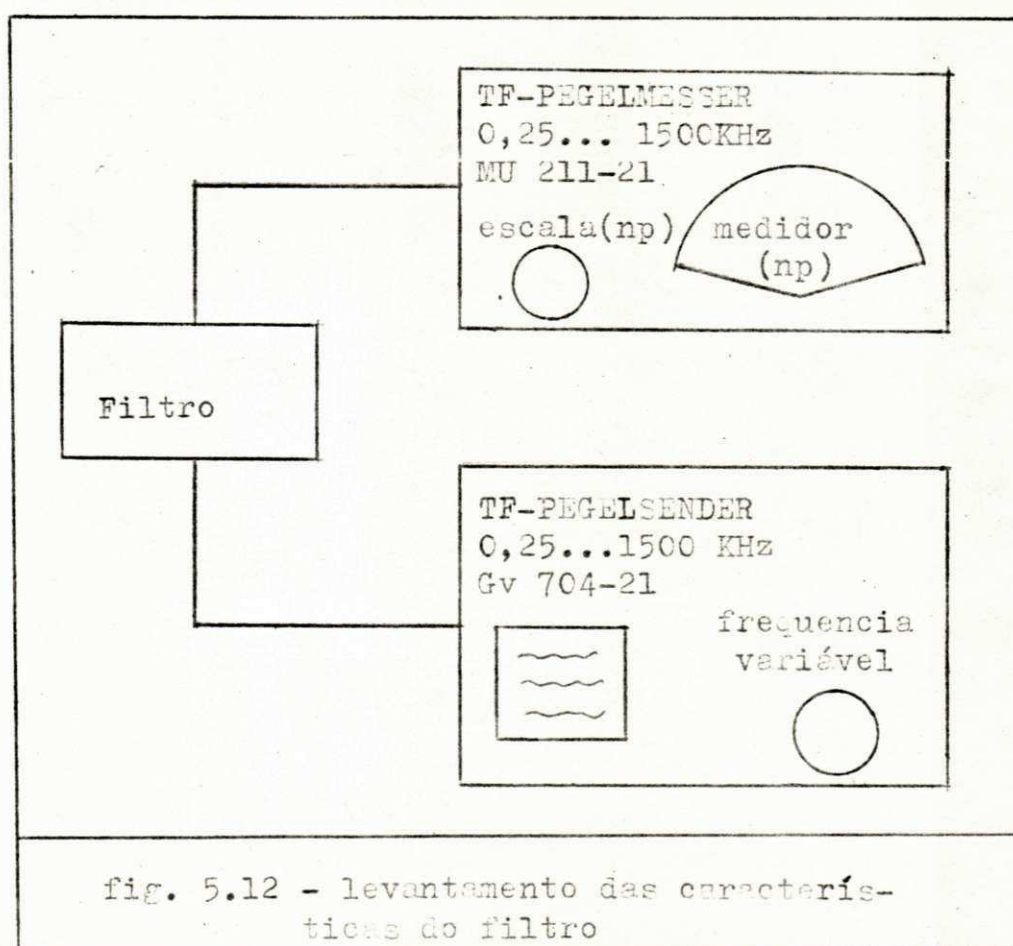


fig. 5.11 - filtro centrado em 2,4 KHz

fig. 5.12 - levantamento das caracterís-
ticas do filtro

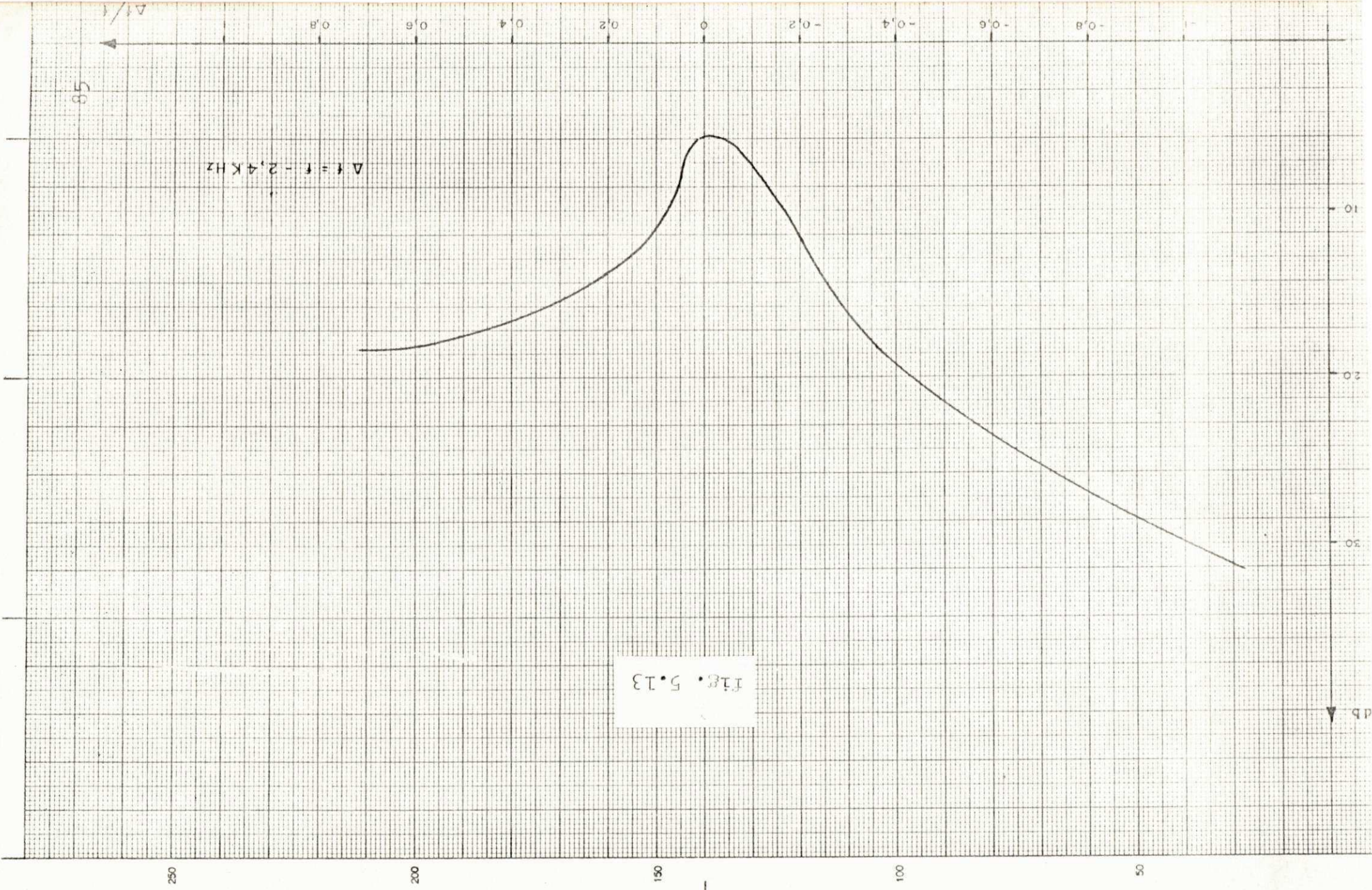
Variando-se a frequência de 1 KHz a 6 KHz obtém-se os valores que constam na tabela T.5.3 e cujos gráficos correspondentes são os da fig. 5.13 e fig. 5.14.

f(KHz)	Neper	db	f(KHz)	Neper	db:
1,0	4,0	36,64	3,0	1,6	13,86
1,2	3,5	30,31	3,1	1,65	14,29
1,6	2,5	21,65	3,2	1,70	14,72
1,8	2,0	17,32	3,3	1,75	15,15
2,0	1,3	11,26	3,4	1,80	15,59
2,1	1,05	9,09	3,5	1,83	15,86
2,2	0,8	6,93	3,6	1,85	16,02
2,3	0,7	6,06	3,7	1,88	16,28
2,4	0,65	5,63	3,8	1,9	16,45
2,5	1,00	8,66	3,9	1,93	16,71
2,6	1,2	10,39	4,0	1,95	16,89
2,7	1,3	11,2	5,0	2,05	17,75
2,8	1,4	12,12	5,5	2,1	18,19
2,9	1,5	12,99	6,0	2,1	18,19

T.5.3

Como pode ser observado pelos dados obtidos e pelos gráficos plotados, o filtro se comporta a contento para os valores para o qual foi projetado. Abaixo de 1 KHz o equipamento usado para a medição do filtro (MU 211-21 e GV 704-21) não apresenta muita confiabilidade, segundo o manual de especificações. Por este motivo os dados abaixo deste valor não foram plotados.

5.6 - OSCILOSCÓPIO (fig. 5.15)



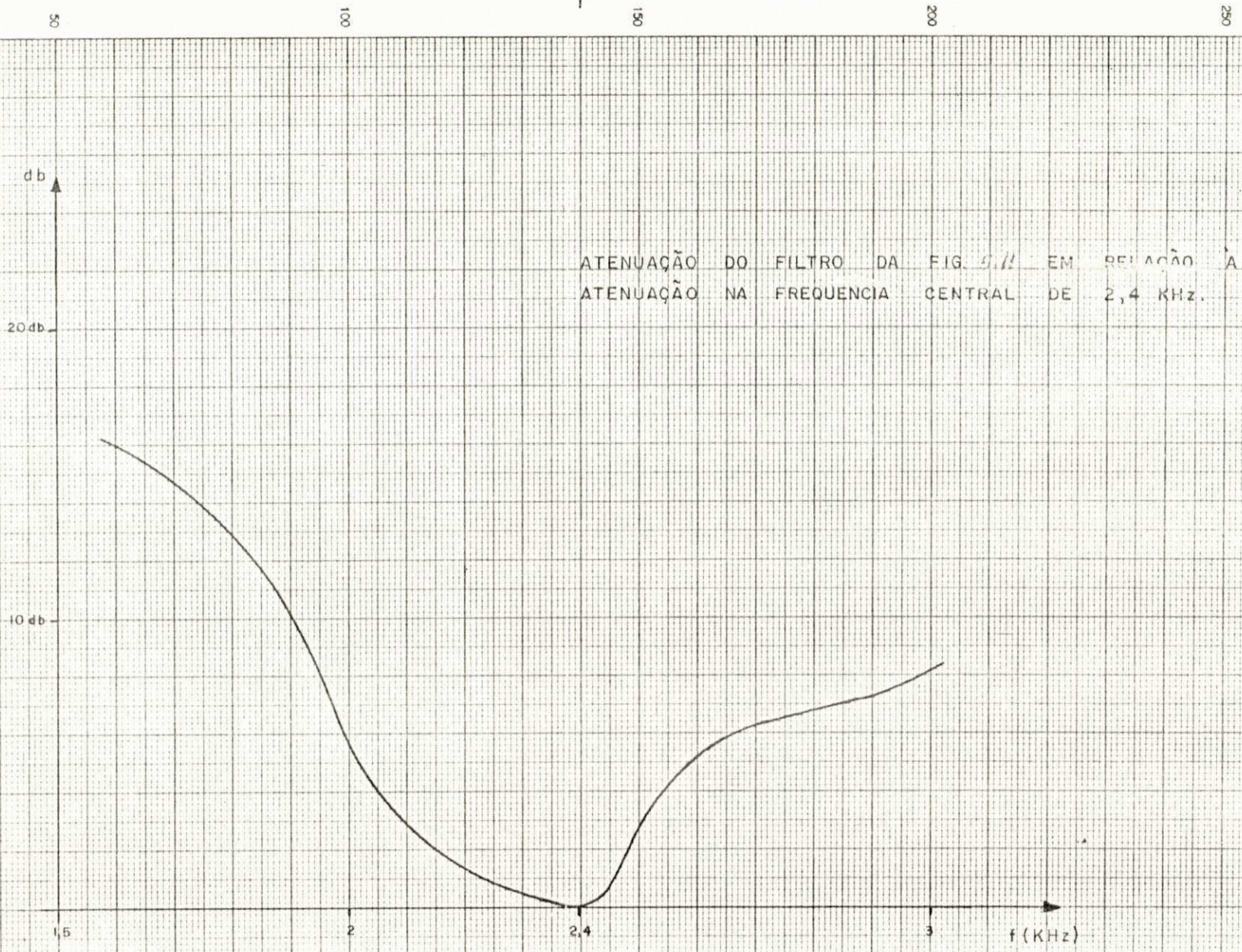
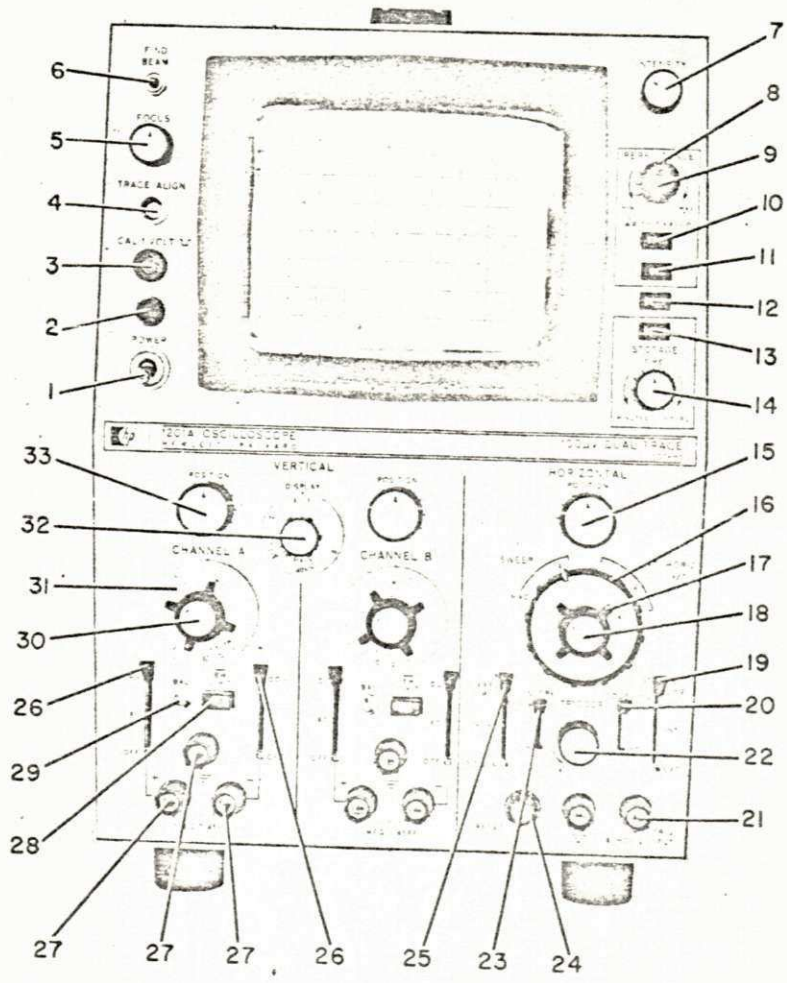


fig. 5.14



1201A-A-3

fig.5.15

O osciloscópio usado foi um HP Model 1201/B, que tam bem pode ser encontrado com a referência 1201/A, modificando-se apenas a disposição da tela em relação aos comandos dos dois canais de entrada "A" e "B". O HP 1201 possui persistência variável e memória para armazenamento. Todos os seus componentes são de estado sólido, excetuando-se o tubo de raios catódicos (CRT). Sua memória e sua persistência podem ser regulados de acôrdo com a conveniência. Possui 10 divisões na horizontal e 8 na vertical. Pode-se entrar com dois sinais (canais "A" e "B"), numa função X-Y e ainda outro em "Z", que nos dará o contraste necessário para podermos diferenciar, no nosso caso, as nuvens da terra. Tem gatilhamento interno e externo; usaremos o externo com valor de 0,8 Hz.

Com referência à fig. 5.15, temos os seguintes dados:

- 1 - Power;
- 2 - Indicator - acende quando o osciloscópio tem potencia;
- 3 - CAL;
- 4 - Trace Align - regula o traço horizontal;
- 5 - Focus;
- 6 - Find Bean;
- 7 - Intensity;
- 8 - Persistense - aumenta ou diminui a luminosidade da tela;
- 9 - Erase - desmemoriza o que foi armazenado;
- 10 - Fast;

- 11 - STD - opera com persistência variável;
- 12 - CONV. - opera sem memória como num osciloscópio convencional;
- 13 - Store - retém o sinal captado por certo tempo;
- 14 - Storage Time - aumenta ou diminui o tempo de memorização;
- 15 - Position - ajusta a posição horizontal;
- 16 - Sweep/Ext Horiz.;
- 17 - Time/Division;
- 18 - Horizontal Vernier - ajusta a deflexão horizontal;
- 19 - Source - seleciona se o trigger é externo ou interno;
- 20 - Coupling;
- 21 - Trigger and Horizontal Input - entrada da varredura externa horizontal;
- 22 - Trigger Level - regula o tempo de varredura, juntamente com o 18;
- 23 - Slope;
- 24 - Reset;
- 25 - Mode;
- 26 - Coupling (Vertical) - seleciona se o sinal de entrada é DC ou AC;
- 27 - Input;
- 28 - BW Limit;
- 29 - BAL;
- 30 - Vertical Vernier;
- 31 - Volts/Division - seleciona o fator de deflexão;
- 32 - Display - seleciona o canal;
- 33 - Position - ajusta a posição vertical do traço;

5.7 - CIRCUITO DE VARREDURA VERTICAL (X)

Como foi dito anteriormente, existem satélites que e-

mitem sinal com frequência de varredura horizontal com 4 Hz e 0,8 Hz. O valor de 4 Hz pode ser obtido após o 5º divisor de frequência e o de 0,8 Hz depois do 6º divisor (fig. 5.16) a partir do oscilador a cristal.

Quando se deseja um alto grau de estabilidade de frequência, particularmente sobre longos intervalos de tempo, usa-se um oscilador a cristal. Este oscilador funciona vibrando mecanicamente, e usando o efeito piezoelétrico estabiliza a conexão entre o circuito elétrico e as vibrações mecânicas. Assim os osciladores a cristal são o meio padrão de manter a frequência de transmissão de estações de rádio num dado valor pré-fixado; também encontra uso extensivo na recepção de sinais de estação transmissora em frequências específicas.

O cristal usado na nossa estação foi um cristal oscilador de 100,00 KHz, com uma estabilidade bem maior que $1 \text{ em } 2 \times 10^5$.

Então usar-se-á o trigger externo produzido pelo circuito oscilador e não o trigger interno do osciloscópio.

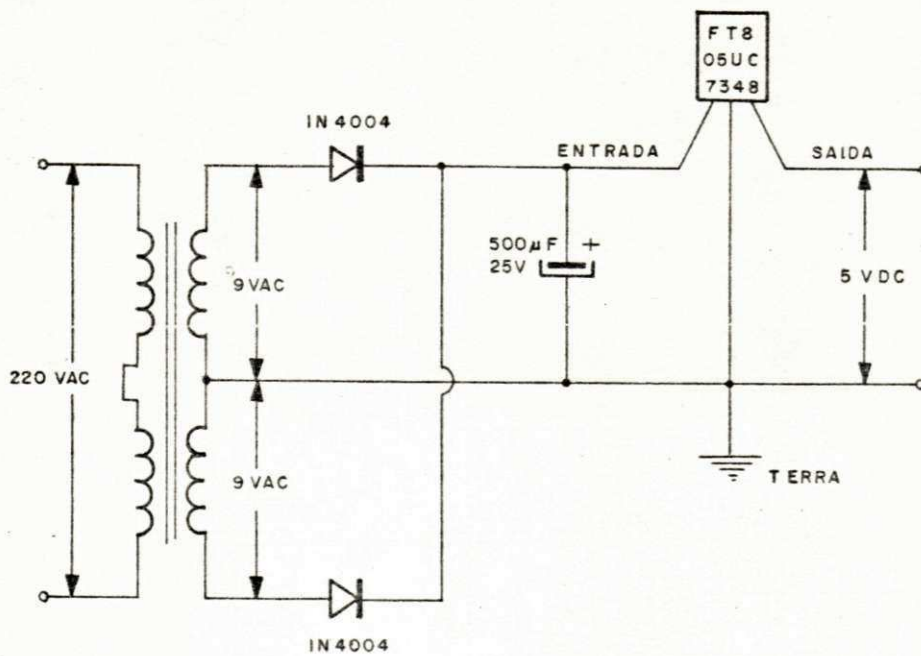
Este oscilador de quartzo de 100,00 KHz é seguido por divisores de frequência (décadas 7490) que nos dá uma fonte estável de pulsos de 4 Hz ou 0,8 Hz. A virtude do 7490 é di

vidir por 10 e por 5 o que torna bastante propício para o nosso caso, tendo-se em vista o valor do cristal.

O circuito oscilador é convencional e usou-se um transistor com β elevado ($\beta = \alpha / (1 - \alpha)$) onde α = ganho de corrente. O transistor pode ser o ZTX 302 ou o NS 42009. A frequên-cia é ajustada por um trimmer TC. O ajuste final é calibrado de acôrd^o com os resultados obtidos com um "Universal Counter" TYP 3514. Após o sinal amplificado pela primeira vez regula-se o TC até obter-se os 100 KHz desejado. Após obter-se este valor, amplifica-se novamente o sinal e entra-se com o mesmo no pino 14 do primeiro divisor de frequência. Como o 7490 é um divisor por 10, tem-se na sua saída (pino 11) o valor de 10 KHz; no 3º divisor, que também é divisor por 10, temos (pino 11) 1 KHz; a partir daí deve-se dividir por 5, obten-do-se no pino 11 dos últimos três divisores os valores de 20 Hz, 4 Hz e 0,8 Hz. Expandindo-se a escala de leitura o valor final medido foi 0,8000020 Hz.

Seguindo-se esta leitura em cadeia pode-se verificar a existencia, ou não, de alguma década defeituosa. Outro cui-dado que se deve tomar é com relação ao manuseio do "Universal Counter". O aparelho mal calibrado provoca leituras errôneas atribuindo o erro comumente aos contadores digitais.

Devido a características próprias do funcionamento do



FONTE DE 5 VDC

fig. 5.17

7490 usou-se uma fonte de 5 VDC, que também será utilizada para outros circuitos. O esquema da fonte utilizada é o da fig. 5.17 onde se usa um regulador de tensão FT8 05UC

5.8 - CIRCUITO DE SINCRONIZAÇÃO

Existem dois tipos de fotos emitidas. Uma em 200 segundos e outra em 20 minutos.

No primeiro caso, no instante em que a foto vai ser iniciada é dado um sinal forte e claro de 600 Hz, que interromperá o som normal de "bip-bip". Após isto é transmitido o sinal de faseamento, cuja duração dos dois é da ordem de 8 segundos. As 800 linhas de imagem que se sucedem, levam 200 segundos para serem recebidas.

O circuito de varredura vertical deverá, como veremos mais adiante, levar 200 segundos para varrer a tela do osciloscópio. Este processo era usado nos primeiros satélites meteorológicos devido ao seu processo de estabilização orbital. O satélite gira em torno de si mesmo a razão de 10 r.p.m. e não fará outra foto até que fique em posição apropriada. Para isto se faz necessário que a estação receptora possua um circuito de rezeramento, que é mostrado na parte inferior da fig. 5.16.

Quando o trem de sincronismo está para chegar ouve-se no fone do receptor uma entonação de 600 Hz. Coloca-se, então a chave de re-set em retenção (R), fazendo-se assim o rezeramento dos últimos divisores. Com este ajuste todos os contadores irão a zero. No fim do tom de 600 Hz, o trem de sincronismo chega. Move-se então a chave para descarregar (D). Neste meio tempo, o sinal que chega tem carregado C_1 , que retém Tr_4 não deixando o contador partir. Com a chegada do trem de sincronismo, C_1 descarrega e chaveia Tr_4 . Este sinal chega no "gate 1" de um 7400, saindo deste gate um pulso positivo. Na saída do "gate 2" temos um nível zero, que é injetado no pino 2 dos últimos contadores, recomeçando a contagem.

Pode-se usar uma chave dupla de tal maneira que sejam acionados os dois circuitos simultaneamente: o de sincronização (X) e o de varredura vertical. Observe-se que para este caso a frequência de varredura horizontal deve ser 4 Hz.

O outro tipo de sincronização é feita para o tipo de satélite que emite uma só foto em 20 minutos. Além de outras informações são emitidas duas fotos: uma no visível e outra no infravermelho, precedendo-se a cada uma delas 7 pulsos de sincronismo. Se se deseja receber uma foto no espectro visível (que é o nosso caso), coloca-se os 7 pulsos de sincro

nismo que antecede o sinal visível a tocar o canto esquerdo da tela do osciloscópio.

Inicialmente coloca-se o controle (17) do osciloscópio em 50 mseg/div e regula-se o gatilhamento externo (com entrada de 0,8 Hz) para que se obtenha esta frequência de varredura. Isto ocorre quando o sinal que termina no canto direito da tela aparece no canto esquerdo da mesma. Este ajuste é feito com o auxílio dos controles 18 e 22 (fig. 5.15).

No início, para melhor visualizar o sinal durante o sincronismo, passa-se o controle (17) para 20 mseg/div. Isto é melhor porque a varredura se torna mais lenta e é mais fácil de se localizar os pulsos de sincronismo. A localização dos pulsos referidos anteriormente é feita da seguinte maneira: quando a estação receptora é ligada é lógico que o gatilho produzido pelo pulso do cristal não está sincronizado com os 7 pulsos do sinal visível, ou seja, os 7 pulsos estão geralmente no meio da tela do osciloscópio. Para isto faz-se passar os 0,8 Hz gerados pelo cristal através do circuito da fig. 5.18 e após isto entra-se no gatilho externo. O sinal resultante é um sinal de gatilhamento (pulso) negativo de valor igual a 4 V.

Inicialmente o sinal obtido de 0,8 Hz é diferenciado para comandar o primeiro multivibrador do defasador, sendo

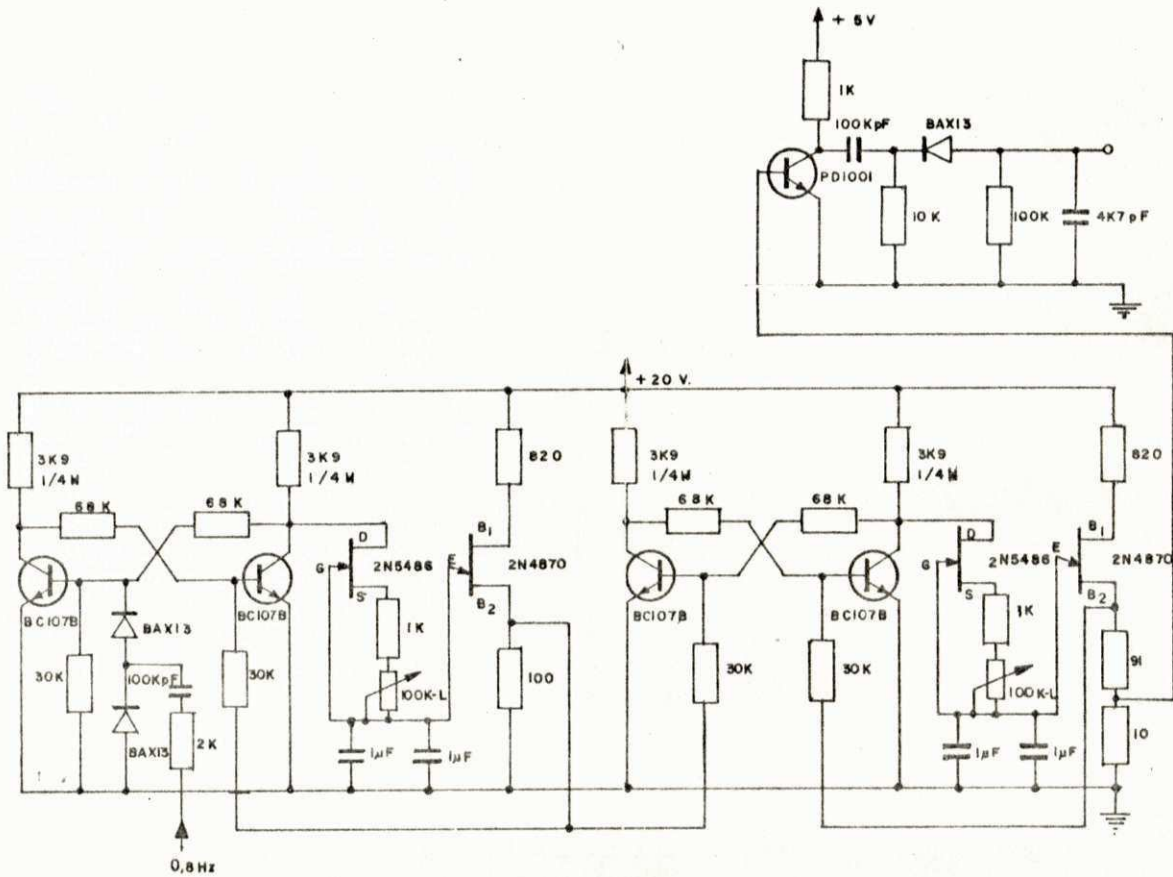
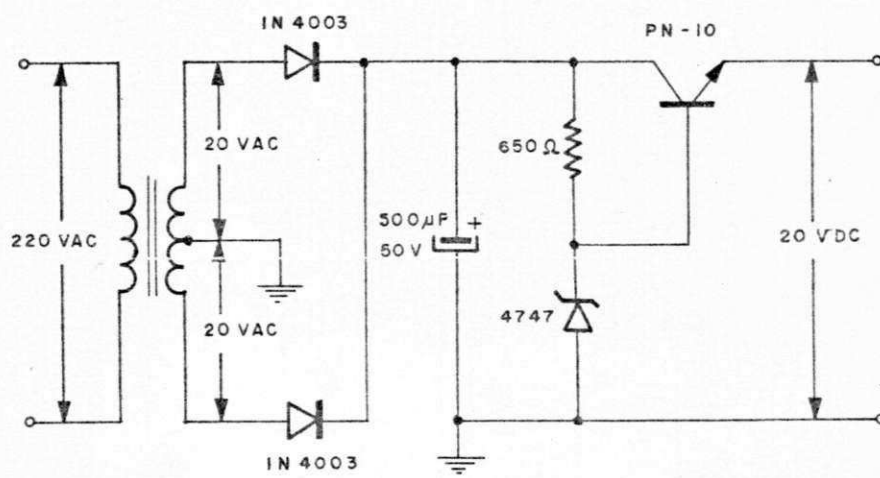


fig. 5.18

que 0,8 Hz é uma onda quadrada. Este multivibrador por sua vez comanda uma fonte de corrente (FET) que começa a carregar linearmente os capacitores de 1 μ F. Quando o transistor de uni-junção comuta, envia um pulso ao multivibrador que volta ao seu estado inicial. O tempo de defasagem pode ser variado de 5 a 700 ms. O sinal entregue pelo transistor de uni-junção comuta também um segundo defasador, que age da mesma forma descrita. A soma das defasagens pode ser variada, assim, de 10 a 1400 mseg aproximadamente. O circuito é alimentado por uma fonte de 20 VDC (fig. 5.19). Devido a intensidade do gatilho ser muito baixa usamos um transistor amplificador que, juntamente com o circuito adicional, amplifica e torna o pulso negativo, porque na saída do circuito defasador o pulso é positivo.

5.9 - CIRCUITO DE VARREDURA VERTICAL

O circuito que faz a varredura vertical é o mostrado na fig. 5.20. Usam-se dois amplificadores (1 e 3) do circuito integrado 3900. Na sua polarização é usada a fonte geral de 5 VDC bem como para o seu funcionamento. O amplificador operacional 1 funciona como uma fonte de corrente. Isto implica que o carregamento do capacitor é uma rampa ascendente e o descarregamento uma rampa descendente. Com a cha



FONTE DE 20 VDC

Fig. 5.19

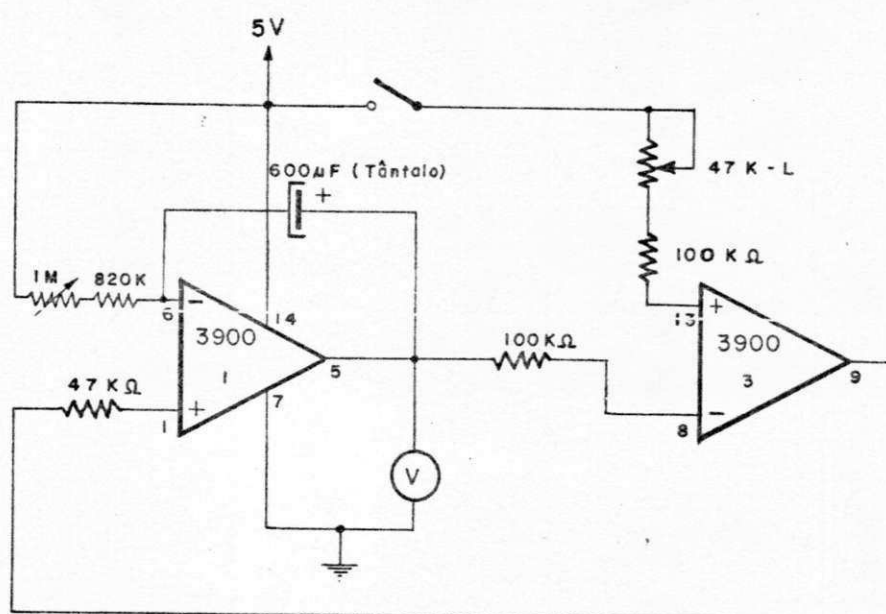


fig. 5.20

Circuito de Varredura Vertical

ve aberta o voltímetro acusa 0,6V e com a chave fechada chega-se em torno de 4,4V, devendo esta regulagem ser feita por intermédio do potenciômetro de 47 K-L.

Com a chave fechada os capacitores de tântalo carregam. O tempo de varredura vertical é função dos capacitores, do valor do potenciômetro de 1 M Ω , da tensão no voltímetro e da escala vertical usada no osciloscópio. No nosso caso usou-se 0,1 volt/div, Canal B, nível DC. O valor do potenciômetro de 47 K-L não deve ser zero; isto porque tem-se nas entradas 8 e 13 do 3º amplificador operacional 100 K Ω o que implicaria na tensão entre os pinos 5 e 7 do 1º amplificador operacional chegar a quase 5 V, o que não é desejável. O pino 5 é ligado ao + do osciloscópio enquanto o pino 7 é conectado à terra do canal B. Para melhor controlar a intensidade luminosa do sinal usa-se o circuito mostrado na fig. 5.21. O sinal entra diretamente sobre um potenciômetro de 10K Ω que controla a intensidade juntamente com o controle 7 do osciloscópio, depois de passar pelo filtro de 2,4 KHz. A impedância de entrada é alta, diminuindo-se assim a corrente na saída do circuito.

5.10 - FOTOGRAFIA

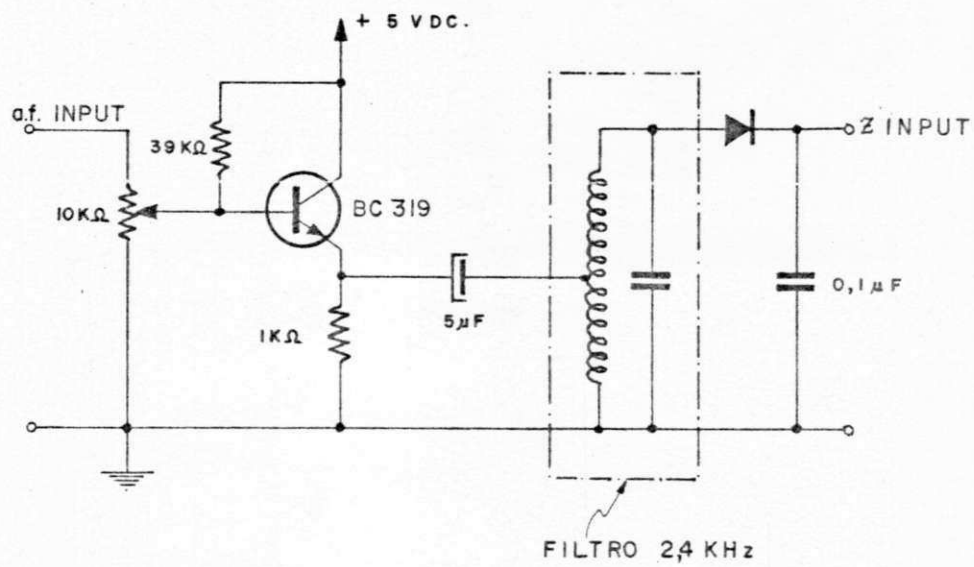


fig. 5.21

Circuito de Controle de intensi-
dade luminosa.

A fotografia aparece no osciloscópio com o funcionamento simultâneo dos circuitos de varredura vertical, horizontal, sincronização e do sinal vindo do satélite passando pelo filtro e entrando em Z; em Z é que é dado o contraste. A persistência do osciloscópio (8) é colocada no máximo e a intensidade (7) deve ser regulada de tal maneira que seja possível, juntamente com o circuito da fig. 5.21 notar-se os pretos e os brancos que surjam na tela. Se o (7) for muito intenso aparecerá simplesmente uma linha luminosa que varrerá a tela completamente em 6min 40seg (400 seg). Este tempo é obtido da seguinte maneira: a largura da foto é constante e igual a 100 mm. O comprimento de uma foto de 240 mm corresponde ao tempo de 20 minutos. No entanto nós só temos 80 mm (altura do osciloscópio) para memorização, que corresponde, logicamente, a um tempo de 6 min 40 seg.

Uma foto completa dura 20 minutos e varre a terra, como dissemos anteriormente, numa tira de 3400 Km de largura por 8000 Km de comprimento. Aproximadamente teríamos uma foto, nos 20 minutos, e centrada em Campina Grande, que iria dos 26° Norte aos 38° Sul; 6 min 40 seg dá para varrer uma área de 2660 Km de comprimento por 3400 de largura, o suficiente para localizar toda a região Nordeste do Brasil, do extremo Norte do Maranhão ao extremo sul do estado da Bahia.

Para que não se obtenha uma foto que esteja fora desta região ou seja vista apenas parte dela é preciso apenas verificar a coordenada de cruzamento com o equador e escolher o início da hora da foto.

O mapa do Nordeste do Brasil (e também o do Brasil) não tem na foto sua forma verdadeira. Sofre alguma distorção devido a altitude de onde foi tirada bem como devido a aberração da esfericidade provocada pela lente. Num pequeno mapa em acrílico foi colocada a região nordeste, deformada, feito a partir do mapa do Brasil visto a 1500 Km de altura; o mapa já é apropriado e em escala para foto a ser obtida (fig. 5.22)

A folha de gradeamento é que nos possibilita, baseado na folha de passagem e juntamente com o mapa, plotar a região que foi fotografada. As fotos são obtidas numa câmara escura de aproximadamente 20 cm, fixa, e colocada presa na tela do osciloscópio. Devido a distância focal mínima da máquina fotográfica ser de 45 cm, necessário se fez colocar um tubo de extensão de acoplamento automático, que diminui a distância focal para 20 cm. A máquina usada foi uma ASAHI PENTAX SPOTMATIC com filme de 125 ASA.

Das inúmeras fotos obtidas, a que é mostrada neste trabalho foi obtida no dia 17/2/76, de uma altura de 1454,1 Km, iniciada às 10h 51min (GMT) e concluída às 10h 57min 40seg, com

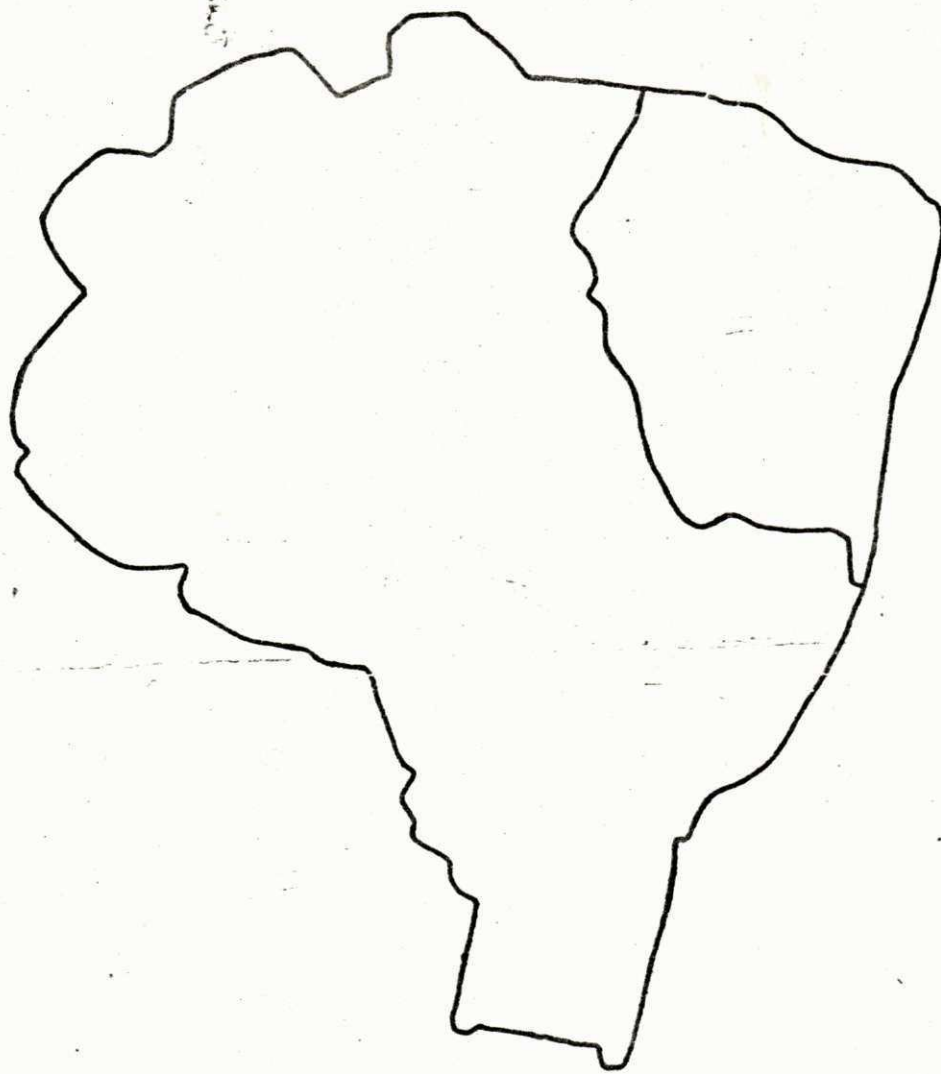


fig. 5.22

Mapa do Brasil e do Nordeste

visto de 1500 Km

o NOAA-4 cruzando o equador em $-32,7^{\circ}$ às 10h 50min 27seg (GMT); no início da foto sua elevação era de 65° e seu azimute de 30° ; foi, conseqüentemente, iniciada um minuto após o cruzamento com o equador (fig. 5.23).

Para se plotar o mapa também é necessário saber-se alguns pontos de referência; para o nosso caso escolhemos três:

Extremo Norte do Estado do Maranhão		$46^{\circ} 3'$	WG
		$1^{\circ} 11'$	S
Extremo Leste do Estado da Paraíba		$34^{\circ} 53'$	WG
		$6^{\circ} 58'$	S
Extremo Sul do Estado da Bahia		$39^{\circ} 33'$	WG
		$18^{\circ} 2'$	S

(cópia do original)

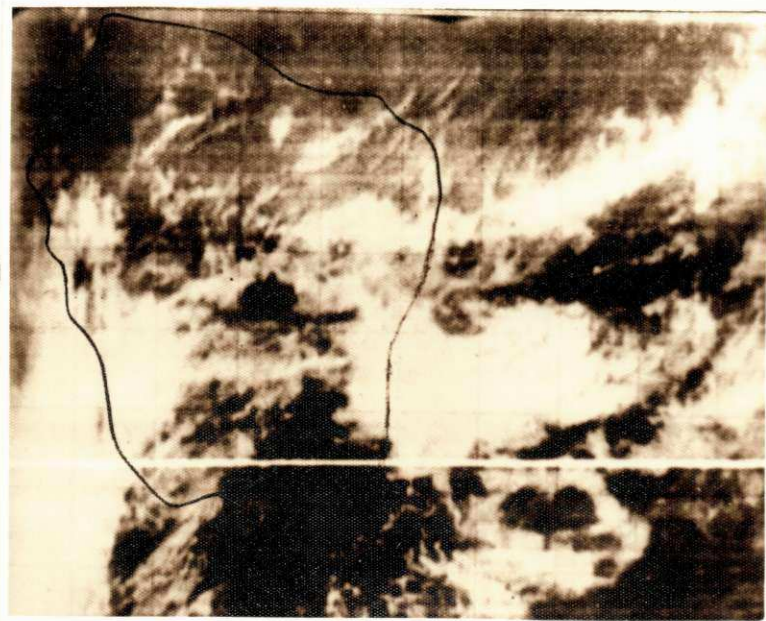


fig. 5.23

BIBLIOGRAFIA

- IEE REVIEWS - vol 119 nº 8R - August 1972.
- Geomatemática - José Márcio Lins Marinho -UFPe Centro de Ciências.
- Microwave Journal - vol 18, nº 10 - October 75
- Trigonometry - A. Albert Klaf
- Revista do IBGE
- Theory and Problems of Plane and Solid Analytic Geometry - Joseph H. Kindle.
- Reception of Weather Picture From NOAA Series Satellites
P.S. Taylor - Univerity of Essex - April/75
- Receiving Wheather Pictures from Satellites/A More Complex Station Which Provides Better Quality Pictures - J.M. Osborne - Wireless World - November 71
- ELE.285/74 - Satélites em Telecomunicação e Pesquisa
ITA-CTA-São José dos Campos - Publicação Interna - Arnel .
Picquenard, F. Walter, Panicali, Rios, Jair C. Melo, Vilhe
na