

**Uma investigação sobre o uso  
de mais de uma antena em  
receptores GPS com uma entrada RF**

*Bolsista:*

*Eduardo Bertoldi*

*Instituto Tecnológico de Aeronáutica*

*Orientador:*

*Paulo Giacomo Milani*

*Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais*

**São José dos Campos**

**Junho, 2004**

## **RESUMO**

Esse trabalho apresenta as características e limitações do funcionamento de um receptor GPS acoplado a mais de uma antena. Inicialmente, serão discutidos alguns efeitos que levam à impossibilidade de rastreamento do sinal recebido, com ênfase no stress dinâmico. Em seguida, são mostrados dois exemplos em que o receptor GPS é submetido a sinais provenientes de mais de uma antena. Logo após, é feita uma modelagem das condições dinâmicas cuja aplicação interessa a este trabalho. Ao final, são apresentadas sugestões para possíveis melhorias no sistema, as conclusões obtidas e sugestões para futuros trabalhos.

## SUMÁRIO

	Pág.
<b>1 INTRODUÇÃO .....</b>	<b>6</b>
<b>2 APRESENTAÇÃO DO PROBLEMA.....</b>	<b>6</b>
2.1 MODELAGEM DAS FONTES DE ERRO .....	6
2.1.1 <i>PLL</i> .....	7
2.1.2 <i>FLL</i> .....	10
2.1.3 <i>DLL</i> .....	11
2.2 DETALHAMENTO DO STRESS DINÂMICO.....	12
2.3 CASOS PRÁTICOS .....	13
2.3.1 <i>Experimento DLR</i> .....	14
2.3.2 <i>Plataforma SubOrbital</i> .....	16
2.3.3 <i>Experimento Realizado no INPE</i> .....	17
<b>3 MODELAGEM .....</b>	<b>23</b>
<b>4 SUGESTÕES DE MELHORIAS DO SISTEMA.....</b>	<b>27</b>
<b>5 CONCLUSÕES .....</b>	<b>28</b>
<b>6 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS.....</b>	<b>28</b>
<b>7 AGRADECIMENTOS.....</b>	<b>29</b>
<b>8 REFERÊNCIAS .....</b>	<b>30</b>

## LISTA DE FIGURAS

	Pág.
FIGURA 1: PERFORMANCE DE RASTREIO DO DLL PARA UM SINAL GPS P(Y) .....	12
FIGURA 2: PERFORMANCE DE RASTREIO DO PLL PARA UM SINAL GPS L1. ....	13
FIGURA 3: ESTRUTURA UTILIZADA NO EXPERIMENTO DO DLR .....	15
FIGURA 4: PERDA DE RASTREIO DO SINAL GPS (EIXO X = TEMPO [s]).....	15
FIGURA 5: ALTURA DA PSO [M] PELO TEMPO [s].....	17
FIGURA 6: DIAGRAMA DE IRRADIAÇÃO NO PLANO HORIZONTAL.....	23
FIGURA 7: (I) O SINAL DO SATÉLITE É RECEBIDO SOMENTE PELA ANTENA A, (II) O SINAL PASSA A SER RECEBIDO SOMENTE PELA ANTENA B .....	24
FIGURA 8: DESLOCAMENTO DO CENTRO FASE.....	25
FIGURA 9: MUDANÇA DA VELOCIDADE DO CENTRO FASE.....	26
FIGURA 10: ALTERAÇÃO DA ACELERAÇÃO DO CENTRO FASE .....	26

## LISTA DE TABELAS

	Pág.
TABELA 1: DADOS DO EXPERIMENTO PARA R=40CM (ANTENA PARADA) .....	18
TABELA 2 - DADOS DO EXPERIMENTO PARA R=40CM E F=10RPM .....	18
TABELA 3 - DADOS DO EXPERIMENTO PARA R=40CM E F=20RPM .....	19
TABELA 4 - DADOS DO EXPERIMENTO PARA R=40CM E F=30RPM .....	19
TABELA 5 - DADOS DO EXPERIMENTO PARA R=40CM E F=40RPM .....	19
TABELA 6 - DADOS DO EXPERIMENTO PARA R=40CM E F=50RPM .....	19
TABELA 7 - DADOS DO EXPERIMENTO PARA R=40CM E F=55RPM .....	20
TABELA 8 - DADOS DO EXPERIMENTO PARA R=40CM E F=60RPM .....	20
TABELA 9 - DADOS DO EXPERIMENTO PARA R=40CM E F=65RPM .....	20
TABELA 10 - DADOS DO EXPERIMENTO PARA R=2M (ANTENA PARADA) .....	20
TABELA 11 - DADOS DO EXPERIMENTO PARA R=2M E F=10RPM .....	21
TABELA 12 - DADOS DO EXPERIMENTO PARA R=2M E F=20RPM .....	21
TABELA 13 - DADOS DO EXPERIMENTO PARA R=2M E F=30RPM .....	21
TABELA 14 - DADOS DO EXPERIMENTO PARA R=2M E F=40RPM .....	21
TABELA 15 - DADOS DO EXPERIMENTO PARA R=2M E F=50RPM .....	22
TABELA 16 - DADOS DO EXPERIMENTO PARA R=2M E F=60RPM .....	22

# 1 INTRODUÇÃO

A forma como o receptor GPS processa o sinal proveniente de um satélite é um tipo de sistema de controle que compara o sinal de entrada com uma reprodução interna do sinal e determina a defasagem ocasionada no percurso satélite-antena. Caso o sinal a ser analisado no receptor apresente ruído, como em geral ocorre, o funcionamento das malhas de rastreamento fica comprometido. O simples acoplamento de duas antenas a um mesmo receptor pode gerar problemas caso elas não estejam suficientemente próximas uma da outra. O sistema, entretanto, admite uma margem de erro, na qual o sistema ainda funciona sem prejuízo das determinações de posições. Porém, quando o ruído atinge limites inaceitáveis, o receptor perde a capacidade de processar o sinal recebido e diz-se que o receptor está em *out of lock*.

Os efeitos que fazem com que o receptor perca o rastreamento são variados, desde o ruído térmico às variações na fase de osciladores internos. O que será analisado com profundidade neste trabalho é a influência de condições dinâmicas adversas sobre o sinal recebido pelo receptor. O ruído causado pela dinâmica do sistema é chamado de stress dinâmico e será tratado com cuidado nos próximos itens.

## 2 APRESENTAÇÃO DO PROBLEMA

### 2.1 Modelagem das Fontes de Erro

O funcionamento da malha de rastreamento em um receptor GPS pode ser afetado por diversas fontes de erro. O ruído térmico do filtro, o ruído de fase do oscilador interno, as instabilidades da frequência de referência do oscilador e o stress dinâmico são as principais fontes de problemas no rastreamento do sinal.

A teoria utilizada para quantificar a influência desses erros leva em conta o efeito causado por eles na reprodução interna do sinal de entrada em termos de defasagem entre os dois. Conforme o sinal reproduzido e comparado com o sinal de entrada estiver defasado acima

de um certo valor, o qual, mais a diante detalharemos, o receptor não conseguirá manter o rastreio.

Como a quantificação dos ruídos internos do receptor não é determinística, o que temos, na verdade, é uma distribuição estatística gaussiana dessas fontes de erro. Assim sendo, a abordagem que se utiliza é considerar que  $3\sigma$  não deve ultrapassar os limites de defasagem impostos para a manutenção do rastreio, onde  $\sigma$  é a covariância desse erro, cuja média é considerada nula.

A seguir, analisa-se a influência dos erros em cada tipo de malha de rastreio, PLL (Phase Locked Loop), FLL (Frequency Locked Loop), malha de rastreio da portadora, por fase e por frequência, respectivamente e DLL (Delay Locked Loop), malha de rastreio do código.

### 2.1.1 PLL

#### *Ruído Térmico no PLL*

Na malha de rastreio da portadora por fase, a principal fonte de erro é o ruído térmico, tanto que em certas aplicações este é considerado como o único ruído, pois os outros podem ser negligenciados. A covariância do ruído térmico é calculada como a seguir [1]:

$$\sigma_{r,PLL} = \frac{360}{2\pi} \sqrt{\frac{B_n}{c/n_0} \left( 1 + \frac{1}{2T c/n_0} \right)} \text{ (graus)} \quad (1)$$

onde:

$B_n$  = Largura de banda do ruído na malha de portadora

$c/n_0$  = Relação sinal ruído da portadora ( $10^{\frac{C/N_0}{10}}$ ), com  $C/N_0$  em dB

T = PIT (Predection Integration Time) Tempo de Integração e Pré- Detecção

Da Eq. 1, pode-se ver que o ruído térmico diminui com o aumento da relação sinal ruído e com o aumento do tempo de integração e pré-deteccção. Enquanto que o ruído térmico é proporcional à raiz quadrada da largura de banda do ruído. Essa análise tem o intuito de dar uma noção empírica do que representa o ruído da malha de portadora.

#### *Ruído de Fase do Oscilador Interno Induzido por Vibração*

Esse é um problema de difícil levantamento de parâmetros e de complexa análise. A equação que nos dá a covariância desse ruído é dada abaixo [1]:

$$\sigma_v = \frac{360 f_L}{2\pi} \sqrt{\int_{f_{\min}}^{f_{\max}} S_v^2(f_m) \frac{P(f_m)}{f_m^2} df_m (graus)} \quad (2)$$

onde:

$f_L$  = Freqüência do sinal de entrada

$S_v(f_m)$  = Sensibilidade na variação de freqüência como função de  $f_m$

$f_m$  = Freqüência aleatória de vibração

$P(f_m)$  = Potência da vibração aleatória como função de  $f_m$

#### *Desvio de Fase do oscilador (Allan Deviation)*

As equações que determinam esse tipo de ruído são empíricas e se referem à instabilidade da freqüência de referência do oscilador interno. Segundo [1]:

$$\theta_A = 360 \frac{\Delta\theta}{\omega_L \tau} \frac{f_L}{B_n} (graus) \quad (3)$$

#### *Stress Dinâmico*

O sistema de reprodução do sinal de entrada em um receptor GPS é, em suma, um sistema de controle, o qual pode ser sensível a certas dinâmicas dependendo da ordem do filtro



utilizado. A equação que relaciona o erro de rastreo do sinal de entrada com as características do sistema se encontram abaixo [1]:

$$\theta_e = \frac{d^n R / dt^n}{\omega_0^n} \quad (4)$$

$\omega_0$  se relaciona com  $B_n$  segundo as relação abaixo [1]:

$$\begin{aligned} \text{Para um filtro de 1ª ordem: } B_n &= 0,25\omega_0 \\ \text{Para um filtro de 2ª ordem: } B_n &= 0,53\omega_0 \\ \text{Para um filtro de 3ª ordem: } B_n &= 0,7845\omega_0 \end{aligned} \quad (5)$$

onde:

- $B_n$  = Largura de banda do ruído na malha de portadora
- R = Deslocamento do receptor na direção de propagação do sinal (em graus)
- n = Ordem do filtro

Atente-se ao fato de que o stress dinâmico é conhecido como um “efeito 3-sigma”, assim chamado porque sua determinação não é estatística, ou seja, a ele deve ser somada três vezes a covariância resultante dos outros erros.

Temos, portanto, que a covariância total é [1]:

$$3\sigma_{PLL} = 3\sigma_i + \theta_e$$

onde:

$$\sigma_i = \sqrt{\sigma_{iPLL}^2 + \sigma_V^2 + \theta_A^2} \quad (6)$$

O distanciamento máximo entre o sinal reproduzido internamente ao receptor e o sinal de entrada deve ser de 45 graus, caso exceda esse limite teremos problemas com o rastreo, ou seja:

$$3\sigma_{PLL} \leq 45 \text{ graus [1]} \quad (7)$$

## 2.1.2 FLL

### *Ruído Térmico no FLL*

Na malha de rastreamento da portadora por frequência, os principais fatores que influenciam a continuidade do rastreamento são o ruído térmico e o stress dinâmico. Os desvios gerados por esses erros são, neste caso, dados em “hertz”. Abaixo, indica-se o cálculo do ruído térmico [1]:

$$\sigma_{f_{FLL}} = \frac{1}{2\pi T} \sqrt{\frac{4FB_n}{c/n_0} \left[ 1 + \frac{1}{T c/n_0} \right]} \text{ (Hz)} \quad (8)$$

onde:  $F$  = 1, para uma alta relação sinal-ruído  
= 2, relação sinal-ruído próximo ao limite de rastreamento

### *Stress Dinâmico*

O principal fator que diferencia o FLL do PLL é uma resposta mais satisfatória do primeiro quando submetido a situações de elevado stress. O filtro utilizado no FLL é uma ordem superior ao utilizado no PLL equivalente, o que faz com que o sistema seja sensível somente ao stress de ordem superior ao que sensibiliza o PLL. Esse fato é mostrado abaixo, na discriminação do erro por stress dinâmico [1]:

$$f_e = \frac{d}{dt} \left( \frac{1}{360\omega_0^n} \frac{d^n R}{dt^n} \right) = \frac{1}{360\omega_0^n} \frac{d^{n+1} R}{dt^{n+1}} \text{ (Hz)} \quad (9)$$

Os limites de rastreamento no caso do FLL são [1]:

$$3\sigma_{FLL} = 3\sigma_{f_{FLL}} + f_e \leq \frac{0,25}{T} \text{ (Hz)} \quad (10)$$

### 2.1.3 DLL

#### *Ruído Térmico no DLL*

Na malha de rastreamento do código, as fontes de erro são, como no FLL, o ruído térmico e o stress dinâmico. Neste caso, os erros são medidos em “chips”, unidade essa referente a um período completo da transmissão de um bit do código. Abaixo, apresentamos a equação referente ao ruído térmico no DLL [1]:

$$\sigma_{iDLL} = \sqrt{\frac{2d^2 B_n}{c/n_0} \left[ 2(1-d) + \frac{4d}{T c/n_0} \right]} \text{ (chips)} \quad (11)$$

onde

$d$  = Espaçamento entre os sinais correlatores adiantado, em fase e atrasado (em chips)

$B_n$  = Largura de banda do ruído no código

#### *Stress Dinâmico*

O stress dinâmico no DLL é determinado por [1]:

$$R_e = \frac{d^n R / dt^n}{\sigma_0^n} \quad (12)$$

Para o DLL, o limite de rastreamento é estipulado como a seguir [1]:

$$3\sigma_{DLL} = 3\sigma_{iDLL} + R_e \leq d \quad (13)$$

## 2.2 Detalhamento do Stress Dinâmico

Com as Eq. (1 - 13), pode-se estipular os fatores limitantes para o rastreamento de um sinal GPS vindo de um determinado satélite. Se forem conhecidas as características do receptor utilizado para o rastreamento do sinal, como ordem do filtro, tempo de integração e pré-deteção, pode-se levantar curvas que relacionam o nível de stress dinâmico (velocidade, aceleração) e a relação sinal-ruído com o valor do erro total em cada uma das malhas de rastreamento. Uma vez que se tem acesso, no receptor GPS, ao valor da relação sinal-ruído do sinal proveniente de cada satélite, pode-se relacionar diretamente o nível de stress dinâmico com os limites de rastreamento.

As curvas mostradas a seguir foram extraídas da referência [3] e relacionam a performance do receptor, quando submetido a stress de velocidade (FIGURA 1) e de aceleração (FIGURA 2). Respectivamente, são analisadas as malhas de código (DLL) e de portadora (PLL) [3].

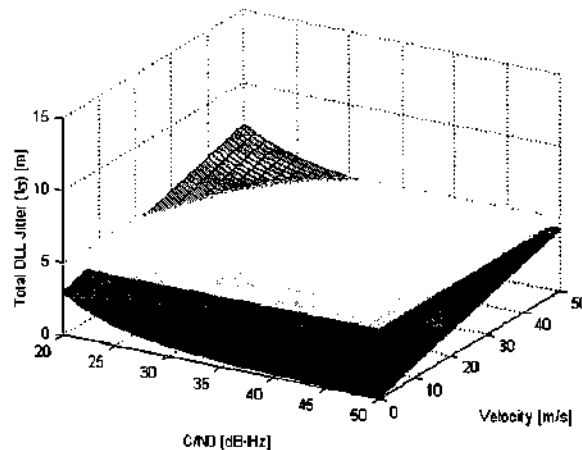


FIGURA 1 - Performance de rastreamento do DLL para um sinal GPS P(Y)  
FONTE: Irsigler, M. (2002, p.6).

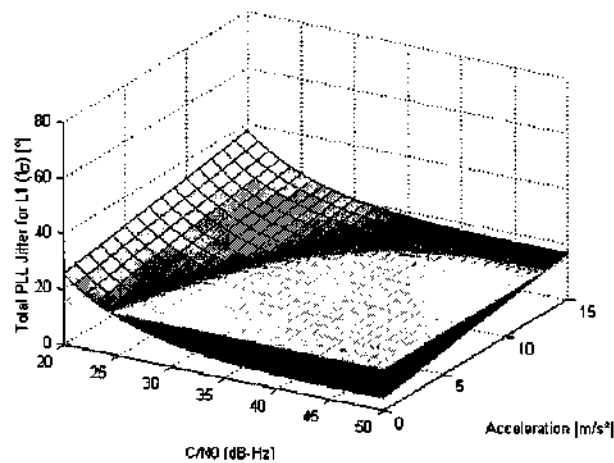


FIGURA 2 - Performance de rastreamento do PLL para um sinal GPS L1.  
 FONTE: Irsigler, M. (2002, p.6).

Nas duas figuras apresentadas o receptor GPS possuía o tempo de integração e pré-deteccção  $T = 20ms$ .

### 2.3 Casos Práticos

As análises discutidas nos itens 2.1 e 2.2 são relevantes nas aplicações de posicionamento via GPS em que o sistema receptor apresenta um comportamento dinâmico, ou seja, a antena receptora tem sua posição variante no tempo, com relação à direção de propagação do sinal GPS vindo dos satélites.

Nos próximos itens, são apresentados três casos em que o comportamento dinâmico do sistema influenciou diretamente no rastreamento do sinal. O item 2.3.1 se refere a um experimento realizado no Centro Aeroespacial Alemão, Deutsche Forschung und Versuchs Zentrum für Luft und Raumfahrt (DLR), o item 2.3.2 apresenta dados de voo do rastreamento da Plataforma SubOrbital (PSO) e o item 2.3.3 mostra alguns resultados obtidos em um experimento que fez parte desse trabalho e que foi realizado no INPE.

### **2.3.1 Experimento DLR**

Este experimento foi realizado no Centro Aeroespacial Alemão em novembro de 1999 e objetivou analisar a possibilidade de se utilizar uma estrutura de duas antenas colocadas de forma diametralmente opostas em um cilindro, como mostra a FIGURA 3.

Com o cilindro girando, o sinal vindo de um determinado satélite é captado, em uma parte do tempo, por uma antena e, em outra parte do tempo, pela outra antena, visto que as antenas giram junto com cilindro. Esse movimento da antena de recepção em relação à direção da propagação do sinal gera um ruído por stress dinâmico, conforme foi mostrado no item 2.1.

Conforme a velocidade de rotação do cilindro aumenta, o nível de ruído por stress dinâmico é incrementado, visto que as grandezas que caracterizam o movimento (velocidade, aceleração, jerk) são aumentadas. A seguir, no item 3, se propõe um modelo para essas grandezas.

O que foi visto no experimento do DLR é que em um certo valor de velocidade angular o receptor perdeu o rastreamento como mostrado na FIGURA 4.



FIGURA 3 - Estrutura utilizada no experimento do DLR.  
 FONTE: Enderle, W. (2000, p. 380).

Percebe-se que a velocidade de rotação sobe de 1 [Hz] para 2 [Hz] e, em seguida, o receptor perde o rastreamento do sinal. Quando a velocidade de rotação diminui até 0,25 [Hz], o receptor volta a rastrear o sinal (quando a malha de rastreamento consegue um “lock” novamente com o sinal de entrada).

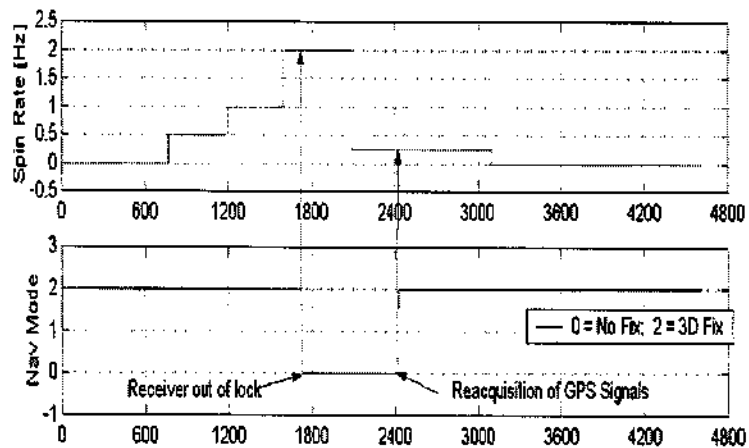


FIGURA 4 - Perda de rastreamento do sinal GPS (eixo x = tempo [s]).  
 FONTE: Modificado de Enderle, W. (2000, p. 382).

A explicação mais detalhada da montagem do experimento e de seus resultados pode ser encontrada em [4].

### **2.3.2 Plataforma SubOrbital**

Este segundo exemplo, que aqui é citado enfatizando a forma como a dinâmica do sistema influi no rastreamento do sinal GPS, na verdade, foi o experimento que deu origem a este trabalho.

O experimento fez parte de uma missão, que compreendeu o lançamento da PSO, uma plataforma inercial para experimentos de microgravidade, do Centro de Lançamentos da Barreira do Inferno em Natal, RN.

A velocidade máxima atingida foi de 1,85 Km/s e o foguete chegou a 270 Km de altura.

Foram utilizadas duas redes de antenas e dois receptores GPS arquitetados para atender os requisitos de telemetria da missão. O objetivo foi comparar o funcionamento desse sistema em condições dinâmicas com os testes estáticos realizados em laboratório.

Como a altitude e a velocidade atingidas foram muito superiores aos limites estabelecidos para o funcionamento dos receptores utilizados, os dados brutos, sem processamento foram enviados à terra para serem processados por softwares especiais.

O resultado obtido enfatiza a importância desse trabalho, pois o sistema de rastreamento funcionou somente durante os primeiros 48s dos 15 minutos previstos para a missão completa e, mesmo assim, precariamente.



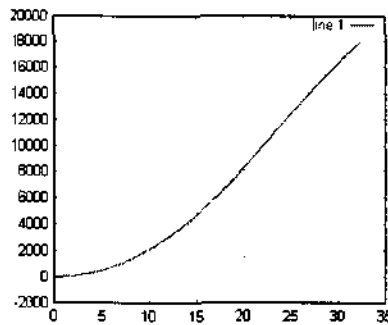


FIGURA 5 - Altura da PSO [m] pelo tempo [s].  
 FONTE: Milani (2001, p. 6).

Um dos receptores funcionou somente em terra, provavelmente por problemas com a aceleração do foguete no lançamento, que chegou a  $98\text{ m/s}^2$ .

A FIGURA 5 apresenta a altitude da PSO durante os primeiros 35 segundos de vôo.

O experimento permitiu a averiguação de que é possível se obter dados de vôo de um foguete por receptores GPS, ao menos até determinada altura ou velocidade de rotação. Entretanto, melhorias obviamente devem ser feitas para um funcionamento mais completo desse método de rastreo.

Explicações sobre a montagem do experimento e sobre os equipamentos utilizados podem ser encontradas na referência [5].

### 2.3.3 Experimento Realizado no INPE

Em maio de 2004, foi realizado no INPE um experimento que objetivou uma verificação concisa de como o stress dinâmico ocasionado por uma antena em movimento circular influencia no rastreo do sinal dos satélites GPS.

A montagem utilizada constituiu-se de uma antena GPS CMC (Canadian Marconi Company), de um receptor GPS também CMC, de um cano de PVC de 4m e de uma mesa de rotação controlada que, juntamente com um painel de controle, enviava as informações do receptor a um computador.

Inicialmente, o cano foi afixado, pelo centro, à mesa de rotação controlada e a antena foi presa a distância de 40cm do centro do cano. A mesa foi colocada para girar até uma velocidade máxima de 65 rpm, sendo que para certos valores de velocidade angular, os dados enviados pelo receptor foram registrados, esses dados são mostrados nas TABELAS (1 - 16).

- Nav. = O satélite está sendo utilizado para a navegação  
 Tracking = O receptor está em processo de rastreamento do satélite  
 MeasReady = A mensagem do satélite foi recebida, mas não é possível o rastreamento

*TABELA 1: Dados do experimento para r=40cm (antena parada)*

SATÉLITE #	30	5	6	21	10	17	25
STATUS	Nav.	Nav.	Nav.	Nav.	Nav.	Nav.	Nav.
ELEVAÇÃO	80	56	48	44	36	35	14
AZIMUTE	208	40	200	297	113	146	243
RSR (dB)	42	50	39	50	43	48	37

*TABELA 2 - Dados do experimento para r=40cm e f=10rpm*

SATÉLITE #	30	5	6	21	10	17	25
STATUS	Nav.	Nav.	Nav.	Nav.	Nav.	Nav.	Nav.
ELEVAÇÃO	86	51	50	48	34	30	15
AZIMUTE	231	35	191	289	120	145	248
RSR (dB)	46	39	47	43	45	42	43

*TABELA 3 - Dados do experimento para  $r=40\text{cm}$  e  $f=20\text{rpm}$*

SATÉLITE #	30	6	21	5	10	17	25
STATUS	Nav.	Nav.	Nav.	Nav.	Nav.	Nav.	Nav.
ELEVAÇÃO	87	50	49	49	33	28	15
AZIMUTE	260	189	287	33	122	144	250
RSR (dB)	47	46	50	41	43	43	46

*TABELA 4 - Dados do experimento para  $r=40\text{cm}$  e  $f=30\text{rpm}$*

SATÉLITE #	30	6	21	10	17	25
STATUS	Nav.	Nav.	Nav.	Nav.	Nav.	Nav.
ELEVAÇÃO	88	51	50	32	27	15
AZIMUTE	283	187	285	123	144	251
RSR (dB)	46	48	51	45	42	45

*TABELA 5 - Dados do experimento para  $r=40\text{cm}$  e  $f=40\text{rpm}$*

SATÉLITE #	30	6	21	10	17	25
STATUS	Nav.	Nav.	Nav.	Nav.	Nav.	Nav.
ELEVAÇÃO	87	51	50	32	26	15
AZIMUTE	311	186	283	124	144	252
RSR (dB)	47	47	50	32	26	15

*TABELA 6 - Dados do experimento para  $r=40\text{cm}$  e  $f=50\text{rpm}$*

SATÉLITE #	30	6	21	10	17
STATUS	Nav.	Nav.	Nav.	Nav.	Nav.
ELEVAÇÃO	87	51	51	31	26
AZIMUTE	323	185	282	125	143
RSR (dB)	46	47	50	44	41

*TABELA 7 - Dados do experimento para r=40cm e f=55rpm*

SATÉLITE #	30	6	21	10	25
STATUS	Nav.	Nav.	Nav.	Nav.	Nav.
ELEVAÇÃO	86	52	51	31	15
AZIMUTE	338	183	280	126	254
RSR (dB)	47	48	50	47	44

*TABELA 8 - Dados do experimento para r=40cm e f=60rpm*

SATÉLITE #	30	6	21	10
STATUS	Nav.	Nav.	Nav.	Nav.
ELEVAÇÃO	85	52	52	30
AZIMUTE	343	182	279	126
RSR (dB)	47	48	50	46

*TABELA 9 - Dados do experimento para r=40cm e f=65rpm*

SATÉLITE #	30	21	6
STATUS	Nav.	Nav.	Nav.
ELEVAÇÃO	84	52	52
AZIMUTE	347	278	180
RSR (dB)	48	49	49

Em seguida, a posição da antena foi modificada para uma distância de 2m do centro. Os dados obtidos são apresentados abaixo:

*TABELA 10 - Dados do experimento para r=2m (antena parada)*

SATÉLITE #	30	21	6	5	10	25	15
STATUS	Nav.	Nav.	Nav.	Nav.	Nav.	Nav.	Nav.
ELEVAÇÃO	81	54	53	40	28	15	11
AZIMUTE	355	273	176	29	130	259	302
RSR (dB)	50	50	46	38	47	44	40

*TABELA 11 - Dados do experimento para  $r=2m$  e  $f=10rpm$*

SATÉLITE #	30	21	6	25	15
STATUS	Nav.	Nav.	Nav.	Nav.	Tracking
ELEVAÇÃO	78	54	53	15	11
AZIMUTE	357	271	174	260	301
RSR (dB)	48	49	49	42	43

*TABELA 12 - Dados do experimento para  $r=2m$  e  $f=20rpm$*

SATÉLITE #	30	21	6	10	25
STATUS	Nav.	Nav.	Nav.	Nav.	Nav.
ELEVAÇÃO	78	55	54	27	15
AZIMUTE	358	269	172	132	261
RSR (dB)	50	50	49	38	39

*TABELA 13 - Dados do experimento para  $r=2m$  e  $f=30rpm$*

SATÉLITE #	30	21	6
STATUS	Nav.	Nav.	Nav.
ELEVAÇÃO	77	55	54
AZIMUTE	359	267	171
RSR (dB)	51	49	49

*TABELA 14 - Dados do experimento para  $r=2m$  e  $f=40rpm$*

SATÉLITE #	30	21	6
STATUS	MeasReady	Tracking	MeasReady
ELEVAÇÃO	75	56	54
AZIMUTE	0	264	168
RSR (dB)	50	49	49

*TABELA 15 - Dados do experimento para  $r=2m$  e  $f=50rpm$*

SATÉLITE #	30
STATUS	MeasReady
ELEVAÇÃO	74
AZIMUTE	1
RSR (dB)	51

*TABELA 16 - Dados do experimento para  $r=2m$  e  $f=60rpm$*

SATÉLITE #	Nenhum satélite rastreado
STATUS	
ELEVAÇÃO	
AZIMUTE	
RSR (dB)	

Conforme esperado, o aumento da velocidade angular fez com que o receptor perdesse *lock* com alguns satélites e, como pode ser visto, os sinais que são perdidos primeiro, em geral, são os provenientes de satélites de menor elevação. O aumento do raio de rotação da antena também influenciou consideravelmente o funcionamento do receptor, pois aumentou o stress dinâmico ocasionado pelo movimento da antena.

Os resultados desse experimento justificam esse trabalho e enfatizam a influência da dinâmica do sistema no funcionamento do receptor. Como a variação de velocidade angular para cada valor de raio foi realizada em um curto intervalo de tempo, pode-se considerar que a condição estática do receptor é a mesma para todos os valores de frequência, essa condição estática é mostrada na TABELA 1, para o raio de 40cm e na TABELA 10, para o raio de 2m. A continuação deste trabalho é proposta no item 6.

### 3 MODELAGEM

A montagem considerada no item 2.3.1, com duas antenas dispostas em lados diametralmente opostos da superfície de um cilindro, apresenta o seguinte diagrama de irradiação [4]:

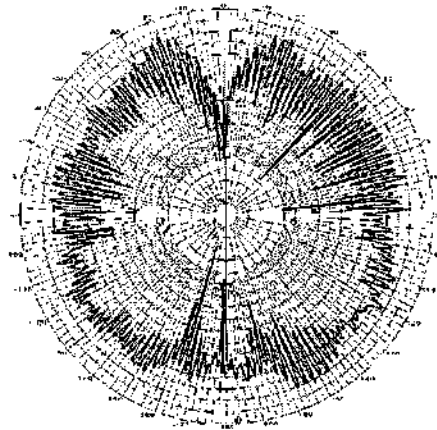
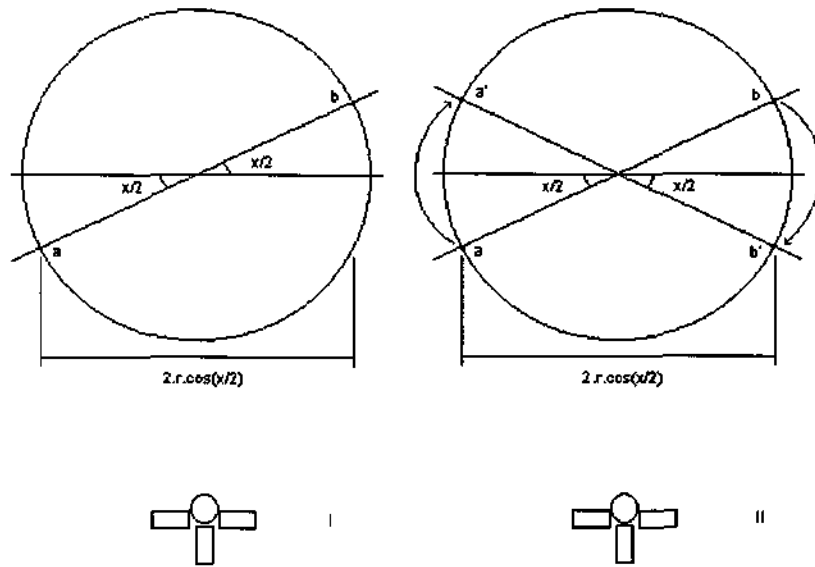


FIGURA 6 - Diagrama de irradiação no plano horizontal  
FONTE: Enderle, W. (2000, p. 380).

Baseados nesse diagrama, podemos inferir que, em parte do tempo, o sinal do satélite será recebido por uma antena e, em outra parte do tempo, o sinal será recebido pela outra antena, pois o sistema é girante.

A FIGURA 7 (I) representa o plano (em corte) em que as antenas estão girando, presas à estrutura externa do veículo lançador e ilustra o instante em que a antena (a) começa a perder o efeito de receber exclusivamente o sinal do satélite representado na parte de baixo da figura.



**FIGURA 7 - (I) O sinal do satélite é recebido somente pela antena (a), (II) O sinal passa a ser recebido somente pela antena (b)**

Na FIGURA 7 (II), pode-se ver que o sistema girou  $x$  graus, com relação a (I) e, nesse instante, o sinal enviado pelo mesmo satélite, também ilustrado na parte de baixo da figura passa a ser recebido exclusivamente pela antena b.

Com essa abordagem, pode-se inferir que no tempo decorrente para acontecer o fenômeno (I)  $\rightarrow$  (II) o centro de fase do sistema, com relação ao sinal enviado pelo satélite ilustrado muda da posição (a) para a posição (b'). Justamente as características desse movimento (velocidade, aceleração, jerk) devem ser trabalhadas nas equações do item 2 para se determinar a máxima velocidade angular e/ou o máximo raio do sistema da FIGURA 7 para uma dada dinâmica do veículo.

### *Modelo de velocidade*

Da FIGURA 6, podemos inferir que o valor de  $x$  está em torno de  $30^\circ$ . Tem-se, da FIGURA 8, que:

$$d = r.\text{sen}(x/2) \cong 0,26r \quad (14)$$



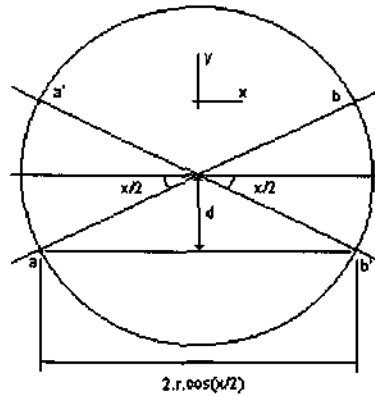


FIGURA 8 - Deslocamento do centro fase

O tempo necessário para o centro fase se deslocar até o centro no sistema é o tempo necessário para o cilindro girar  $x/2$  graus ( $15^\circ$ ):

$$\Delta t = \frac{15}{360} T = \frac{15}{360 f} = \frac{15 \times 2\pi}{360 \omega} \cong \frac{1}{3,82\omega} \quad (15)$$

De (14) e (15), tem-se que a velocidade do centro de fase na direção da propagação do sinal enviado pelo satélite é dada por:

$$v_y = \frac{d}{\Delta t} = 0,26r \times 3,82\omega \cong 0,99r\omega \quad (16)$$

#### Modelo de aceleração

Da mesma forma como a posição do centro de fase se modifica, sua velocidade é alterada na transição  $(a) \rightarrow (b')$ . Como mostra a FIGURA 9, abaixo, a velocidade no primeiro instante é dada por:

$$\vec{v}_a = r\omega(-\text{sen}(15^\circ)\hat{x} + \text{cos}(15^\circ)\hat{y}) \quad (17)$$

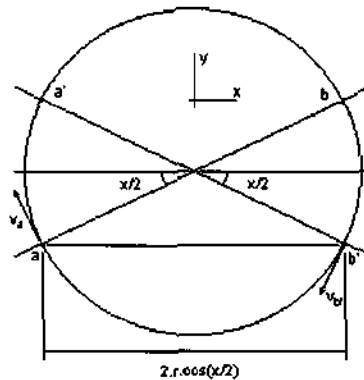


FIGURA 9 - Mudança da velocidade do centro fase

Após a transição pode-se escrever a velocidade do centro de fase como:

$$\vec{v}_b = r\omega(-\text{sen}(15^\circ)\hat{x} - \text{cos}(15^\circ)\hat{y}) \quad (18)$$

Das equações (15), (17) e (18), tem-se que a aceleração do centro de fase é dada por:

$$\vec{a} = \frac{(\vec{v}_b - \vec{v}_a)}{2\Delta t} = -2r\omega(\text{cos}(15^\circ)\hat{y}) \times 1,91\omega = -3,69r\omega^2\hat{y} \quad (19)$$

Logo:

$$a_y = -3,69r\omega^2 \quad (20)$$

*Modelo de jerk*

Da FIGURA 10, pode-se escrever que:

$$\vec{a}_a = r\omega^2(\text{cos}(15^\circ)\hat{x} + \text{sen}(15^\circ)\hat{y}) \quad (21)$$

e também que:

$$\vec{a}_0 = -r\omega^2\hat{y} \quad (22)$$

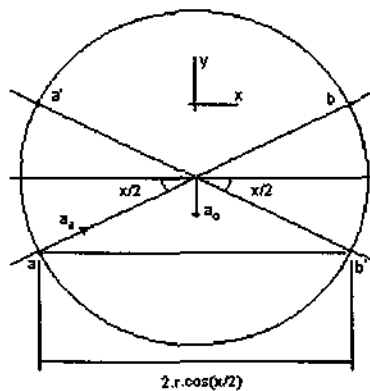


FIGURA 10 - Alteração da aceleração do centro fase

Logo das equações (15), (21) e (22), pode-se escrever que o jerk (taxa de alteração da aceleração) é:

$$\vec{j} = \frac{\vec{a}_0 - \vec{a}_a}{\Delta t} = -r\omega^2 (\cos(15^\circ)\hat{x} + (1 + \sin(15^\circ))\hat{y}) \times 3,82\omega = -r\omega^3 (3,69\hat{x} + 4,81\hat{y}) \quad (23)$$

Logo:

$$j_y = -4,81r\omega^3 \quad (24)$$

#### 4 SUGESTÕES DE MELHORIAS DO SISTEMA

O curto período de trabalho não permitiu a elaboração de uma abordagem prática de como se evitar ou contornar os problemas de rastreo em condições de forte dinâmica. Os passos dados até agora, entretanto, encaminham para soluções que envolveriam limitações no distanciamento físico entre as antenas utilizadas para o rastreo do sinal GPS.

Alterações na capacidade de processamento dos receptores utilizados certamente ajudariam a resolver o problema. Características como ordem do filtro, largura aceitável de ruído, aumento do tempo de integração e pré-deteção e outras influenciam a capacidade de rastreo sob condições dinâmicas adversas. Essa solução não será analisada aqui, pois o objetivo deste trabalho é justamente construir uma arquitetura que permita o rastreo de dados de vôo de um foguete utilizando-se equipamentos comerciais, enfatizando-se a busca de soluções de baixo custo.

Também se baseando na ênfase às soluções para baixo orçamento, não serão discutidas aqui soluções que utilizem o conceito de *Aiding Signals*, o qual toma proveito do conhecimento prévio de características dinâmicas do sistema para influenciar no funcionamento das malhas de rastreo e diminuir os erros por stress dinâmico. Essa análise é omitida porque receptores comerciais, em geral não possuem a entrada destinada para o sinal que carrega informações sobre as características dinâmicas do sistema.

## **5 CONCLUSÕES**

A utilização de mais de uma antena em receptores GPS com uma entrada RF possui importantes aplicações no ramo aeroespacial, como pôde ser visto nos exemplos citados neste trabalho. Os objetivos deste projeto não foram completamente alcançados, mas o estudo feito até o presente momento permitiu compreender o funcionamento interno do receptor GPS e, até certo ponto, avaliar o comportamento do receptor em situação de rastreo quando submetido a condições dinâmicas fortes.

O importante resultado obtido até o momento foi o direcionamento de que é possível se utilizar esse conceito de duas ou mais antenas para o rastreo de um foguete, bastando para isso tomar certos cuidados com a montagem da arquitetura utilizada.

Em alguns tipos de kits de desenvolvimento de receptores é fornecido um software que pode ser modificado e compilado, sendo que se pode testar diferentes tipos de filtros de malha para o código como para a portadora. Particularmente nesse caso, fica possível desenvolver um receptor GPS que seja mais adequado a uma dada missão.

## **6 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS**

A continuação desse estudo sobre o uso de mais de uma antena em receptores GPS prevê a realização de testes de campo que simulam, em parte, a movimentação que as antenas teriam em um foguete.

Um primeiro experimento seria repetir o experimento do item 2.3.3, mas variando o raio mais suavemente para obter uma representação mais contínua dos dados e para facilitar a comparação com a previsão teórica. A realização desse experimento permitiu verificar que o simples movimento da antena afeta o sinal que chega ao receptor, o que corresponde à teoria aqui apresentada.

Em seguida, pretende-se repetir o experimento descrito acima, mas com duas antenas, posicionadas de forma a girarem em uma mesma circunferência, uma em cada lado do cano (diametralmente opostas).

O mais importante experimento será a simulação das antenas girantes em torno da PSO, assim como no arranjo da FIGURA 7. Um protótipo da Plataforma SubOrbital portando duas antenas em sua superfície lateral será afixado na mesa de rotação controlada. O objetivo é verificar qual a velocidade angular limite que, imposta ao cilindro, faz com que o sistema perca o rastreamento da posição da PSO. Esse experimento é muito parecido com o Experimento do DLR, do item 2.3.1, entretanto o diâmetro do cilindro é menor (30cm) e será possível, neste caso, uma variação suave da velocidade de rotação, o que permitirá uma aferição mais apurada dos resultados obtidos.

## **7 AGRADECIMENTOS**

Não se pode encerrar esta apresentação sem agradecer aos órgãos do INPE que auxiliaram imensamente a pesquisa desse assunto até o momento.

Agradece-se ao Laboratório de Mecânica e Eletrônica, em nome dos funcionários Paulo, Marco, Pelógia e Rafael, que auxiliaram na manutenção e operação da mesa de rotação controlada, nas instalações elétricas necessárias ao experimento, na confecção de cabos e extensões elétricas, no suporte computacional e que se colocaram gentilmente à disposição para esclarecimentos e orientações.

Foi de fundamental importância também o trabalho da oficina mecânica do INPE, à qual, em nome de José Vitor, se agradece pelos auxílios prestados na confecção de placas para interface metálica e na aquisição de equipamentos fundamentais aos experimentos.

## 8 REFERÊNCIAS

- [1] Kaplan, E.D. **Understanding GPS, Principles and Applications**, Mobile Communications Series, Artech House, Norwood, 1996.
- [2] Parkinson, B.W., & Spilker, J.J. **Global positioning system: Theory and applications**, Vol. I. Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, 1996.
- [3] Irsigler, M., & Hein, G. W.: **Aspects of C-Band Satellite Navigation, Signal Propagation and Satellite Signal Tracking**, University FAF Munich, DLR, University of Stuttgart, Germany, 2002.
- [4] Enderle, W.; Arbinger, C.; Junqueira, C.; Milani, P.G. **A Simple and Low Cost two Antennas Concept for the Tracking of a Sounding Rocket Trajectory Using GPS**, ION GPS 2000, September 19-22, 2000, Salt Lake City, UT, USA.
- [5] Irsigler, M., & Eissfeller, B. **PLL Tracking Performance in the Presence of Oscillator Phase Noise**. Institute of Geodesy and Navigation, University FAF Munich, Germany, 2002.
- [6] Milani, P. G.; Araújo, P. T.; Kuga, H.K; **Um experimento GPS para a Plataforma SubOrbital (PSO)**, Anais do III Simpósio Brasileiro de Engenharia Inercial – SBEIN em CD-ROM, pp. 19 a 24, Instituto de Pesquisa e Desenvolvimento – IPD, Centro Tecnológico do Exército – CTEEx, 24 a 26 de outubro de 2001, Rio de Janeiro, RJ.