

1. Publicação nº <b>INPE-4688-NIE/285</b>	2. Versão	3. Data <b>Sept., 1988</b>	5. Distribuição <input type="checkbox"/> Interna <input checked="" type="checkbox"/> Externa <input type="checkbox"/> Restrita
4. Origem <i>DCG</i>	Programa <i>A624/506079</i>		
6. Palavras chaves - selecionadas pelo(s) autor(es) <i>MANOBRAS VISIBILIDADE DECAIMENTO DA VELOCIDADE</i>			
7. C.D.U.: <b>629.7.062.2:629.783</b>			
8. Título <b>INPE-4688-NIE/285</b> <i>REORIENTAÇÃO DO EIXO DE ROTAÇÃO DO SATÉLITE SCD2 E ESTUDOS DE VISIBILIDADE</i>		10. Páginas: <i>34</i>	
		11. Última página: <i>A.1</i>	
		12. Revisada por <i>Valdir Orlando</i>	
9. Autoria <i>Luiz Danilo Damasceno Ferreira José Jaime da Cruz Valdemir Carrara</i>		13. Autorizada por <i>Dr. Marco Antônio Raupp Dir. Diretor/Geral</i>	
Assinatura responsável <i>LPJ/ucma</i>			
14. Resumo/Notas  <i>Este relatório apresenta estudos da viabilidade de reorientação e manutenção do eixo de rotação do Satélite Coleta de Dados, SCD2, do decaimento da velocidade de rotação e uma análise da visibilidade simultânea entre Cuiabá (estação de rastreamento / SCD2/ PCD's (Plataforma de Coleta de Dados)).</i>			
15. Observações			

ABSTRACT

*This report presents feasibility studies of spin axis reorientation and stabilization for the Data Collecting Satellite 2 (SCD2). It also contains analyses of the spin rate decay and simultaneous visibility among Cuiabá (tracking station) / SCD2 / PCD's (Data Collecting Platform).*

## SUMÁRIO

	<u>Pág.</u>
LISTA DE FIGURAS .....	v
<u>CAPÍTULO 1 - INTRODUÇÃO</u> .....	1
<u>CAPÍTULO 2 - MANOBRAS E MANUTENÇÃO DA ATITUDE</u> .....	3
2.1 - Manobra Inicial .....	3
2.2 - Manutenção de Atitude .....	4
2.3 - Capotamento .....	8
2.4 - Decaimento de Velocidade .....	10
<u>CAPÍTULO 3 - IMPLEMENTAÇÃO DO CONTROLE</u> .....	15
<u>CAPÍTULO 4 - VISIBILIDADE</u> .....	19
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS .....	24
APÊNDICE A - CONDIÇÕES INICIAIS	

LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
2.1 - Declinação x tempo .....	5
2.2 - Cones de abertura .....	5
2.3 - Erro de apontamento x tempo, $m_r = -0,5Am^2$ .....	6
2.4 - Declinação x tempo .....	6
2.5 - Erro de apontamento x tempo, $m_r = -0,1Am^2$ .....	7
2.6 - Declinação x tempo .....	9
2.7 - Ângulo do Sol-eixo do satélite x tempo .....	11
2.8 - Decaimento x tempo .....	11
2.9 - Ângulo entre campo magnético e bobina de plano x tempo..	14
2.10- Decaimento x tempo .....	14
4.1 - Zonas de silêncio, para: $\alpha = 0^\circ$ , $\delta = 90^\circ$ .....	21
4.2 - Zonas de silêncio, para: $\alpha = -56,1^\circ$ , $\delta = 80^\circ$ .....	21
4.3 - Zonas de silêncio, para: $\alpha = 33,9^\circ$ , $\delta = 80^\circ$ .....	22
4.4 - Zonas de silêncio, para: $\alpha = 123,9^\circ$ , $\delta = 80^\circ$ .....	22
4.5 - Zonas de silêncio, para: $\alpha = -146,1^\circ$ , $\delta = 80^\circ$ .....	23

## CAPÍTULO 1

### INTRODUÇÃO

Neste relatório simula-se o comportamento da atitude do Satélite de Coleta de Dados 2 (SCD2) com os objetivos de verificar as estratégias de reorientação e manutenção da direção do eixo de rotação, o decaimento da velocidade de rotação e estudos de visibilidade simultânea entre Cuiabá (estação de rastreamento) / SCD2 / PCD's (Plataformas de Coleta de Dados).

As simulações deste relatório foram realizadas via computador digital e constam das seguintes etapas:

- a) Manobra inicial
- b) Manutenção da atitude
- c) Capotamento
- d) Decaimento da velocidade
- e) Implementação do controle
- f) Visibilidade.

A órbita do SCD2 é propagada analiticamente (Kaula, 1966; Silva e Ferreira, 1984) enquanto que a propagação da atitude do satélite foi feita numericamente usando, por exemplo, um método de Runge Kutta de 7a. ordem (Kuga et alii, 1987). As condições iniciais tanto para órbita quanto para atitude encontram-se no Apêndice A.

A influência do torque aerodinâmico sobre o SCD2 foi desprezada com base em estudos previamente realizados (ver Carrara and Rama Rao, 1988).

## CAPÍTULO 2

### MANOBRAS E MANUTENÇÃO DA ATITUDE

#### 2.1 - MANOBRA INICIAL

Para a realização das manobras de reorientação do eixo de rotação é utilizada uma bobina de eixo, a qual é ativada ( $u \neq 0$ ) até que a declinação deste eixo fique próxima do limite desejado, que neste relatório está em torno de 90 graus.

Durante a manobra, optou-se por levar o eixo de rotação para atitudes intermediárias convenientemente escolhidas até a posição final desejada. Este procedimento permite conduzir o eixo de rotação a qualquer atitude, possibilitando que o vínculo térmico seja respeitado, ou seja, a não incidência do Sol no painel inferior (ver Santana et alii, 1987).

A Tabela 2.1 mostra as atitudes inicial, intermediárias e final do eixo de rotação.

TABELA 2.1

#### SEQUÊNCIA DE ATITUDES

$\alpha$ , graus	$\delta$ , graus	atitudes
127,42	20,38	inicial
120,00	32,00	intermediárias
110,00	38,00	
100,00	44,00	
90,00	68,00	
80,00	80,00	final
85,00	89,00	

A Figura 2.1 mostra a declinação do eixo em função do tempo, onde o ponto 1 representa a declinação final desejada (Tab. 2.1).

A bobina de eixo do SCD2 tem as mesmas características do Satélite de Coleta de Dados 1 (ver Orlando e Ferraresi, 1987).

## 2.2 - MANUTENÇÃO DA ATITUDE

Para a manutenção do eixo de rotação dentro da região desejada, adotou-se a seguinte estratégia:

- 1 - A região desejada é composta por dois cones de aberturas dadas por  $\epsilon_1$  e  $\epsilon_2$ , sendo a primeira de apontamento fino e a segunda, de zona morta.
- 2 - Quando a declinação do eixo de rotação atingir o cone de abertura  $\epsilon_1$  (ponto 1, Figuras 2.1 e 2.2) a bobina de eixo é desligada ( $u=0$ ) e assim mantida até que o eixo atinja o ponto 2 (Figuras 2.1 e 2.2), situado fora da zona morta. Então, a bobina é ativada de modo a levar novamente o eixo para a região de apontamento fino.

A Figura 2.1 mostra a estratégia de manutenção da atitude para uma simulação de 20 dias. Neste caso o valor do ângulo  $\epsilon_1$  é 1 grau e o de  $\epsilon_2$ , 10 graus. Na Figura 2.3, que representa o erro de apontamento em função do tempo, observa-se que após decorridos aproximadamente 4 dias, o eixo atingiu o ponto 2 ( $u=0$ , do ponto 1 ao ponto 2), tendo sido necessárias aproximadamente 8 horas para levá-lo novamente à região  $\epsilon_1$  ( $u \neq 0$ , do ponto 2 ao ponto 3). Neste caso foi considerado o valor de  $-0,5 \text{ A.m}^2$  para o momento magnético residual do satélite.

Tendo por objetivo diminuir o consumo de energia, estudou-se a influência do momento magnético residual ( $m_r$ ) sobre o período de chaveamento. Foi então realizada uma simulação para  $m_r = -0,1 \text{ A.m}^2$ ,

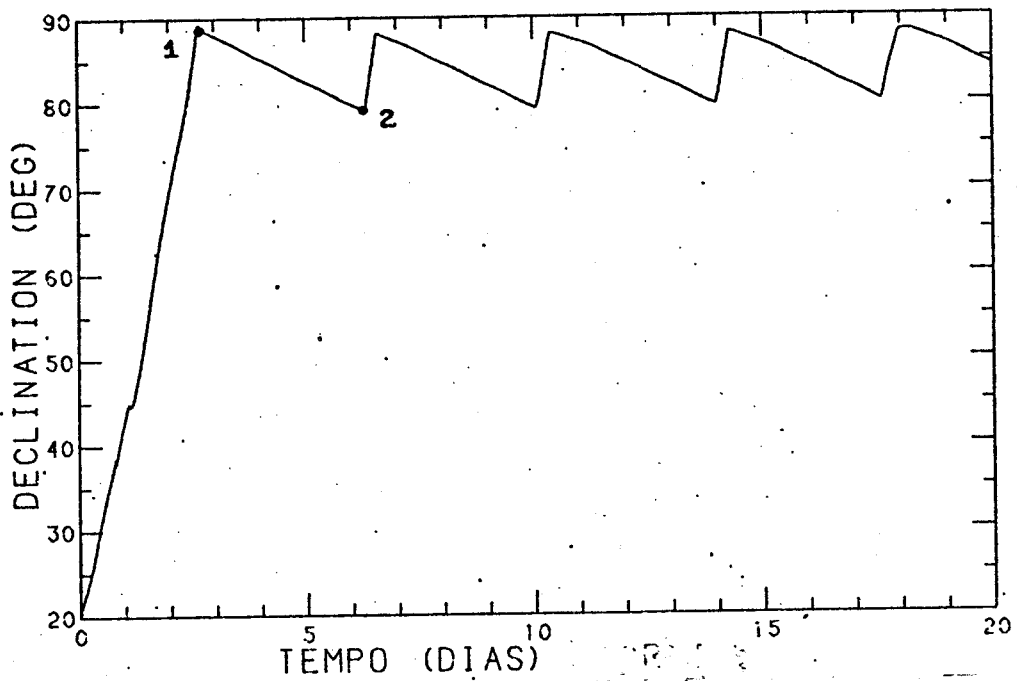


Fig. 2.1 - Declinação x tempo..

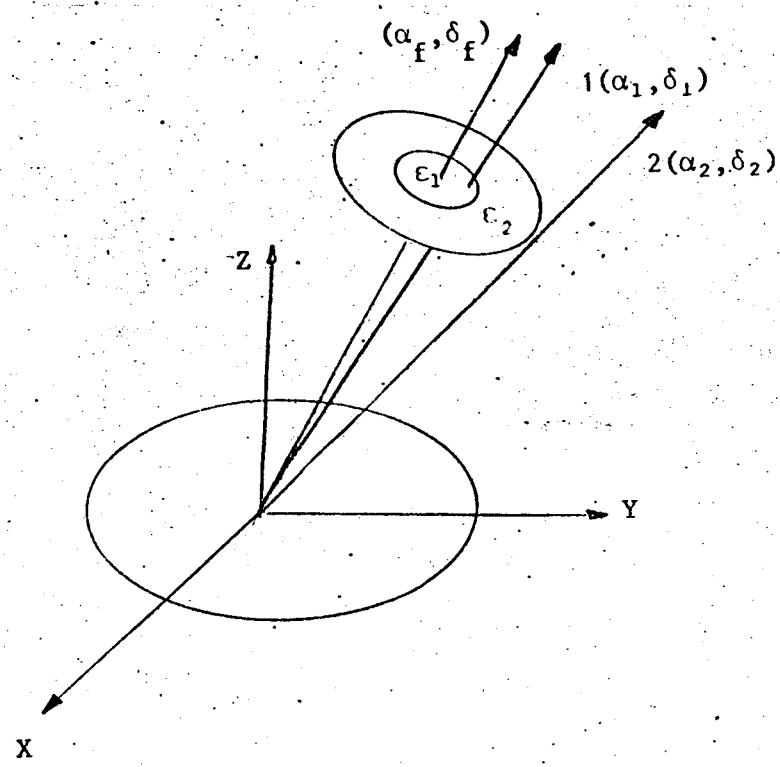


Fig. 2.2 - Cones de abertura.



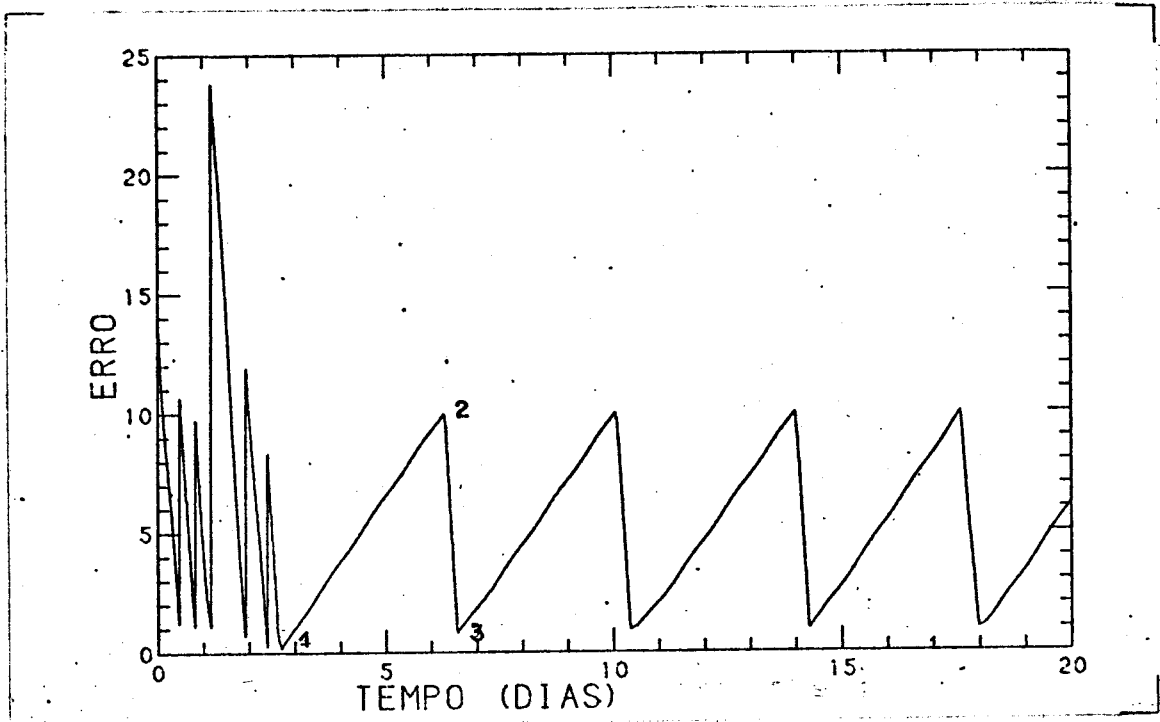


Fig. 2.3 - Erro de apontamento x tempo  
 $m_r = -0,5Am^2 ..$

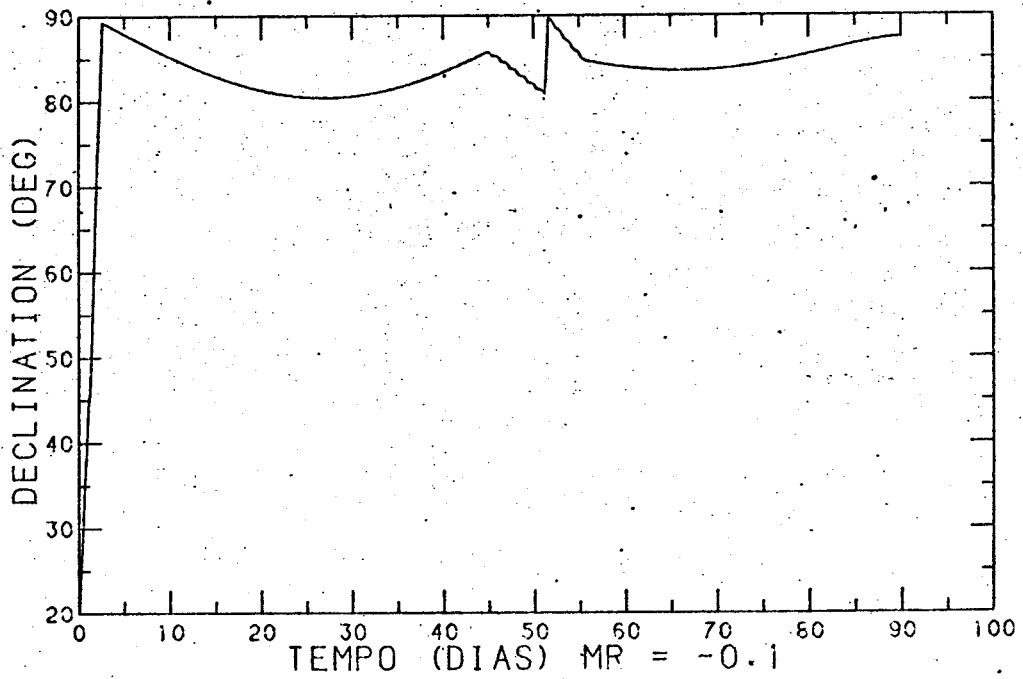


Fig. 2.4 - Declinação x tempo.  
 $MR = -0.1$

sendo os resultados apresentados para um período de 90 dias nas Figuras 2.4 e 2.5.

Na Figura 2.5, entre os pontos 1-4,  $u=0$ , pois o eixo encontra-se na região desejada. Em torno do ponto 2 aconteceu o acoplamento entre os movimentos de atitude e de órbita ( $\dot{\Omega} = -6,1$  graus/dia) fazendo com que a declinação do eixo mudasse de sentido (ver Figura 2.4) e atingisse o ponto 3. Neste ponto, a bobina de plano foi ativada (Figura 2.10, Seção 2.4) e, devido ao torque gerado, a taxa de variação da declinação mudou novamente de sinal (Figura 2.4) fazendo com que o eixo atingisse o ponto 4 (Figura 2.5). Entre os pontos 4 e 5,  $u \neq 0$ , retornando o eixo à região de apontamento fino (ver Figura 2.4). No ponto 6 (Figura 2.5) a bobina de plano é desligada e o processo de manutenção de atitude continua até o final da simulação.

Observa-se pelas Figuras 2.4 e 2.5 que haveria o chaveamento entre os dias 25 e 30, só não acontecendo devido ao acoplamento. Nota-se que se  $\epsilon_2$  tivesse sido adotado da ordem de 9 graus, o chaveamento teria ocorrido por volta do dia 27.

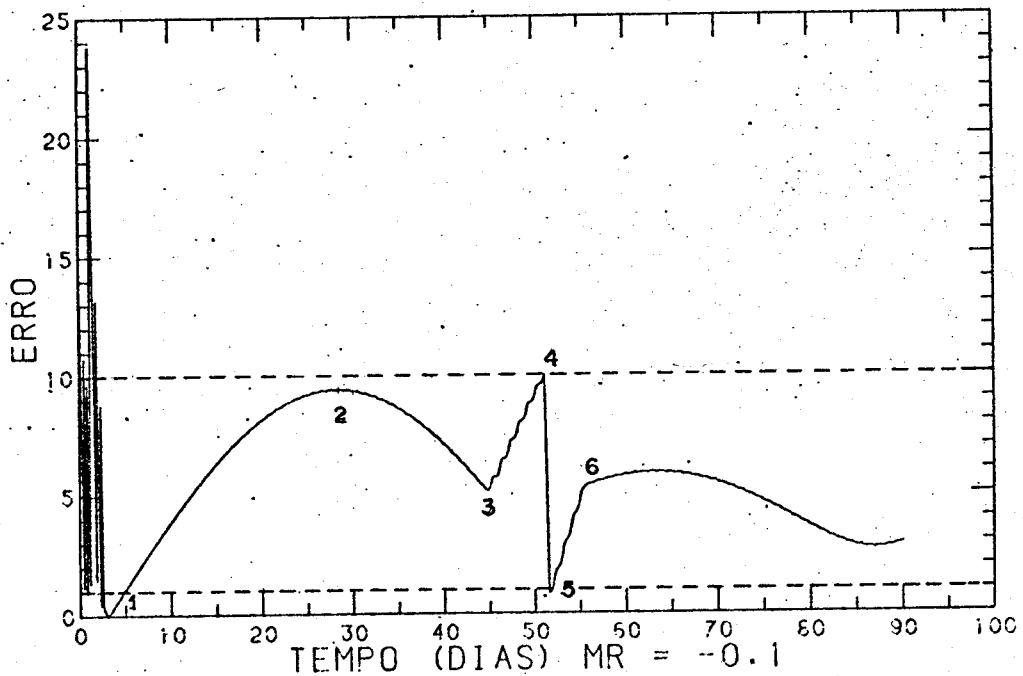


Fig. 2.5 - Erro de apontamento x tempo,  $m_r = -0,1Am^2$ .

### 2.3 - CAPOTAMENTO

No presente relatório a declinação do eixo de rotação é mantida próxima de 90 graus por um período de 60 dias, no final do qual o Sol está próximo do equinócio e, portanto, na iminência de incidir no painel inferior do satélite. Por esse motivo inclina-se o eixo de rotação para uma declinação de 80 graus durante um período de 10 dias. Em seguida, realiza-se o capotamento do SCD2 evitando-se deste modo a incidência solar no seu painel inferior, Figuras 2.6 e 2.7.

Na fase de capotamento, o eixo de rotação foi conduzido até a atitude final pré-fixada ( $\delta = -89$  graus) através de uma sequência de atitudes intermediárias. É possível evitar a incidência solar no painel inferior escolhendo-se adequadamente as atitudes intermediárias.

A Tabela 2.2 apresenta as atitudes inicial, intermediárias e final durante a fase de capotamento.

TABELA 2.2

SEQUÊNCIA DE ATITUDES

$\alpha$ , graus	$\delta$ , graus	atitudes
148,71	80,76	inicial
180,00	64,00	intermediárias
180,00	48,00	
180,00	32,00	
180,00	16,00	
180,00	0,00	
180,00	-16,00	
180,00	-32,00	
180,00	-48,00	
180,00	-64,00	
180,00	-89,00	

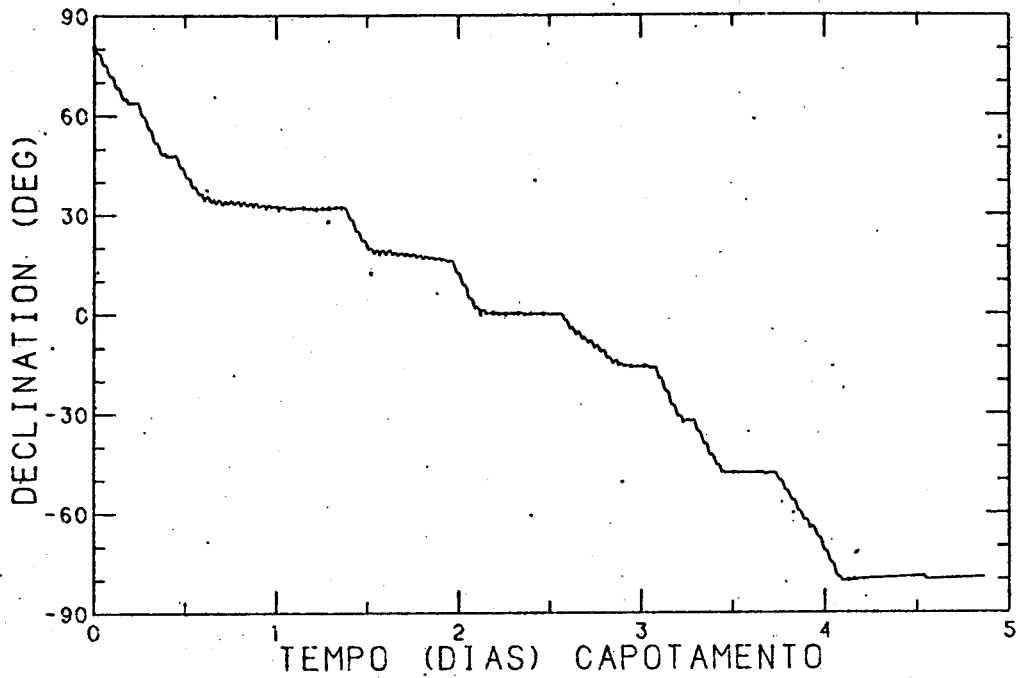


Fig. 2.6 - Declinação x tempo.

A escolha de  $\alpha = 180$  graus na sequência acima permitiu realizar a manobra de capotamento em declinação sem que o vínculo térmico fosse violado, pois neste equinócio a ascensão reta do Sol é de 180 graus.

A geração de torques de controle para manutenção da velocidade do eixo de rotação é obtida por uma bobina de plano. O torque  $T_c$  gerado por esta bobina tem que ser maior que o de Foucault ( $T_f$ ).

De acordo com a Figura 2.8, o decaimento da velocidade do eixo é de aproximadamente 0,05 rpm/dia, com o qual estima-se que  $T_f = 6E-07$  N.m. O ângulo entre a bobina de plano e o campo magnético, Figura 2.9, oscila entre 5 e 90 graus, de modo que o torque médio de controle gerado por esta bobina é aproximadamente  $5E-06$  N.m quando o valor do momento magnético gerado pela bobina é de  $0,5$  A.m<sup>2</sup>.

Tendo em vista que a velocidade nominal de rotação do satélite é de  $10 \pm 2$  rpm, observa-se pela Figura 2.8 que: i) após decorridos aproximadamente 38 dias, esta velocidade atinge seu valor mínimo (8 rpm) com a bobina de plano desligada; ii) são necessários aproximadamente 10 dias para atingir seu limite superior (12 rpm) com a bobina ligada.

Uma especificação física possível para a bobina de plano, considerando a geração nominal de  $0,5$  A.m<sup>2</sup> e tensão de alimentação de  $15V \pm 5\%$  é:

R	=	0,123	m
A	=	0,047	m <sup>2</sup>
n	=	600	espiras
I	=	17,7	mA
P <sub>max</sub>	=	0,28	W
P <sub>min</sub>	=	0,25	W

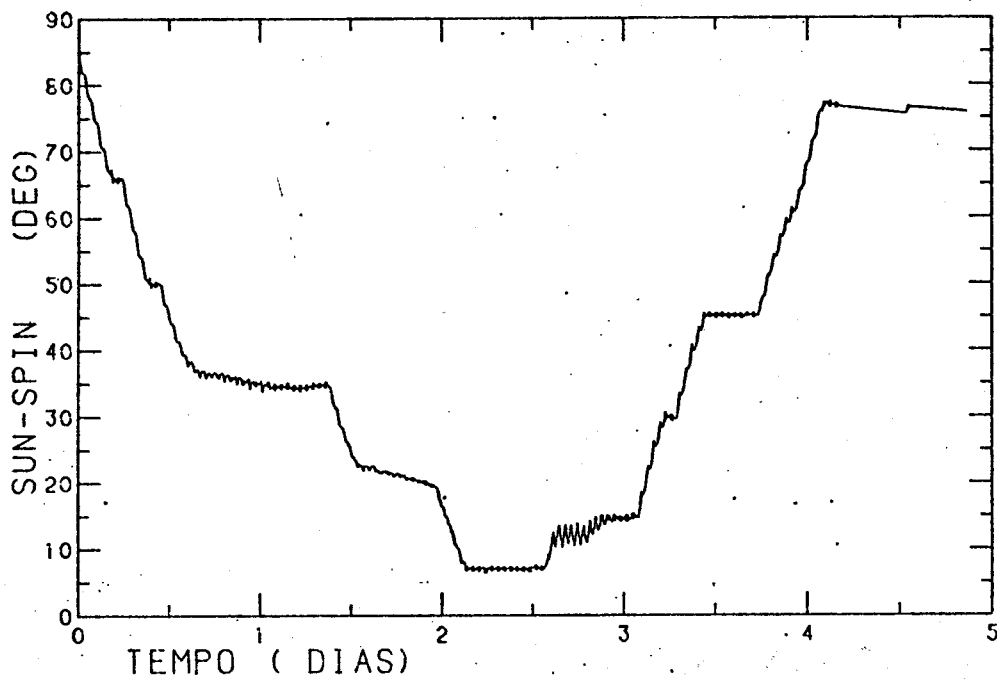


Fig. 2.7 - Ângulo do Sol-eixo do satélite x tempo.

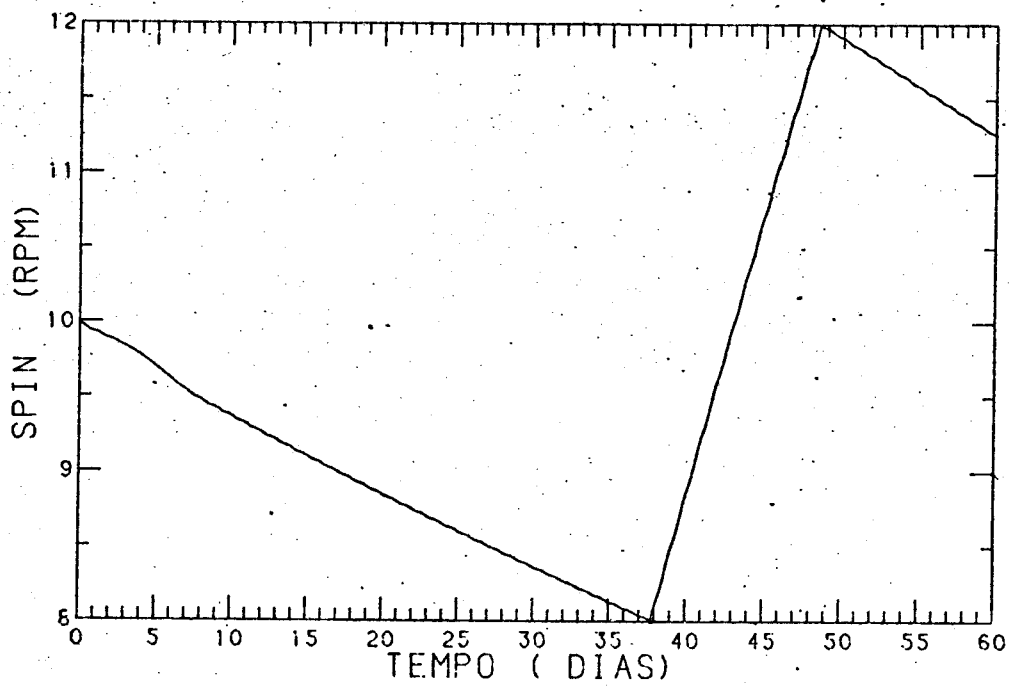


Fig. 2.8 - Decaimento x tempo.

A Figura 2.10 mostra o caso do decaimento da rotação em função do tempo por um período de 90 dias, onde o momento magnético residual foi tomado igual a  $-0,1 \text{ Am}^2$ .

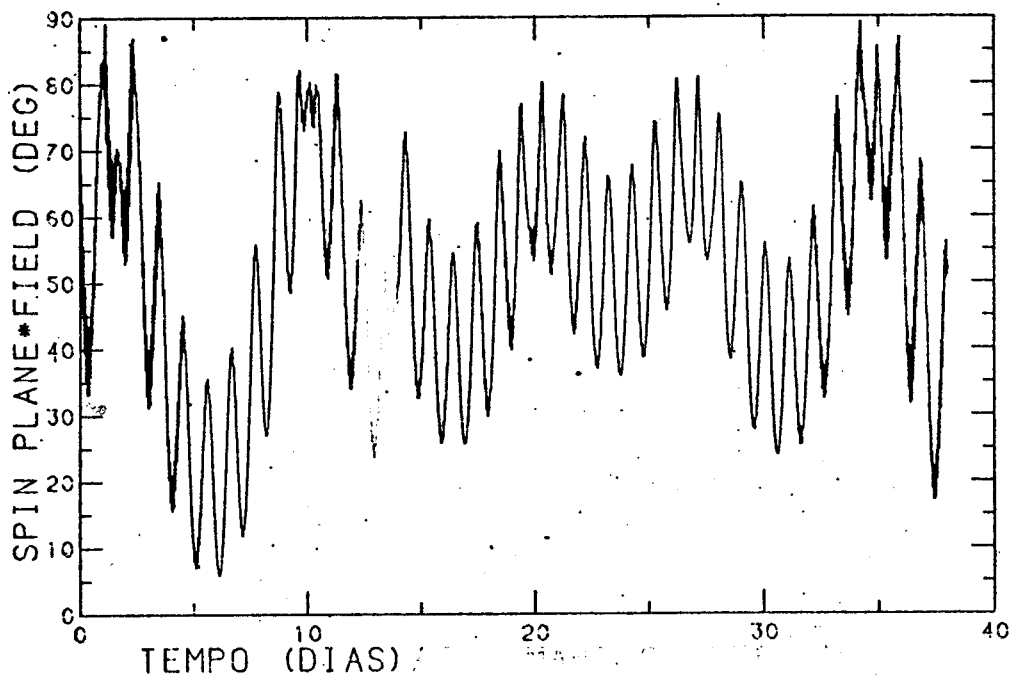


Fig. 2.9 - Ângulo entre campo magnético e bobina de plano x tempo.

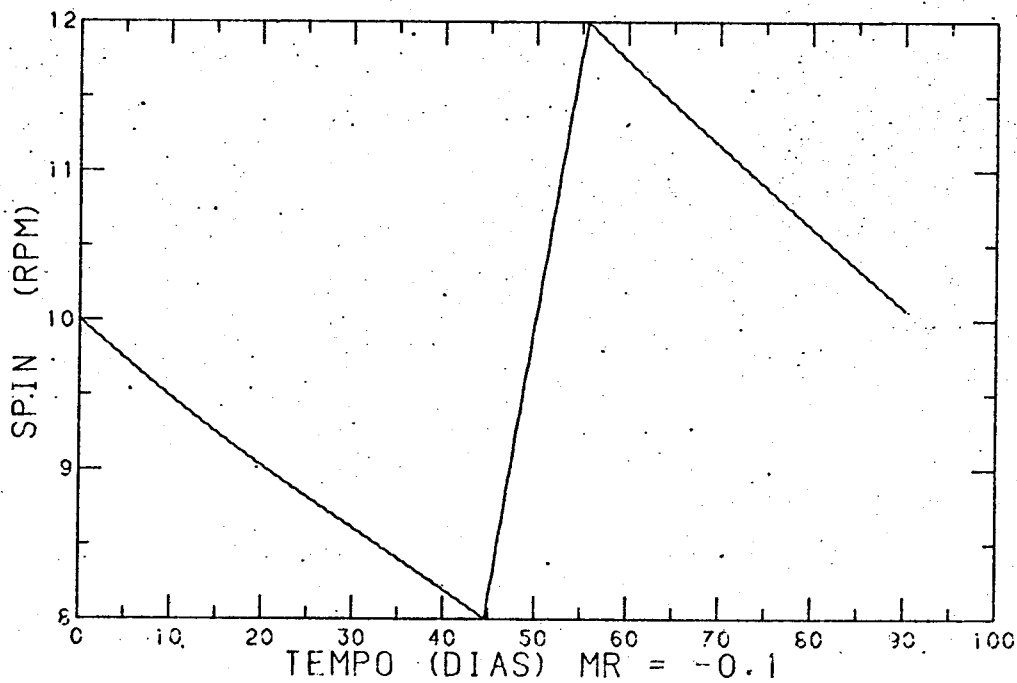


Fig. 2.10 - Decaimento x tempo.



### CAPÍTULO 3

#### IMPLEMENTAÇÃO DO CONTROLE

O controle utilizado na simulação das manobras de apontamento pode ser implementado de forma autônoma, isto é, em malha fechada a bordo do satélite ou, então, ser baseado em terra. O controle autônomo apresenta dificuldades técnicas de implementação e, sob certos aspectos, tem uma confiabilidade menor. Em vista disso, recomenda-se o emprego do controle em malha aberta, calculado previamente em terra.

As manobras seguiriam, portanto, o seguinte procedimento:

- 1 - A partir da leitura dos sensores de atitude (sensor solar e magnetômetro) enviadas por telemetria, a atitude seria determinada no Centro de Controle e uma propagação seria gerada, procurando identificar o instante em que a atitude do satélite atingiria o limite imposto pelos requisitos pré-estabelecidos para a missão ( $\epsilon_2$ ).
- 2 - A partir de novos dados recebidos esse instante seria gradativamente refinado, aumentando a confiabilidade e a precisão com que seria obtido. Neste intervalo, procura-se também melhorar o modelo dinâmico da propagação da atitude através de ajuste de parâmetros, de forma a minimizar os erros entre a trajetória prevista e a real.

- 3 - Obtido o instante em que a atitude atinge o desvio máximo permitido, procede-se à determinação da manobra, que consiste em se estabelecer os instantes de chaveamento e polaridades da bobina. O torque magnético gerado orientará o satélite na atitude nominal novamente.
  
- 4 - Numa passagem do satélite sobre uma estação terrena, os instantes de comutação da bobina seriam armazenados a bordo para, no instante apropriado, serem comandados pelo computador de bordo. Efetuada a manobra, repetem-se os procedimentos.

Caso a atitude final não se encontre dentro do apontamento fino após a manobra, pode-se efetuar uma segunda manobra com valores mais próximos do nominal (pois a primeira manobra certamente levará o satélite para a região de apontamento fino) e, portanto, de curta duração. O intervalo entre tais correções seria, a princípio, fixado pelo tempo necessário para se obter uma boa estimativa da atitude após uma manobra.

O controle da velocidade de rotação do satélite deverá ser efetuado de forma autônoma, já que a rapidez da comutação da bobina de plano (responsável por tal controle) dificulta a implementação de um controle com base na Terra. Até o presente momento, a forma mais prática de se efetuar tal controle seria a partir do sinal do eixo do magnetômetro no plano de rotação perpendicular ao eixo da bobina de plano. Embora de fácil implementação e construção, tal controle tem como inconveniente principal ser um ponto crítico a falhas, causando a perda da missão em caso de mal funcionamento.

Nas simulações, o tempo necessário para levar a velocidade angular do satélite de 8 a 12 rpm foi de 10 dias, utilizando-se uma bobina de 0,5 Am<sup>2</sup>. Uma nova manobra seria necessária após 95 dias, o que resultaria em um fator de 12%, aproximadamente, do tempo total da missão gasto nas manobras de manutenção da rotação. Supondo que exista uma relação linear, se as manobras fossem realizadas a cada 30 dias (um tempo equivalente ao previsto para as manobras de apontamento), seriam necessários 3,6 dias para se acelerar o satélite de 9,7 a 10,3 rpm. Caso se deseje que o intervalo de atuação deste controle seja compatível com as manobras de apontamento (cerca de 10 horas), por restrições de consumo de energia (já que o magnetômetro e talvez o computador de bordo precisam permanecer ligados durante toda a manobra), deve-se aumentar o momento magnético da bobina de plano para cerca de 4 Am<sup>2</sup>. É claro, o consumo de energia será o mesmo, porém a manobra será realizada num tempo significativamente menor, o que se traduz por um menor intervalo no tempo em que a carga útil permanece desativada devido às manobras.

## CAPÍTULO 4

### VISIBILIDADE

Os ângulos de contato do satélite com as estações, ou seja, os ângulos formados entre as direções estação-satélite e o eixo de rotação são esquematicamente mostrados nas Figuras 4.1 a 4.5.

As figuras mostram as zonas de silêncio (hachuradas) do satélite, isto é, as regiões onde não há comunicação com uma dada estação ou PCD, devido ao posicionamento relativo do satélite com respeito à estação. Ao sobrevoar uma dessas regiões, o satélite formará com a estação um ângulo menor que 10 graus (ou maior que 170 graus) e, com isso, devido ao lóbulo das antenas, ocorre a perda do sinal.

Foi utilizada na geração das figuras uma altitude orbital média de 750 km, com círculos de visibilidade de Cuiabá e das PCD's de 0 graus de elevação mínima. Considerou-se 4 PCD's supostamente localizadas em pontos extremos do Brasil: Natal, Oiapoque, Porto Rico e Chuí. As figuras diferenciam-se entre si com relação à atitude do satélite: a primeira possui declinação do eixo de rotação de 90 graus e, nas demais, a declinação é de 80 graus, com longitudes do eixo de rotação iguais a -56,1 graus (mesma longitude de Cuiabá), 33,9, 123,9 e -146,1 graus, respectivamente. As quatro últimas figuras representam, portanto, situações extremas para o apontamento do eixo de rotação. Deve ser ressaltado que quando o satélite perde contato com Cuiabá (ao sobrevoar a área com hachuras mais densas), deixa-se

de receber os sinais de todas as PCD's. O mesmo não acontece quando o satélite se encontra na zona de silêncio de uma particular PCD (área com hachuras menos densas). Neste caso, apenas o sinal da PCD deixará de ser recebido em Cuiabá.

Outro fato importante a ser observado é a relativa concentração das zonas de silêncio no sul do Brasil. Em virtude desta concentração, a probabilidade do satélite sobrevoar uma destas áreas será maior para inclinações orbitais mais elevadas, pois as latitudes máxima e mínima atingidas pelo satélite em órbita são exatamente iguais à inclinação orbital.

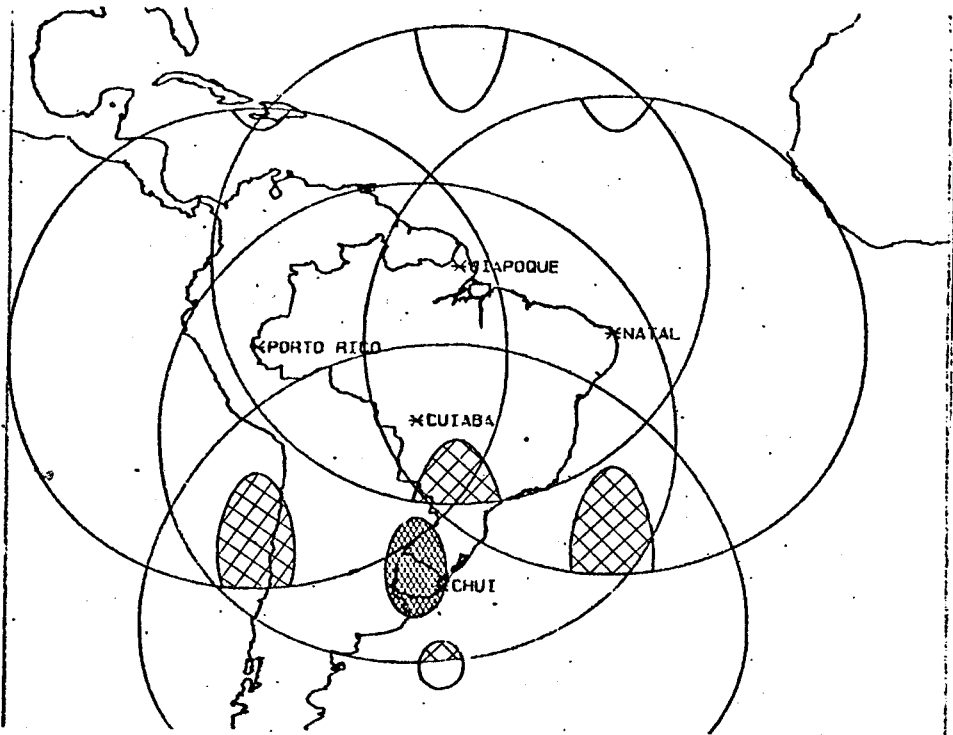


Fig. 4.1 - Zonas de silêncio, para:  $\alpha = 0^\circ$ ,  $\delta = 90^\circ$

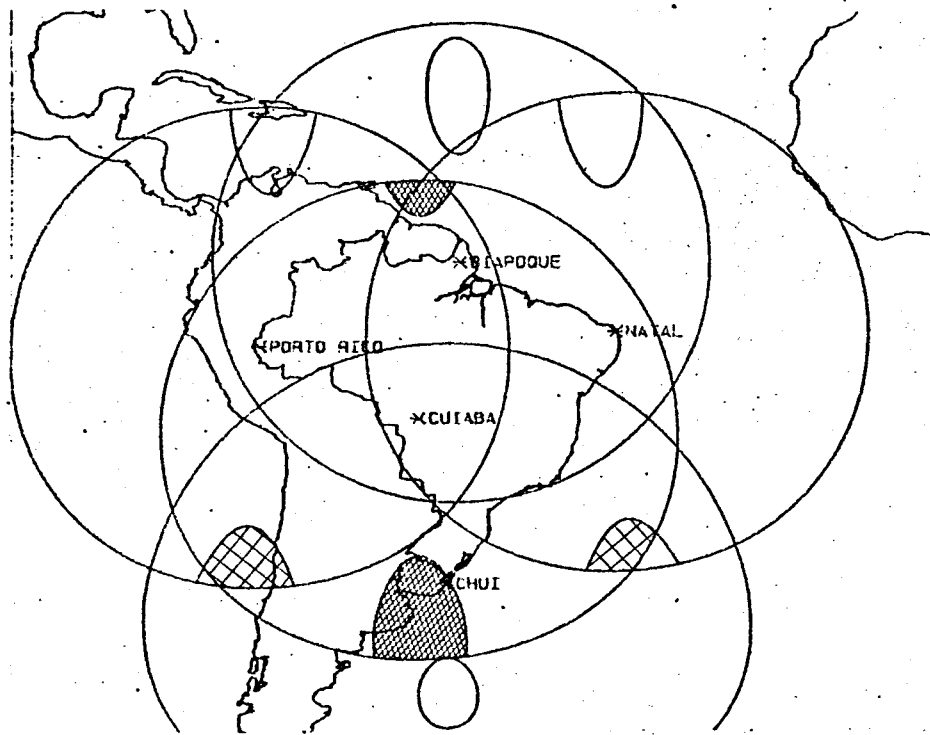


Fig. 4.2 - Zonas de silêncio, para:  $\alpha = -56,1^\circ$ ,  $\delta = 80^\circ$ .

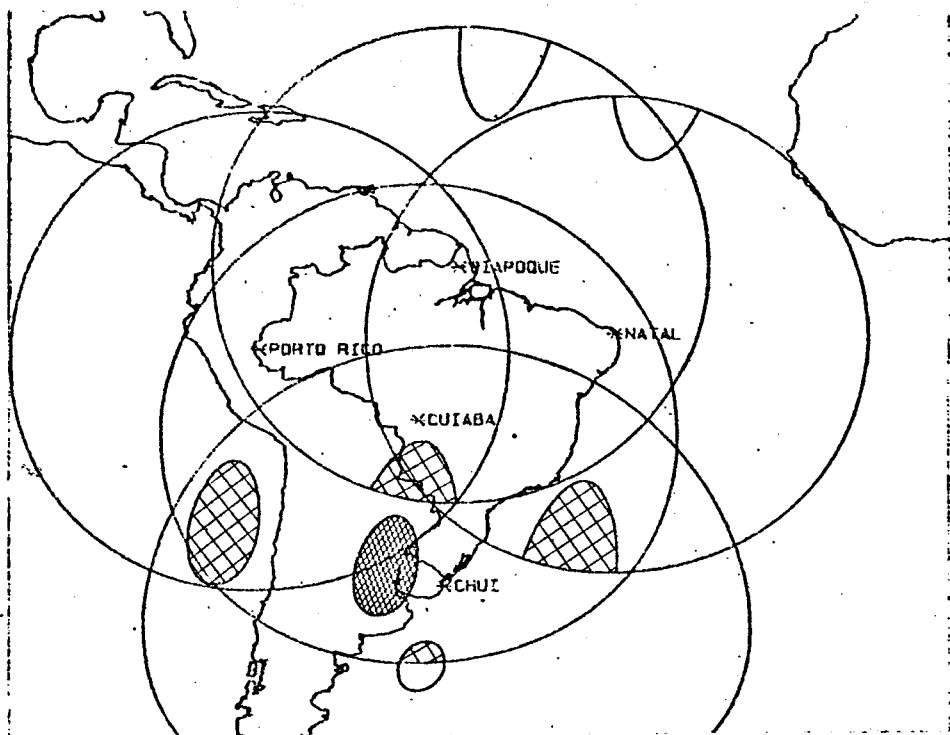


Fig. 4.3 - Zonas de silêncio, para:  $\alpha = 33,9^\circ$ ,  $\delta = 80^\circ$ .

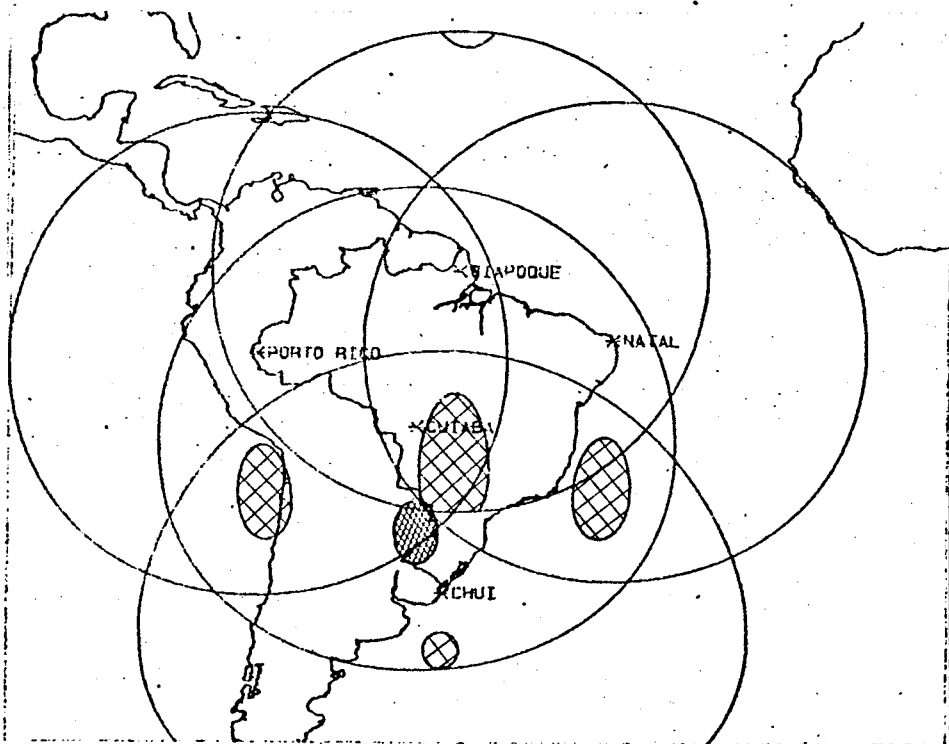


Fig. 4.4 - Zonas de silêncio, para:  $\alpha = 123,9^\circ$ ,  $\delta = 80^\circ$ .

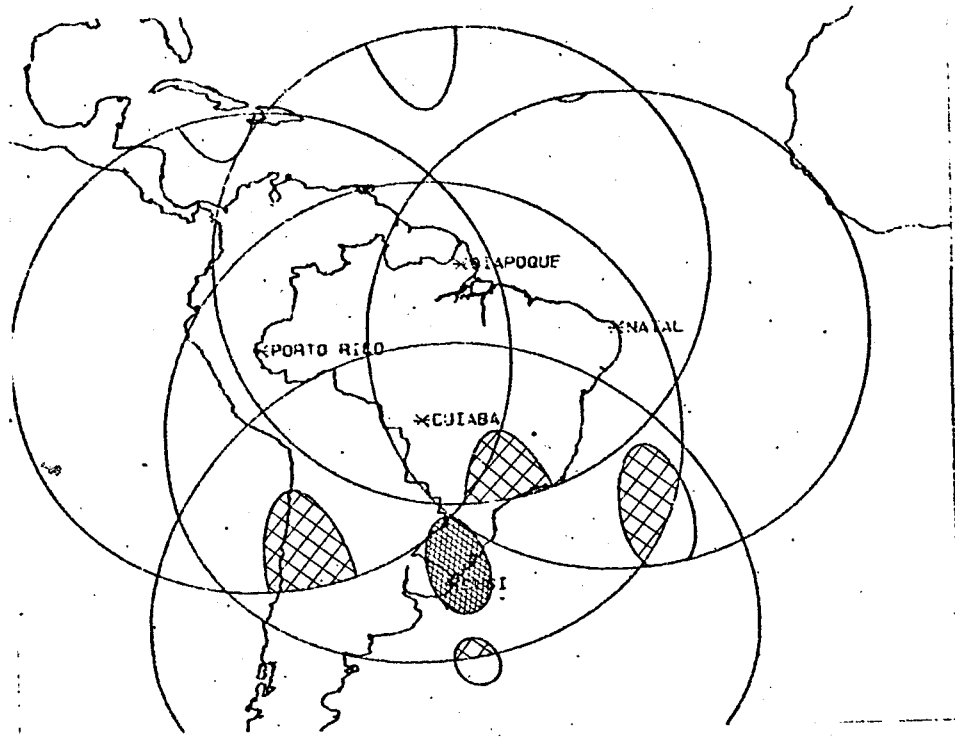


Fig. 4.5 - Zonas de silêncio, para:  $\alpha = -146,1^\circ$ ,  $\delta = 80^\circ$ .



REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- CARRARA, V.; RAMA RAO, K. Analysis of aerodynamic torque influence on the data collection satellite. São José dos Campos, INPE, 1988. Comunicação interna.
- KAULA, W.M. Theory of satellite geodesy. London, Blaisdell, 1966.
- KUGA, H.K.; SILVA, W.C.C.; GUEDES, U.T.V. Dinâmica de atitude para satélites estabilizados por rotação. São José dos Campos, INPE, 1987 (INPE-4403-NTE/275).
- ORLANDO, V.; FERRARESI, V.A. Torque coil specification. São José dos Campos, INPE, 1987. (Documento nº A-ETC-0031). Restrito.
- SANTANA, C.E.; KONO, J.; GALVÃO, B.S.M.C.; SILVA, M.M.; CEBALLOS, D.C. Spacecraft specification. São José dos Campos, INPE, 1987. (Documento nº A-ETC-0002). Restrito.
- SILVA, W.C.C.; FERREIRA, L.D.D. Satélite artificial - Movimento orbital. São José dos Campos, INPE, 1984 (INPE- 3136-RPE/458).

APÊNDICE A

CONDIÇÕES INICIAIS

DIA , MES , ANO  
19, 7, 1989.,  
HORA , MIN , SEC  
18, 15, 0.,  
SEMI-EIXO MAIOR (M)  
7130407.06,  
E X C E N T R I C I D A D E  
0.040831,  
INCLINACAO (GRAU)  
23.8236,  
LONG. DO NODO ASCENDENTE (GRAU)  
256.1982,  
ARGUMENTO DO PERIGEL (GRAU)  
220.4098,  
ANOMALIA MEDIA (GRAU)  
232.8302  
ASCENCAO RETA INICIAL, (GRAU)  
127.42214,  
DECLINACAO: INIC., (GRAL)  
+20.375807,  
VELOC. ANG. DO EIXO DE ROTACAO (RPM)  
10,