

**UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA  
FACULDADE DE ENGENHARIA ELÉTRICA  
PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA ELÉTRICA**



**SISTEMA PARA MEDIÇÃO DA ATENUAÇÃO DEVIDO À CHUVA  
EM ENLACES DE SATÉLITES NA BANDA KU**

**GLAUBER PAZ MIRANDA**

**UBERLÂNDIA, SETEMBRO de 2012**

**UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA  
FACULDADE DE ENGENHARIA ELÉTRICA  
PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA ELÉTRICA**

**SISTEMA PARA MEDIÇÃO DA ATENUAÇÃO DEVIDO À CHUVA  
EM ENLACES DE SATÉLITES NA BANDA KU**

**GLAUBER PAZ MIRANDA**

*Dissertação apresentada à Universidade Federal de Uberlândia, como parte dos requisitos para obtenção do título de Mestre em Ciências no Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica.*

Orientador:

**PROF. Dr. GILBERTO ARANTES CARRIJO**

UBERLÂNDIA, SETEMBRO DE 2012

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)  
Sistema de Bibliotecas da UFU

---

M672s Miranda, Glauber Paz, 1970-  
Sistema para medição da atenuação devido à chuva em enlaces de satélites na banda Ku / Glauber Paz Miranda. - 2012.  
160 f. : il.

Orientador: Gilberto Arantes Carrijo.

Dissertação (mestrado) ó Universidade Federal de Uberlândia, Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica.  
Inclui bibliografia.

1. Engenharia Elétrica - Teses. 2. Sistemas de telecomunicação - Teses. I. Carrijo, Gilberto Arantes, 1948- II. Universidade Federal de Uberlândia. Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica. III. Título.

CDU: 681.3

---

**GLAUBER PAZ MIRANDA**

**SISTEMA PARA MEDIÇÃO DA ATENUAÇÃO DEVIDO À CHUVA EM  
ENLACES DE SATÉLITES NA BANDA KU**

---

Prof. Dr. Alexandre Cardoso  
Coordenador do Programa de Pós-graduação

**Dissertação defendida e aprovada em 03 de setembro de 2012 pela Banca  
Examinadora:**

---

Prof. Dr. Gilberto Arantes Carrijo  
Orientador - Universidade Federal de Uberlândia - UFU

Prof. Dr. Alexandre Coutinho Mateus  
Examinador - Universidade Federal de Uberlândia - UFU

Prof. Dr. Edgar Silva Júnior  
Examinador Externo - Universidade Estadual de Feira de santana - UFES

Prof. Dr. Paulo Sérgio Caparelli  
Examinador - Universidade Federal de Uberlândia - UFU

## **AGRADECIMENTOS**

Ao Prof. Dr. Gilberto Carrijo, pela orientação, ensinamentos e confiança.

Ao Dr. Pawel Rozenfeld do INPE, pelo apoio financeiro ao projeto, pela colaboração no fornecimento de material de estudo, pelo incentivo e sugestões.

Ao Dr. Wilson Yamaguti do INPE, pelo apoio e fornecimento de alguns itens e instrumentos necessários para a montagem do experimento.

Aos professores membros da banca examinadora, pela participação no processo de avaliação desse trabalho e sugestões valiosas.

Aos colegas do INPE de Cuiabá: Sérgio Gripp, pela valiosa ajuda na codificação do programa de controle e aquisição; Éder Cardozo, Gender Assunção, Daniel Margotti, Advailson Pinto e Hermes Delgado, pela ajuda na instalação, montagem e operacionalização do experimento.

Aos colegas do INPE de Alcântara, em especial ao amigo José Leandro Goulart Ribeiro, pela ajuda, apoio e incentivo.

Ao Mestre e amigo Benedito Alencar de Arruda, pelas discussões e sugestões ao longo do trabalho.

A meus pais, Fabriciano Alves de Miranda e Zelina Paz Miranda, e meus irmãos, pelo apoio e incentivo de sempre.

A minha amada esposa, Alessandra Félix Mendonça, pelo apoio incondicional, companheirismo, paciência e ainda, revisão do material escrito; e aos meus filhos Fabrício e Sarah Beatriz, pela compreensão dos momentos ausentes.

## RESUMO

Dentre as degradações sofridas por um sinal de RF a partir de 10GHz num enlace via satélite, a atenuação devido à chuva, é a que provoca o efeito mais significativo e prejudicial. Essa atenuação impõe ao projeto de um sistema de comunicação a reserva de uma margem, que acarreta em aumentos de potência, uso de antenas maiores ou de técnicas complexas de correção de erros, e tendo como consequência aumento de custo. Este trabalho descreve o projeto, a construção e a operacionalização de um sistema de recepção de enlace na banda Ku/Ka para medir, datar e armazenar o valor instantâneo da atenuação e precipitação, visando a construção de um banco de dados, que permita estudar e comparar os resultados obtidos empiricamente, à luz dos modelos teóricos utilizados nos projetos. O sistema conta com uma antena parabólica de 4,2m de diâmetro com movimentação angular nos eixos de elevação e azimute utilizando motores elétricos, uma estação coletora de dados ambientais e um receptor de portadora não modulada (*beacon*). A antena foi projetada para permitir uma margem de medição da atenuação de até 28 dB no sinal, considerando os níveis típicos de potência do sinal de *beacon* transmitido nos satélites geoestacionários atualmente em órbita.

**Palavras-chave:** Atenuação, Chuva, Satélite, banda Ku/Ka, antenas.

## **ABSTRACT**

Among the several impairments suffered by an RF satellite signal above 10GHz , the attenuation due to rain, is which causes the most significant and detrimental effect. This attenuation requires reserving a considerable margin in the system project; which leads to increase in power, the use of larger antennas or complex error correction techniques, consequently, leading to increased costs. This work describes the design, construction and operation of a receiving system in the Ku / Ka band to measure, date and store the instantly value of both the attenuation and the rain rate, in order to build a database, which allows to study and compare the data obtained the light of the theoretical models used in the projects. The system has a parabolic antenna 4.2 m in diameter with angular movement in elevation and azimuth axes using electric motors, a station for collecting environmental data and an unmodulated carrier receiver (beacon). The antenna was designed to allow a measuring range up to 28dB of attenuation in the signal, considering the typical transmitted signal levels of the satellites currently in geostationary orbits.

**Key words:** Attenuation, Rain, Satellite, Ku/Ka Band, antenna.

## LISTA DE FIGURAS

2.1	Diagrama em Blocos . . . . .	25
2.2	Equipamentos externos . . . . .	27
2.3	Equipamentos externos . . . . .	27
2.4	Estação de tempo . . . . .	28
3.1	Atenuação atmosférica zenital devido aso gases atmosféricos . . . . .	30
3.2	Diagrama simplificado para cálculo da atenuação excedida . . . . .	35
3.3	Geometria da instalação . . . . .	35
3.4	Diagrama do cálculo da precipitação excedida . . . . .	37
3.5	Mapa de cobertura StarOne C2 . . . . .	40
3.6	Regiões do ITU para alocação de frequências . . . . .	41
3.7	Distribuição de satélites por órbita . . . . .	45
3.8	Diagrama em blocos LNB . . . . .	46
3.9	relação $f/D$ de uma superfície parabólica . . . . .	50
4.1	parâmetros da elipse . . . . .	55
4.2	Visualização da segunda lei de Kepler . . . . .	57
4.3	parâmetros da elipse . . . . .	58
4.4	Geometria dos parâmetros orbitais . . . . .	61
4.5	Sistemas de Coordenadas . . . . .	63
4.6	Sistema de Coordenada ENU . . . . .	64
4.7	Coordenadas Geodésicas . . . . .	65
4.8	TLE . . . . .	69



4.9	Coordenadas da Antena . . . . .	74
4.10	Tempo sideral local e de Greenwich . . . . .	75
4.11	Diagrama de funções do programa propagador . . . . .	79
4.12	Rastro terrestre do satélite Brasilsat B2 para o dia 02/06/2012 . . . . .	83
4.13	Rastro terrestre do satélite StarOne C2 para o dia 02/06/2012 . . . . .	84
4.14	Variação angular nos eixo de elevação e azimute do satélite Brasilsat B2 . . . . .	84
5.1	Concepção pedestal tipo elevação sobre azimute . . . . .	86
5.2	Diagrama em blocos do sistema de posicionamento . . . . .	88
5.3	Pedestal tipo elevação sobre azimute . . . . .	89
5.4	Motor síncrono de imã permanente (SEW EURODRIVE Systems) . . . . .	91
5.5	Diagrama modular inversor SEW Movidrive - 61B (SEW) . . . . .	92
5.6	Diagrama para cálculo das velocidades dos eixos . . . . .	97
5.7	Configuração da antena na determinação do coeficiente de torque $T_v$ . . . . .	101
5.8	Fluxograma de controle . . . . .	103
5.9	Fluxograma de controle . . . . .	105
5.10	Fluxograma de controle . . . . .	106
6.1	Diagrama em blocos sistema de Recepção . . . . .	109
6.2	Diagrama simplificado do programa de aquisição . . . . .	120
6.3	Variação angular nos eixo de elevação e azimute do satélite Star One-C2 . . . . .	122
6.4	Margem durante céu claro . . . . .	124
6.5	Diagrama simplificado do programa de processamento . . . . .	125
6.6	Atenuação verificada em 19/06/2011 sem chuva e céu claro . . . . .	126
6.7	Atenuação e precipitação para o dia 30/01/2012 . . . . .	126
7.1	Ilustração do sinal recebido associada à temperatura variações em AZ e EL . . . . .	130
7.2	Gráfico de dispersão entre a margem e as variáveis AZ, EL e Temperatura . . . . .	131

7.3	Margem e Temperatura céu claro para vários dias . . . . .	132
7.4	Evento de Chuva para o dia 07/02/2012 . . . . .	133
7.5	Atenuação e precipitação para o dia 30/01/2012 . . . . .	134
7.6	Sinal de beacon do satélite Star-One C2 . . . . .	135
7.7	Variação Sinal de beacon do satélite Star-One C2 . . . . .	136
7.8	Sinal de Recepção do StarOne-C2 nas polarizações horizontal e vertical .	137
7.9	Diagrama de ligação equipamentos para testes do filtro de entrada receptor	138
7.10	Resposta do filtro de entrada . . . . .	139
7.11	Diagrama para calibração sensor de chuva . . . . .	140
7.12	Procedimento de alinhamento . . . . .	142
A.1	Gráficos ilustrando a variação diária entre a Margem e temperatura entre 18/06 a 21/06/2011 . . . . .	147
A.2	Gráficos ilustrando a variação diária entre a Margem e temperatura entre 22/06 a 25/06/2011 . . . . .	148

## LISTA DE TABELAS

1.1	Especificações básicas . . . . .	22
2.1	lista de equipamentos e seus respectivos custos . . . . .	28
3.1	Designação das frequências utilizadas em satélites de comunicação . . . . .	42
3.2	Satélites em operação . . . . .	44
3.3	Seleção de polarização e frequência no LNB Universal . . . . .	48
4.1	Arquivo de saída do programa de propagação com os vetores de estado . . . . .	80
4.2	Arquivo de saída do programa de propagação com as coordenadas de apontamento . . . . .	80
5.1	Coefficientes de torque - Eixo YAW . . . . .	102
5.2	Coefficientes de torque - Eixo PITCH . . . . .	102
6.1	Relação de satélites Geo-estacionários . . . . .	112
6.2	Análise do Enlace satélite Antena . . . . .	118
6.3	Exemplo do arquivo de saída do programa de aquisição . . . . .	121
6.4	Estatística da margem (dB) diária . . . . .	123
6.5	Exemplo do arquivo de saída do programa de aquisição . . . . .	127
7.1	Calibração do sensor de posição . . . . .	142

## LISTA DE SIGLAS

AGC – *Automatic Gain Control* – Controle Automático de Ganho

NTP – *Network Time Protocol* – Protocolo de Rede para Tempo

EIRP – *Equivalent Isotropically Radiated Power* – Potência Irradiada Equivalente Isotrópica

ITU – *International Telecommunication Union* – União Internacional das Telecomunicações

LEO – *Low Earth Orbiting* – Órbita terrestre baixa

MEO – *Medium Earth Orbiting* – Órbita terrestre média

GEO – *Geostationary Earth Orbiting* – Órbita terrestre geoestacionária

HEO – *High Elliptical Orbiting* – Órbita altamente elíptica

LNB – *Low Noise Block* – Amplificador com conversor descendente

DRO – *Dielectric Resonant Oscillator* – oscilador dielétrico ressonante

PLL – *Phase Locked Loop* – realimentação travada em fase

ECI – *Earth Centered Inertial* – Inercial centrado na origem terrestre

ECEF – *Earth Centered Earth Fixed* – Inercial centrado na origem e vinculado a Terra

ENU – *East North Up* – Topocêntrico Horizontal Norte-Leste-Zênite

NORAD – *North American Aerospace Defense Command* – sistema de defesa aeroespacial da América do Norte

SGP4 – *Simplified General Perturbation* – Perturbação Geral Simplificada - Versão 4

SDP – *Simplified Deep Space Perturbation* – Perturbação - Versão 4

IGBT – *Insulated Gate Bipolar Transistor* – Transistor Bipolar de Porta Isolada

SPSS – *Statistical Package for the Social Sciences* – Estatística para Ciências Sociais

## LISTA DE SÍMBOLOS

$h_r$	Altura média da camada de chuva	[km]
$h_s$	Altura média acima do nível do mar da antena	[km]
$L_s$	Comprimento do percurso sob efeito da chuva	[km]
$L_G$	Projeção horizontal do percurso do sinal sob efeito da chuva	[km]
$L_E$	Comprimento efetivo do percurso sob efeito da chuva	[km]
$\theta$	ângulo de elevação da antena (geometria da instalação)	[graus]
$\gamma_R$	Atenuação específica do sinal sob efeito da chuva	[dB/Km]
$R_{0,01}$	Taxa de precipitação excedida em 0.01% do tempo médio anual	[mm/h]
$R_p$	Taxa de precipitação excedida em $p\%$ do tempo médio anual	[mm/h]
$A_{0,01}$	Atenuação excedida em 0.01% do tempo médio anual	[dB]
$A_p$	Atenuação excedida em $p\%$ do tempo médio anual	[dB]
$\psi$	Ângulo de inclinação da polarização linear	[graus]
$D$	Diâmetro da parábola	[m]
$f$	Comprimento focal da parábola	[m]
$d_p$	profundidade da superfície da parábola	[m]
$G$	Constante gravitacional universal	$[m^3 kg^{-1} s^{-2}]$
$\mu$	Constante gravitacional geocêntrica	$[m^3 s^{-2}]$
$M_t$	Massa da Terra	[Kg]
$\nu$	Anomalia verdadeira (medida angular)	[graus]

$T$	Período orbital do satélite	[s]
$a$	Semi-eixo maior	[Km]
$b$	Semi-eixo menor	[Km]
$e$	excentricidade orbital	-
$r$	Distância do satélite ao centro da Terra	[km]
$E$	Anomalia excêntrica (medida angular)	[graus]
$M$	Anomalia média (medida angular)	[graus]
$\Omega$	Ascensão reta do nó ascendente (medida angular)	[graus]
$\omega$	Argumento do perigeu (medida angular)	[graus]
$i$	Ângulo de inclinação do plano orbital	[graus]
$\theta g(t)$	Ângulo sideral médio de Greenwich	[graus]
$\theta(t)$	Ângulo sideral médio do local	[graus]
$\lambda$	Longitude da estação terrena	[graus]
$\phi$	Latitude da estação terrena	[graus]
$\gamma$	Indicação do ponto vernal	-
$\omega_e$	Velocidade angular média da Terra	[graus/s]
$f$	Fator de achatamento da Terra	-
$R_e$	Raio médio da Terra no Equador	[km]
$T_m$	Conjugado eletromecânico de um motor	[N.m]
$T_v$	Torque resistente devido à ação do vento	[N.m]
$P_d$	Pressão aerodinâmica	[N/m <sup>2</sup> ]
$\rho$	Densidade do ar atmosférico	[Kg/m <sup>3</sup> ]
$G/T$	Razão entre o ganho da antena e temperatura de ruído	[dBK <sup>-1</sup> ]
$C/N$	Razão entre as potências da portadora e do ruído	[dB]

# SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>Introdução</b>	<b>18</b>
1.1	Considerações preliminares . . . . .	18
1.2	Objetivos . . . . .	21
1.3	Estrutura da dissertação . . . . .	22
<b>2</b>	<b>Descrição do sistema</b>	<b>24</b>
2.1	Descrição do sistema . . . . .	24
2.2	Considerações finais do capítulo 2 . . . . .	29
<b>3</b>	<b>Fundamentação teórica</b>	<b>30</b>
3.1	Atenuação devido aos gases atmosféricos . . . . .	30
3.2	Atenuação devido à chuva . . . . .	31
3.2.1	Método de previsão do ITU-R . . . . .	34
3.3	Mapas de Cobertura de satélites Geo-estacionários . . . . .	39
3.4	Faixas de Frequências e disponibilidade de largura de banda . . . . .	40
3.5	Classificação dos satélites . . . . .	43
3.6	Amplificador de baixo ruído com conversor descendente ( <i>LNB</i> ) . . . . .	45
3.7	Ângulo de ajuste de polarização ( <i>skew</i> ) . . . . .	48
3.8	Relação entre o foco e o diâmetro ( <i>f/D</i> ) . . . . .	49
3.9	Considerações finais do capítulo 3 . . . . .	51
<b>4</b>	<b>Órbitas de satélites e posicionamento de antenas</b>	<b>52</b>

4.1	órbita de satélites . . . . .	52
4.2	Leis de Kepler . . . . .	55
4.3	Posicionamento do Plano Orbital no espaço . . . . .	60
4.4	Sistemas de Referência utilizados em localização de satélites . . . . .	62
4.5	Propagação de órbita e apontamento da antena . . . . .	66
4.5.1	Efemérides no formato TLE . . . . .	68
4.5.2	Algoritmos Propagadores de órbita . . . . .	71
4.5.2.1	Conversão de elementos keplerianos para vetor de estados	72
4.5.2.2	Conversão das coordenadas geodésicas da antena para coordenadas geocêntricas . . . . .	74
4.5.2.3	Conversão das coordenadas da antena geocêntricas de ECEF para ECI . . . . .	74
4.5.2.4	Determinação do vetor distância antena-satélite . . . . .	76
4.5.2.5	Conversão do vetor distância de ECI para ENU . . . . .	76
4.5.2.6	Determinação das coordenadas de azimute e elevação . . . . .	77
4.5.2.7	Descrição do projeto do programa propagador . . . . .	77
4.6	Órbita Geoestacionária . . . . .	80
4.7	Considerações finais do capítulo 4 . . . . .	85
<b>5</b>	<b>Sistema de Posicionamento da Antena</b>	<b>86</b>
5.1	Subsistema mecânico do posicionador . . . . .	89
5.1.1	Motores . . . . .	90
5.2	inversores de frequência . . . . .	91
5.2.1	Dimensionamento do moto-redutor . . . . .	94
5.3	Determinação das velocidades nos eixos . . . . .	96
5.3.1	Chaves de limite . . . . .	99



5.3.2	Torque nos Motores devido à velocidade de vento . . . . .	100
5.4	Programa de controle e operação da antena . . . . .	102
5.5	Considerações finais do capítulo 5 . . . . .	107
<b>6</b>	<b>Projeto do Sistema de Recepção e Aquisição de dados</b>	<b>108</b>
6.1	Subsistema de Recepção de RF . . . . .	108
6.1.1	Considerações para Cálculo de enlaces via satélite . . . . .	113
6.1.2	Temperatura de ruído . . . . .	115
6.1.3	Cálculo do Enlace . . . . .	117
6.2	Subsistema de Aquisição . . . . .	119
6.3	Subsistema de Processamento dos Dados . . . . .	121
6.4	Considerações finais do capítulo 6 . . . . .	127
<b>7</b>	<b>Resultados e discussões</b>	<b>129</b>
7.1	Subsistema de aquisição e processamento dos dados . . . . .	129
7.2	Subsistema de RF . . . . .	134
7.3	Procedimento de verificação da curva filtro rec. . . . .	137
7.4	Procedimento de calibração do sensor chuva . . . . .	139
7.5	Procedimento de calibração do apontamento angular . . . . .	141
7.6	Considerações finais do capítulo 7 . . . . .	142
<b>8</b>	<b>Conclusão</b>	<b>144</b>
	<b>Apêndice A - Sequência diária de gráficos da Margem e Temperatura</b>	<b>146</b>
	<b>Apêndice B - Programa em Matlab para a Propagação de Órbita</b>	<b>149</b>
	<b>Apêndice C - Programa para o pós-processamento das medidas</b>	<b>153</b>



# 1 INTRODUÇÃO

## 1.1 Considerações preliminares

A tendência de uso consistente cada vez maior dos satélites de comunicação se baseia nas inúmeras vantagens que essa tecnologia proporciona em relação aos meios alternativos de comunicação terrestre, como por exemplo, enlace de micro-ondas, cabos elétricos e fibras ópticas. A vantagem mais significativa, sem citar inúmeras outras, é a possibilidade de atender a um grande número de usuários, independente da distância entre eles, sem que isso signifique um aumento nos custos.

As frequências utilizadas pelos satélites de comunicação é limitada, e pode em tese ocupar uma faixa que vai de 30 MHz até aproximadamente 40 GHz. Abaixo de 30 MHz e acima de 40 GHz, as ondas eletromagnéticas sofrem diversos tipos de degradações ao cruzar a atmosfera, tornando o seu uso pouco viável até o presente momento. Entretanto, dada a necessidade de compartilhamento do espectro com outros serviços terrestres e aliada a baixa disponibilidade de largura de banda nas faixas menores, foi padronizado mediante acordos na União Internacional de Telecomunicações - setor de Radiocomunicações (ITU-R), algumas sub-faixas dentro da faixa de 1 a 40 GHz para uso pelos satélites de comunicação geoestacionários. Essas sub-faixas, devido à nomenclatura herdada pela área de radares, ficaram conhecidas como banda C (4/6 GHz), Banda Ku (12/14 GHz) e banda Ka (18/24 GHz).

Abaixo de 3 GHz, as principais degradações ocorrem dentro da ionosfera, uma das camadas externas da atmosfera, que se estende de aproximadamente 15 a 400 Km. Por outro lado, acima de 3 GHz as degradações mais significativas e preocupantes ocorrem na troposfera, outra camada da atmosfera que vai do solo até aproximadamente 15 Km. As degradações na troposfera podem ser classificadas em dois tipos: as resultantes da absorção de alguns dos gases constituintes da sua estrutura (oxigênio e vapor d'água) e

aquelas devido às condições adversas do tempo no seu interior (nuvens, chuva, neve, granizo etc...). Essas degradações aparecem na forma de atenuação no sinal, despolarização da onda, aumento do ruído térmico, cintilação e desvanecimento.

Os gases presentes na troposfera provocam atenuação na amplitude do sinal decorrente do processo de absorção molecular. Essa atenuação depende da localização geográfica, do ângulo de elevação da antena e em grande parte da frequência de operação, onde apresenta picos acentuados especificamente em 22.3 GHz e 60 GHz. Para frequências até 40 GHz, e excetuando a frequência ao redor de 22.3 GHz, no Brasil, cujas antenas apontadas para a maioria dos satélites de comunicação operam com ângulos de elevação acima de 50°, o valor absoluto dessa atenuação pode atingir no máximo 0.5 dB. Por esse motivo, não se costuma levar em consideração nos projetos de enlace no Brasil, a atenuação provocada pelos gases atmosféricos.

Por outro lado, para a faixa acima de 10 GHz, as degradações devido as condições adversas do tempo realmente significativas, são as atenuações causadas por nuvens e chuvas [1]. Como regra geral, esses dois tipos de atenuações crescem proporcionalmente com o aumento da frequência e com a diminuição do ângulo de elevação da antena. Entretanto, para o valor de atenuação excedida dentro de um intervalo de tempo que geralmente se usa nos projetos de rádio enlace, e dada a posição geográfica do Brasil, onde os principais satélites de comunicações operam com antenas apontadas com ângulos de elevação acima de 50°, a chuva pode ser considerada a única causadora de atenuação.

Os novos tipos de serviços de comunicações atuais demandam maiores taxas de dados, e isso leva como consequência direta, a aumentos na largura de banda utilizada. Como as faixas mais altas de frequências alocadas no ITU-R possuem maior disponibilidade de largura espectral, os satélites estão deslocando suas frequências de operação da banda C para a banda Ku e mais recentemente para a banda Ka [2]. Esse comportamento tornou a atenuação devido à chuva, a preocupação dominante nos projetos de enlace dos satélites de comunicação.

Existem várias formas de mitigação dos efeitos causados pela chuva, dentre eles podem-se citar: controle de potência do sinal de subida, diversidade do sistema de recepção e a codificação do sinal através da inserção de um código de erro às custas de uma diminuição na taxa de dados efetiva. Quando o projeto não dispõe de nenhum desses esquemas é preciso prever com que frequência um determinado enlace ficaria indis-

ponível. A partir desse conhecimento e da taxa de indisponibilidade requerida pelo enlace, define-se a margem de segurança adotada no projeto para manter um determinado índice de qualidade. Essa margem de segurança não deve ser sub-estimada, a ponto de comprometer a qualidade requerida e nem tão pouco sobre-estimada, com vistas ao aumento no custo do projeto.

No Brasil, um país de grande extensão territorial e cujo ritmo atual de desenvolvimento é acelerado, tem aumentado a demanda por serviços de satélites. As chuvas caracterizadas predominantemente pelas altas taxas de precipitação, com células de tamanho pequeno e de curto tempo de duração, requerem intervalos de medida mais curtos do que os que estão disponíveis nos atuais centros de meteorologia. Dado esse cenário no Brasil, de ritmo crescente da demanda por serviços de satélites, da necessidade de uso de faixas de frequências superiores e da existência de chuvas peculiares, aliado a escassez de dados que as representem adequadamente, justifica-se o estudo aqui apresentado, vez que o conhecimento preciso da estatística da atenuação excedida possibilita definir a margem mais adequada nos projetos de enlace, e assim minimizar os custos para uma dada disponibilidade.

A grande extensão territorial do Brasil resulta também numa grande diversidade de regiões climáticas. De acordo a classificação dada pelo Instituto Brasileiro de Geografia e Estatística (IBGE), o local de instalação desse experimento - a cidade de Cuiabá - se localiza na região climática Equatorial, caracterizada pelo clima quente e úmido, da qual também faz parte a quase totalidade da região amazônica brasileira. A precipitação acumulada média anual é de aproximadamente 1400 mm, ocorrendo em períodos quase regulares, secos (maio a outubro) e chuvosos (novembro a abril).

Devido à natureza aleatória e muitas vezes imprevisível do fenômeno da chuva, a previsão tanto da precipitação quanto da atenuação é feita através de modelos estatísticos baseados em informações empíricas ou não-empíricas. O objetivo final desses modelos é indicar os valores de atenuação que excedem um certo valor em um determinado intervalo de tempo no ano.

A maioria dos modelos existentes foram desenvolvidos a partir de informações coletadas em determinadas regiões e frequências específicas, que depois são extrapoladas para outras regiões, frequências e ângulo de elevação diferentes [3]. Essa metodologia empregada leva obviamente a certas imprecisões. Grande parte também foi desenvolvida

em regiões temperadas do hemisfério Norte, cuja característica de precipitação é bastante diferente da que se encontra em regiões tropicais como no Brasil, sujeitas a altos índices de precipitação e de curto intervalo de duração. Dentre os modelos disponíveis, o mais utilizado é o criado e recomendado pelo ITU-R [4], que possui abrangência global e foi desenvolvido através de extensivas medições da taxa de precipitação pontual e da atenuação no trajeto do sinal, obtidas ao longo de vários anos em muitos países.

## 1.2 Objetivos

A proposta principal desse trabalho é de elaboração do projeto, montagem e operacionalização de um sistema capaz de medir, datar e armazenar a atenuação de um sinal de RF e a taxa de precipitação instantânea no solo em intervalos de 1 minuto, visando a construção de um banco de dados de longo prazo que permita a elaboração experimental da Distribuição Cumulativa (FDA) temporal dessas duas variáveis. A distribuição cumulativa empírica da taxa de precipitação pode ser utilizada como parâmetro de entrada nos diversos modelos disponíveis de cálculo da distribuição cumulativa da atenuação. Através da distribuição cumulativa da atenuação é possível ainda fazer uma avaliação comparativa do resultado obtido no modelo e a distribuição cumulativa resultante das medidas. Vários estudos demonstraram que o período requerido para tal avaliação, pode variar entre três a sete anos, dependendo das características da região pesquisada [4].

Outro objetivo desse trabalho, é a instalação, operacionalização e elaboração do programa de controle do servomecanismo de posicionamento da antena parabólica. A parte mecânica desse sistema foi desenvolvida pela divisão de mecânica do INPE, e permite a antena ser posicionada rapidamente para qualquer satélite geo-estacionário sem intervenção manual, além de possibilitar o rastreamento de satélites de órbitas baixas ( $\approx 750$  km altitude), nesse caso específico os satélites em banda S de coleta de dados ambientais do INPE SCD1 e SCD2. A recepção de sinais em outra faixa de frequência diferente da banda Ku, fica condicionada apenas à substituição do alimentador, o que permite estudar também a estatística da atenuação devido à chuva aplicada em satélites de comunicações de órbita baixa (LEO).

Um objetivo secundário, visa a elaboração e geração de conhecimentos condensados de um programa propagador de órbita a partir dos elementos orbitais keplerianos, formatado no padrão TLE (two Lines Elements). O desenvolvimento de um sistema de rastreamento

de satélites de órbita baixa requer conhecimentos de mecânica orbital aplicada à satélites, necessários para a determinação dos parâmetros orbitais e de sua posição instantânea em relação a um sistema de referência inercial. A partir desses parâmetros e das coordenadas geográficas da antena, realiza-se o cálculo do apontamento instantâneo da antena, dado por coordenadas angulares de azimute e elevação. Todos os cálculos envolvidos nessa determinação são realizados através de algoritmos computacionais que são parcialmente desenvolvidos e apresentados nesse trabalho.

O sistema é composto por dispositivos apropriados para aquisição e medição da atenuação do sinal de RF, dispositivos para a medição da taxa de precipitação instantânea, relógio GPS para datação, além de dispor de um sistema de controle de operação, aquisição e armazenamento dos dados. O sistema foi projetado para atender às especificações básicas listadas na tabela 1.1 e concebido de forma a permitir a recepção também na banda Ka com a simples troca do alimentador. Por enquanto não há satélites transmitindo na banda Ka e operando no Brasil.

Tabela 1.1: Especificações básicas

Descrição	Especificação
1. Faixa de Frequência	10.95 - 12.2GHz
2. Margem de atenuação máxima	25 dB
3. Resolução do nível de sinal	0.2 dB
4. Resolução da taxa de chuva	0.2 mm/h
5. Precisão do nível de sinal	0.2 dB
6. Precisão da taxa de chuva	0.4 mm/h
7. Precisão angular da antena	0.2 graus
8. Precisão de datação	< 1 seg.

### 1.3 Estrutura da dissertação

Na introdução da dissertação, no *capítulo 1*, é apresentado o conceito da atenuação devido à chuva dentro das diversas faixas do espectro reservado às comunicações via satélite. Destaca-se ainda a sua importância no projeto de enlace de comunicações, principalmente no Brasil, que sofre grande influência devido aos altos índices de precipitação apresentados em algumas regiões. Apresenta também o objetivo principal do trabalho, que trata de um experimento para medição, tratamento e armazenamento de dados de atenuação e precipitação.

O *capítulo 2* trás uma descrição detalhada do sistema e dos equipamentos envolvidos no projeto, o diagrama em blocos proposto e as considerações para o seu desenvolvimento.

O *capítulo 3* é dedicado a uma revisão de vários conceitos relacionados à área de satélites de comunicações e necessários para o desenvolvimento desse trabalho, como por exemplo, feixes de RF, LNB, desvio de polarização e disponibilidade de largura de banda dentro das faixas disponíveis. Descreve ainda a forma como a chuva provoca a atenuação no sinal e detalha o modelo matemático do ITU-R, que mais é utilizado nos projetos de enlace via satélite.

Como um dos objetivos secundários desse trabalho é a instalação e projeto do sistema de controle do posicionador para antena de rastreamento de órbitas baixas, o *capítulo 4* é dedicado ao estudo dos conceitos relacionados à órbita de satélites. Além dos conceitos teóricos, referentes aos sistemas de referência empregados na determinação do apontamento instantâneo de uma antena, apresenta-se também a parte principal do modelamento matemático que foi usado para o desenvolvimento do programa propagador de órbitas, cujo código está descrito no apêndice.

O *capítulo 5* apresenta os detalhes do projeto do posicionador da antena utilizado. São apresentados todos os componentes mecânicos e elétricos do sistema de servomecanismo e as considerações que envolvem o desenvolvimento.

O projeto dos sistemas de RF e de aquisição e processamento são apresentados no *capítulo 6*, onde se destaca a planilha de cálculo que definiu o tamanho do refletor parabólico, ganho do LNB e cabos utilizados. Nesse capítulo são feitas também as considerações sobre a estratégia usada para o processamento das medidas, além dos procedimentos de verificação e ajustes de algumas medidas.

O *capítulo 7* apresenta os resultados obtidos e uma pré-análise dos dados coletados por um período de 06 meses, considerado chuvoso para a região de instalação do experimento.

Por fim, no *capítulo 8* são apresentadas as conclusões a partir dos dados obtidos, as contribuições dessa dissertação e recomendações para trabalhos futuros.



## 2 DESCRIÇÃO DO SISTEMA

### 2.1 Descrição do sistema

Uma das técnicas mais utilizadas para se medir a atenuação do sinal do satélite, é através da utilização de um sinal de RF sem modulação (*beacon*), transmitido pela quase totalidade dos satélites de comunicações, cuja potência é controlada com muita precisão, de forma que qualquer variação no nível de potência recebido a partir de um nível de referência, pode seguramente ser associado com a atenuação causada pelas condições ambientais no enlace.

O sinal de *beacon* possui uma largura de banda bastante estreita e, portanto o uso de um receptor com largura de banda também muito estreita produz uma alta sensibilidade à variações no nível de potência em sua entrada, o que permite a realização de medidas sobre uma grande faixa de variação dinâmica. A Figura 2.1 mostra um diagrama em blocos do sistema. Os equipamentos foram instalados em Cuiabá-MT ( lat.: -15.5°, long.: -56.15°, alt.: 212 m) na Estação Terrena de Rastreo e Controle do INPE (Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais).

Após testes de verificação de nível e estabilidade de frequência de sinais de Beacon de vários satélites de comunicação geo-estacionários, a antena foi apontada para o satélite StarOne-C2 que está posicionado na latitude 70° W. O Star-one C2 transmite dois sinais de Beacon na frequência de 11700.5 MHz polarização vertical e 12199.3 MHz na polarização vertical. Utilizou-se uma antena parabólica com 4.2 m de diâmetro do tipo foco primário cujo posicionamento é realizado através de um posicionador eletro-mecânico do tipo elevação sobre azimute com capacidade de se mover nos eixos de elevação e azimute com velocidades de 10°/s e 20°/s respectivamente, sendo capaz dessa forma, do rastreo de satélites de órbita baixa. O alimentador instalado é capaz de receber sinais na banda Ku com polarização linear (V/H), sendo constituído por uma sonda comandada por um

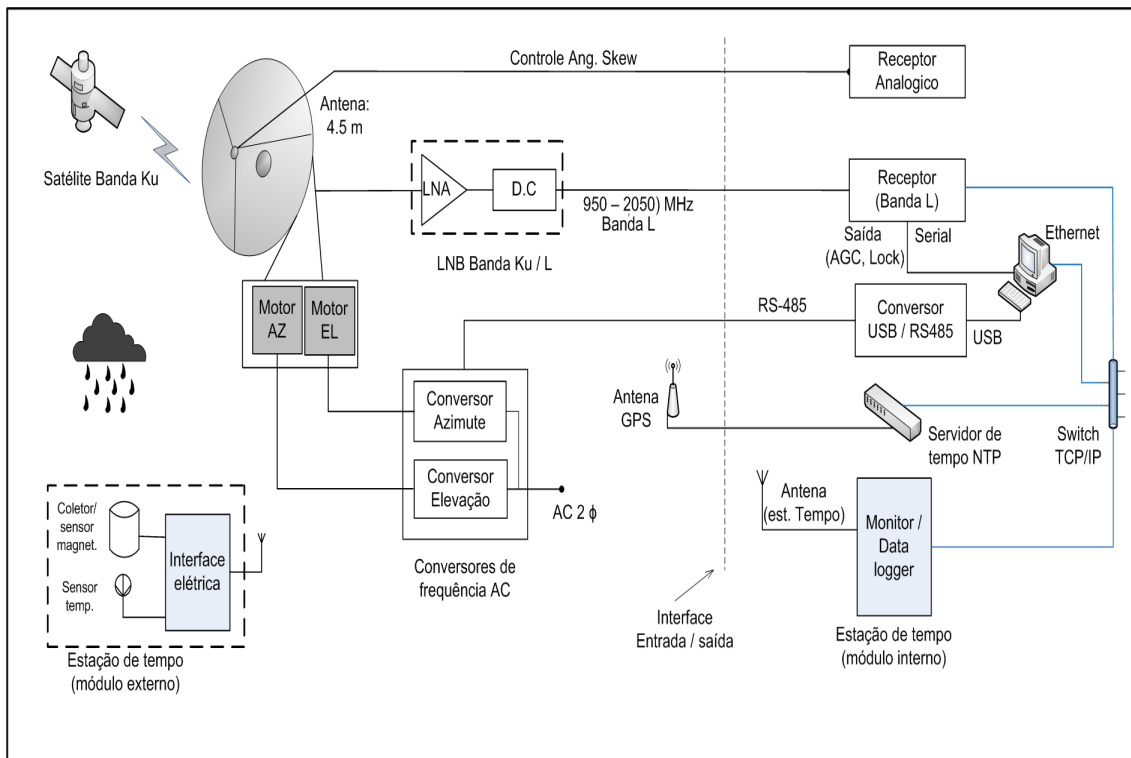


Figura 2.1: Diagrama em blocos do sistema

dispositivo motorizado de ajuste da posição da sonda de captação para o correto ajuste da inclinação de polarização linear (*Skew*) para satélites geo-estacionários. Após o alimentador, o sinal é encaminhado via guia de onda WR75 para um amplificador de baixo ruído com conversor descendente acoplado (LNB), cuja saída de FI é na banda L (950 MHz - 2050MHz). Através de cabo coaxial o sinal é encaminhado para o receptor de beacon na banda L que realiza a detecção do sinal e a geração do sinal de AGC. A monitoração da tensão DC do sinal de AGC do receptor de beacon é feita através de uma interface serial RS-232 conectada a outra interface do mesmo tipo num computador tipo PC, que recebe e armazena essa tensão numa taxa fixa de 1 amostra/s.

Uma das técnicas viáveis de se medir a variação do nível de potência é através da medida do sinal de Controle Automático de Ganho (AGC – Automatic Gain Control) presente nos receptores de RF. O sinal de AGC, na sua implementação mais trivial, é gerado por um retificador e um filtro de ondulações (*ripple*) ligado na seção de FI (Frequência Intermediária) do receptor, que com essa configuração é capaz de produzir uma tensão contínua (Vdc) proporcional ao nível de potência de RF. Esta tensão de AGC é aplicada posteriormente aos amplificadores de RF e de FI para aumentar ou diminuir o ganho desses amplificadores de acordo com a variação do sinal na entrada de modo a manter, dentro

de uma determinada faixa de atuação, o sinal na entrada do demodulador estável. Quando o sinal na entrada diminui, a tensão de AGC também diminui, o que força um aumento nos ganhos dos amplificadores. Quando o sinal aumenta, essa tensão também aumenta e provoca uma diminuição no ganho dos amplificadores. Dessa forma, a tensão de AGC varia em função do nível de RF do sinal de entrada.

Para medidas mais precisas dessa variação no sinal de RF, o receptor utilizado deve ter uma largura de banda bastante estreita e somente o necessário para acomodar a expansão da portadora pura devido ao ruído de fase. Considerando ainda que o sinal de beacon emitido pelo satélite está em uma frequência diferente do sinal útil, usa-se um receptor especial e específico para realizar essa tarefa, conhecido como receptor de *beacon*.

Os dados de precipitação são adquiridos por uma estação de tempo que além do sensor de captação de chuva, possui ainda sensores de temperatura, umidade, pressão atmosférica, direção e velocidade do vento. O sensor de precipitação do tipo *tipping bucket* é constituído por um recipiente coletor de chuva com abertura circular e diâmetro de 20 cm e dispositivo menor de armazenamento de 0.2 mm. A cada quantidade acumulada de 0.2 mm de altura de chuva é gerado um pulso para cálculo posterior tanto da precipitação acumulada como da taxa de precipitação instantânea. Todos os dados da estação de tempo são acessados através de uma interface ethernet TCP/IP.

O computador PC roda um programa desenvolvido em linguagem Delphi que tem a função de leitura da tensão de AGC via interface RS-232 e leitura dos dados de precipitação através da interface ethernet. A tensão de AGC é recebida numa taxa de 1 dado/s enquanto o dado de precipitação é recebido na taxa de 1 dado/min. Ambas medidas são armazenadas e datadas com tempo proveniente de um receptor GPS através de interface de tempo padrão denominada de protocolo de rede para tempo (NTP – Network Time Protocol).

A Figura 2.2 mostra a antena e cabine abrigada onde estão alojados os módulos conversores de frequência que acionam os motores AC e os circuitos elétricos de proteção e interrupção. A Figura 2.3 apresenta os equipamentos internos como o receptor de beacon e computador PC, além dos equipamentos utilizados durante os testes de verificação de funcionamento e calibração, tais como, analisador de espectro, sintetizador de frequência e osciloscópio.

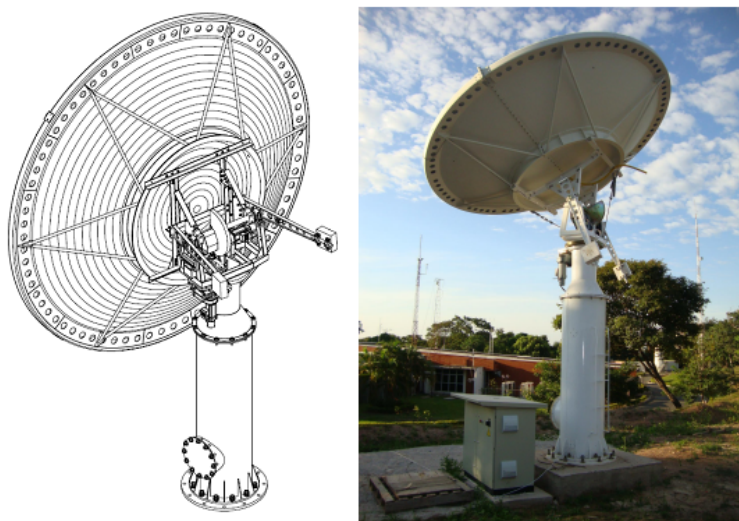


Figura 2.2: Equipamentos externos

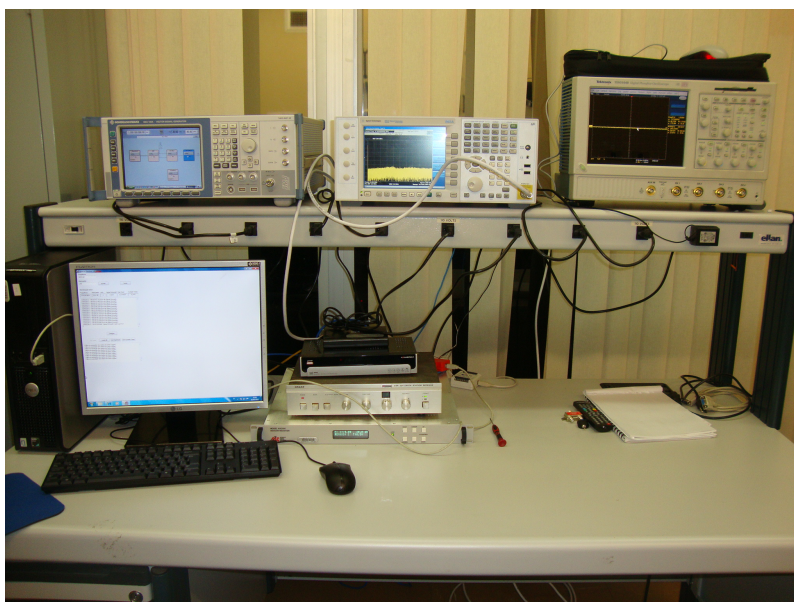


Figura 2.3: Equipamentos Internos

A Figura 2.4 mostra a estação meteorológica que é composta de uma unidade externa e outra interna. Na unidade externa estão localizados os sensores de temperatura, pluviômetro e umidade relativa. Na unidade interna está o módulo de recepção que recebe os dados externo via comunicação sem fio, disponibiliza para visualização no seu visor além de possuir uma interface para comunicação TCP/IP com um computador.



Figura 2.4: Estação de tempo - Módulo externo e interno

A lista com todos os equipamentos utilizados, seus modelos e respectivos custos, está apresentada na tabela 2.1. O custo um pouco elevado da antena se deve ao posicionador eletro-mecânico, que permite a essa mesma antena ser utilizada também para rastreios de satélites de órbita baixa (abaixo de 2000 Km).

Tabela 2.1: lista de equipamentos e seus respectivos custos

Equipamentos	Modelo	Fabricante	Custo (R\$)
Receptor de beacon	ASC 300L-D	ASC	4.600,00
Estação de tempo	6162C - Vant.	Davis corp.	2.400,00
Computador de mesa	Optplex 740	DELL	2.500,00
Aquisição de dados	DI-158 U	Dataq	192,00
LNB 1 (11.7-12.2 GHz)	1108HA	Norsat	598,00
LNB 2 (10.95-11.7 GHz)	1108HC	Norsat	598,00
Alimentador C/KU	Corotor II	Chaparral	300,00
Antena movel AZ/EL	N/A	INPE / BS	200.00,00
Cabos / conectores	RG-6	Cabletech	300,00
Receptor banda KU	S808	AZAmerica	300,00
Receptor Analogico	ESR 324	Drake	300,00
Switch ethernet	8 port Nway	Encore	100,00
Total			212.188,00

## **2.2 Considerações finais do capítulo 2**

Neste capítulo foram apresentados os equipamentos necessários para a implementação desse estudo. Viu-se que, embora os componentes principais do sistema sejam a antena, o receptor de beacon e a estação meteorológica, para a implementação prática diversos outros subsistemas paralelos se mostram necessários.

Para permitir a recepção de sinais polarizados tanto na polarização vertical ou horizontal bem como para a adequação do ângulo de desvio (*skew*), torna-se necessária a instalação de um receptor analógico de sinais de TV via satélite, que permite o controle e desvio da sonda de recepção através de um sistema com motor elétrico no alimentador.

Visando ainda a possibilidade de apontar automaticamente a antena para qualquer satélite acima do horizonte ou o rastreamento de satélites de órbita baixa, faz-se necessário a construção de um pedestal da antena com sistema de movimentação eletromecânico, que permite os movimentos nos eixos de elevação e azimute.

O uso de um sistema GPS com tempo universal garante que os dados estarão sendo datados corretamente, o que permite a avaliação de correlação entre as várias medidas das grandezas efetuadas.

### 3 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

#### 3.1 Atenuação devido aos gases atmosféricos

Com relação aos gases atmosféricos até 100 GHz, a atenuação total em geral aumenta com o aumento da frequência e com a diminuição do ângulo de elevação, apresentando picos de atenuação em determinadas frequências. Um pico menor em 22.3 GHz e um pico bastante acentuado em 60 GHz. A Figura 3.1 mostra a atenuação total em dB que esses gases provocam no sinal em relação à frequência e ao ângulo de elevação da antena para um feixe atravessando a atmosfera, avaliados numa localidade dos Estados Unidos para uma umidade absoluta de  $7.5 \text{ g/m}^3$  [5].

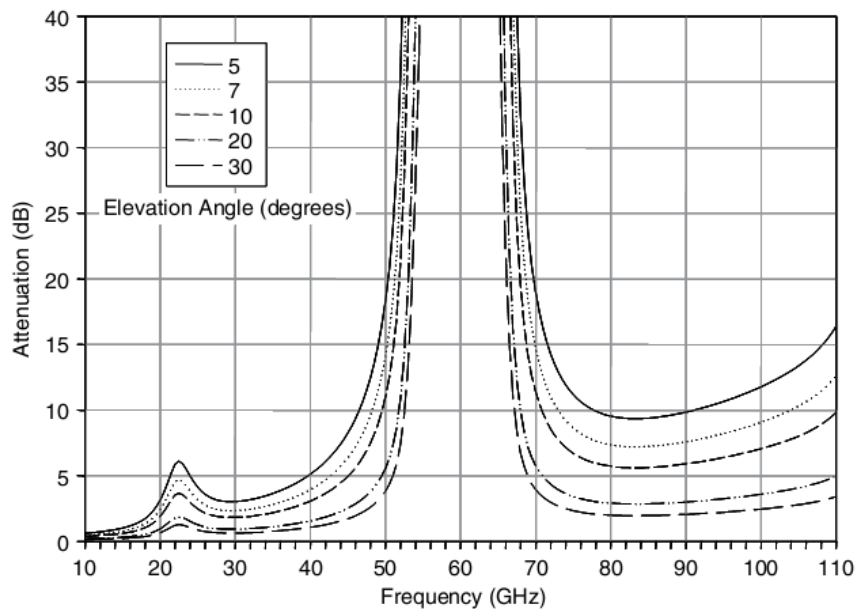


Figura 3.1: Atenuação atmosférica total em função da frequência e elevação (vapor de  $H_2O$ , Oxigênio). Fonte: Ippolito-2007 [5], p. 108

Nota-se a diminuição da atenuação com o aumento da elevação, e abaixo de 10 GHz

mesmo para baixas elevações, essa atenuação é muito pequena (menor que 0.1 dB). Nota-se ainda os picos de atenuação em 22.3 GHz e 60 GHz e, por este motivo, essas frequências não costumam ser utilizadas no enlace satélite-estação terrena. No entanto, aproveitando-se dessa essa propriedade, alguns enlaces satélites-satélites usam a frequência de 60 GHz, onde nesse cenário a atmosfera passa a funcionar como um filtro natural às interferências provenientes de enlaces terrestres. [6].

Considerando que o território brasileiro está situado em latitudes que variam entre 32° Sul e 4° Norte, pode se demonstrar que a grande maioria dos satélites que atendem o território brasileiro operam com elevação mínima acima de 50° graus, como se verifica na tabela 6.1. Como se deduz da Figura 3.1, acima de 50° para toda essa faixa de análise, a atenuação total até 20 GHz é menor que 0.1 dB e entre 20 e 40 GHz a atenuação máxima não ultrapassa 1 dB. Isso torna no Brasil a atenuação por gases atmosféricos na banda C, Ku e Ka, uma preocupação menor, podendo ser ignorada nos cálculos de enlace.

## **3.2 Atenuação devido à chuva**

Nas comunicações via satélite operando acima de 10 GHz, o fator dominante que degrada o sinal de RF é aquele devido aos efeitos provocado pela chuva, cujo efeito principal ocorre na forma de atenuação do sinal recebido. À medida que a frequência aumenta, o comprimento de onda do sinal aproxima-se do tamanho das gotas de chuva, produzindo um aumento da atenuação. O valor dessa atenuação depende: de parâmetros microscópicos e macroscópicos da chuva, de parâmetros do enlace e de características construtivas da antena.

Os parâmetros microscópicos estão relacionados com as gotas da chuva, as quais apresentam diferentes tamanho, densidade e formato. Esses parâmetros afetam a forma com que os mecanismos de atenuação ocorrem, através de processos de absorção, espalhamento e mudança de polaridade da onda. A absorção se deve a condutividade da água, que ocasiona uma dissipação térmica, conseqüentemente diminuindo o nível de sinal recebido. O espalhamento é provocado pelas modificações sofridas pela onda para satisfazer as condições de contorno em cada gota de chuva, neste caso não há perda de energia, mas o sinal captado pela antena diminui, ocorrendo também uma atenuação em relação ao nível inicial, antes da chuva.



Dependendo ainda do seu tamanho, a gota pode sofrer uma deformação durante a sua queda, mudando o seu formato inicial de um esferoide para o de um esferoide oblato, o qual se assemelha a forma de um guarda-chuva. Esse novo formato não-esférico da gota altera a polarização da onda, ocorrendo um efeito de transferência da energia de uma polarização para outra, levando também à atenuação do sinal recebido [5].

Os parâmetros macroscópicos estão relacionados com o tamanho variável da célula da chuva, a sua variabilidade espacial e a sua velocidade de deslocamento. A célula de chuva possui um núcleo, onde a taxa de precipitação é mais intensa. Essa célula se desloca numa determinada velocidade e seu diâmetro total varia inversamente com a taxa de precipitação. Medidas com radares, mostram que chuvas intensas tem células entre 2 e 5 Km [7].

Os parâmetros do enlace que influenciam a atenuação estão relacionados com a localização e o ângulo de elevação da antena. Os dados de localização (latitude, longitude e altura), permitem deduzir a altura onde começa a ocorrer a formação da camada de chuva. Essa altura é determinada pela camada isotérmica de  $0^{\circ}C$ , onde a chuva começa a se formar. Essa altura da chuva juntamente com o ângulo de elevação da antena são necessários para a determinação do comprimento do enlace que efetivamente estará sendo atravessado pela célula de chuva [7]. O comprimento da camada é maior para baixas elevações.

As características construtivas da antena também alteram o nível de sinal recebido. Em antenas com refletor parabólico, pode ocorrer um efeito de desfocalização da onda refletida no refletor, causada pela água que escorre na superfície. A onda refletida não se concentra mais totalmente no foco, onde se localiza o alimentador, resultando também em atenuação do sinal recebido.

Observações experimentais em diversos estudos mostraram que a atenuação da onda que cruza a chuva é obtida pela soma das contribuições individuais das gotas presentes, e que seus parâmetros (tamanho, densidade) variam em função da taxa de precipitação,  $R$  (mm/h), e podem se captados coletivamente através da medida dessa taxa de precipitação em solo.

A dependência da atenuação em função da taxa de precipitação, permite criar o conceito de atenuação específica,  $\gamma$ , dada em (dB/km), para uma onda cruzando uma célula de chuva de tamanho qualquer. para aplicações práticas, a relação entre a  $R$ (mm/h) e

$\gamma$ (dB/Km) é dada por uma função de lei de potência, definida por:

$$\gamma = k.R^\alpha \quad (3.1)$$

Onde  $k$  e  $\alpha$  são parâmetros de regressão, e variam em função da frequência e da polarização da onda.

Se a taxa de precipitação  $R$  fosse constante ao longo do comprimento do enlace  $L_s$  sob efeito da chuva, a atenuação total  $A$  (dB), seria dada por:

$$A = \gamma L_s \quad (3.2)$$

Entretanto, outras considerações precisam ser feitas. Todos os parâmetros que causam a atenuação devido à chuva possuem uma grande variabilidade espacial e temporal, que não podem ser determinados diretamente, isto é, são não determinísticos. Por isso, a maioria das análises dos efeitos da chuva na atenuação do sinal é feito com base em análise estatísticas através da sua Função de Distribuição Acumulada (FDA), de onde se extrai a atenuação excedida em determinado intervalo de tempo.

Estudos teóricos e experimentais permitiram obter modelos de atenuação por chuvas representativos de cada região climática com boa precisão [7]. Esses métodos podem ser empíricos e baseados em medidas da precipitação pontual ou da atenuação feitos por experimentos dentro de uma dada região geográfica, ou podem ser baseados em métodos físicos através de modelos matemáticos que tentam reproduzir o comportamento físico que envolve o processo de atenuação [3]. Como no método físico nem sempre todos os parâmetros são conhecidos e disponíveis, os métodos de base empírica são os mais utilizados.

A grande maioria dos modelos de base empírica utilizam as séries temporais da atenuação e da precipitação medida ao longo do tempo para a elaboração da FDA. Dado a grande variabilidade espacial e velocidade de deslocamento, que ocorre principalmente nas regiões tropicais, o valor do intervalo de integração adequado na série temporal é estipulado em torno de 1 minuto.

O objetivo final dos modelos é extrair a estatística da atenuação  $P(A_t)$ , através da estatística da precipitação  $P(R)$  e condições específicas do enlace, visto que a precipitação é um parâmetro mais simples de ser medido e que possui uma maior disponibilidade de dados para análises.

### 3.2.1 Método de previsão do ITU-R

Dentre os vários métodos disponíveis de previsão da atenuação por chuvas, o mais utilizado e representativo de todos eles, é o recomendado pelo ITU-R (recomendação atual P.618-10), que possui abrangência global, se aplica para frequências até 55 GHz, e foi desenvolvido através de extensivas medições da taxa de precipitação pontual e da atenuação no trajeto do sinal, obtidas ao longo de vários anos em muitos países.

Neste modelo do ITU-R é utilizado apenas um ponto da distribuição espacial, na forma da taxa de precipitação excedida em 0,01% do tempo no ano, para prever a atenuação excedida na mesma porcentagem de tempo. Atenuação excedida para outros valores do tempo são obtidos por extrapolação.

Para refletir o efeito das variações da taxa de precipitação ao longo do enlace são utilizados fatores de correção na forma de comprimento efetivo ( $C_{ef}$ ). O comprimento efetivo é aquele que, considerada uma taxa de precipitação uniforme igual à taxa de precipitação pontual (medida em um ponto do enlace), e provoca a mesma atenuação que a precipitação não uniforme ao longo do comprimento  $L_s$  do enlace. A relação entre o comprimento real  $L_s$  e o comprimento efetivo do enlace  $C_{ef}$  é dada por um fator de redução de percurso.

A figura 3.2 apresenta um diagrama simplificado do processo de determinação da probabilidade da taxa de atenuação excedida em qualquer porcentagem do tempo ao ano ( $P$ ). Os parâmetros de regressão  $k$  e  $\alpha$  são valores tabelados, em função da frequência e da polarização da onda eletromagnética. O modelo utiliza como entrada os dados de precipitação excedida em 0.01% do tempo médio no ano e parâmetros do enlace, conforme apresentado a seguir:

$R_{0.01}$ : taxa de precipitação excedida em 0.01% do tempo médio ao ano.

$h_s$ : Altura da antena acima do nível do mar(metros).

$\theta$ : Ângulo de elevação da antena (graus).

$\varphi$ : Latitude da estação terrena (graus).

$f$ : Frequência (GHz).

$R_{ef}$ : Raio efetivo da Terra (8500 Km)

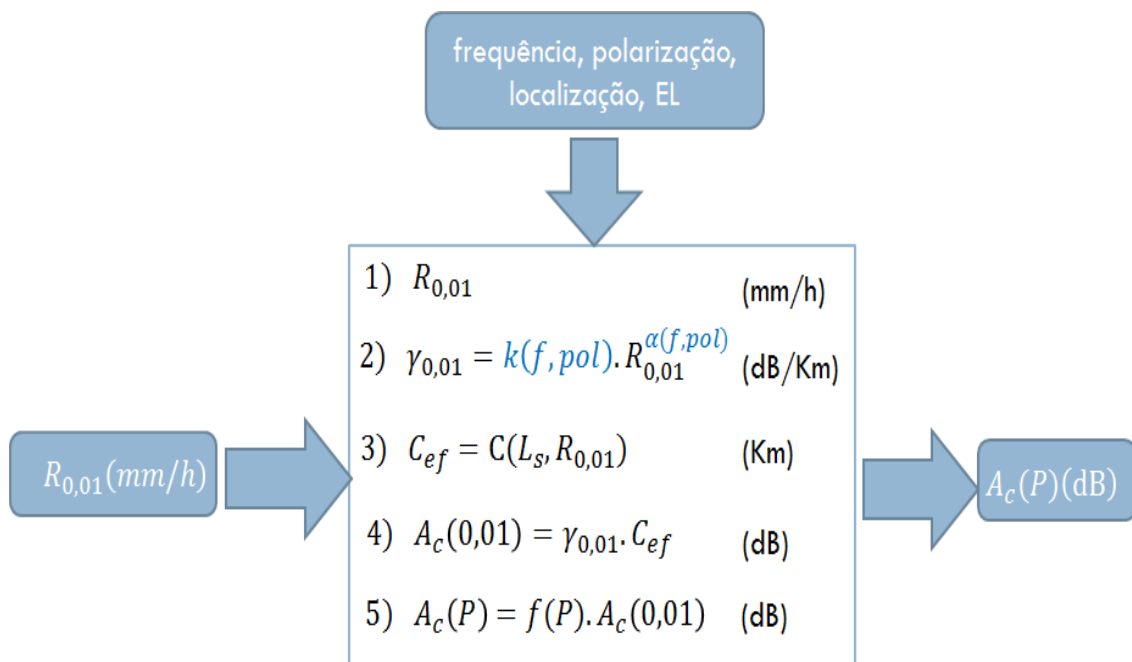


Figura 3.2: Diagrama simplificado para cálculo da atenuação excedida

A Figura 3.3 ilustra a geometria envolvida num enlace via satélite sob a ocorrência de precipitação, onde a altura média da chuva,  $h_R$ , é dada pela altura média da camada isotérmica de  $0^\circ C$  da atmosfera e que efetivamente provoca a atenuação no sinal, a altura de instalação da antena é dada por  $h_S$ , o ângulo de elevação da antena definido por  $\theta$ , o trajeto percorrido pelo sinal sob o efeito da chuva é dado por  $L_S$  e sua projeção horizontal definida por  $L_G$ .

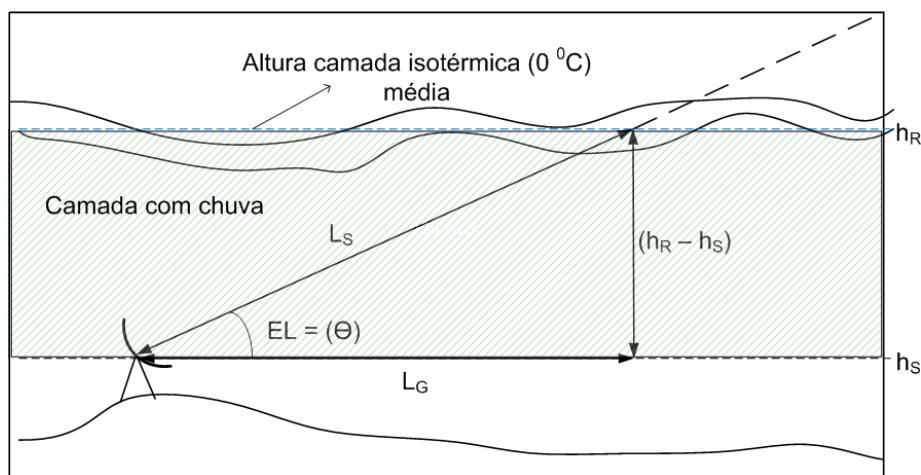


Figura 3.3: Geometria da instalação.  
Fonte: Adaptado de Ippolito-2007 [5], p. 166

Apresenta-se a seguir os passos necessários para o cálculo da precipitação excedida segundo o modelo do ITU-R, através da sua recomendação mestre P.618-10 [8].

**Passo 1:** Determinação da altura da antena acima do nível do mar  $h_s$ . Caso essa informação não esteja disponível, uma estimativa do local pode ser obtida através do método do ITU-R, na recomendação do ITU-R P.1511 [9]. A altura é obtida com uma resolução de  $0.5^\circ$  em latitude e longitude, usando os arquivos *TOPOODOT5.TXT*, *TOPO-LAT.TXT* e *TOPOLON.TXT*, disponíveis no sítio do ITU-R.

**Passo 2:** Determinação da altura média da camada de formação de chuva  $h_R$ . Se não disponível através de base de dados do local, uma estimativa pode ser obtida através do método do ITU-R, contido na recomendação P.839-3 [10]. A altura  $h_R$  é obtida através da altura média da camada isotérmica de  $0^\circ\text{C}$   $h_0$ , e uso da seguinte equação:

$$h_R = h_0 + 0.36\text{km} \quad (3.3)$$

A altura  $h_0$  é dependente da latitude da antena e da temperatura. Um determinado local que apresenta grande variação de temperatura diária e ao longo do ano, exibe também variação na altura isotérmica e conseqüentemente do trajeto percorrido pelo sinal. Essa altura medida através de vários experimentos é disponibilizada no sítio eletrônico do ITU-R, com uma resolução de  $1.5^\circ$  em latitude e longitude usando os arquivos *ESAOHEIGHT.TXT*, *ESALAT.TXT* e *ESALON.TXT*.

**Passo 3:** Cálculo do comprimento do trajeto percorrido pelo sinal,  $L_s$  (*slant-path length*). Para ângulos de elevação  $\theta \geq 5^\circ$ ,  $L_s$  é dado por:

$$L_s = \frac{(h_R - h_s)}{\sin \theta} \quad (3.4)$$

Para ângulos de elevação  $\theta \leq 5^\circ$ ,  $L_s$  é dado por:

$$L_s = \frac{2(h_R - h_s)}{\left(\sin^2 \theta + \frac{2(h_R - h_s)}{R_e}\right)^2} \quad (3.5)$$

**Passo 4:** Cálculo da projeção horizontal,  $L_G$ , dado por:

$$L_G = L_s \cos \theta \quad (3.6)$$

**Passo 5:** Obtenção da taxa de precipitação excedida em 0.01% do tempo médio no ano,  $R_{0.01\%}$  com tempo de integração de 1 minuto. Se não disponível através de

base de dados do local, uma estimativa pode ser obtida através do método do ITU-R, contido na recomendação P.837-6 [11]. Essa estimativa é obtida através de arquivos de dados derivados de 40 anos de medidas do Centro Europeu de Previsão do Tempo de Médio Alcance (ECMWF). Esses arquivos contêm os parâmetros  $M_t$ ,  $P_{r6}$  e  $\beta$ , e estão disponíveis com resolução de  $1.125^\circ$  em latitude e longitude nos arquivos: *ESARAIN\_MT\_v5.TXT*, *ESARAIN\_BETA\_v5.TXT*, *ESARAIN\_PR6\_v5.TXT*, *ESARAIN\_LAT\_v5.TXT* e *ESARAIN\_LON\_v5.TXT*.

A figura 3.4 apresenta um diagrama e as sequência de fórmulas envolvidas no processo de determinação da  $R_p$  em uma dada porcentagem do tempo ao ano ( $p$ ). O ITU-R através do grupo de estudo 3, disponibiliza um algoritmo em linguagem Matlab para automatização do cálculo.

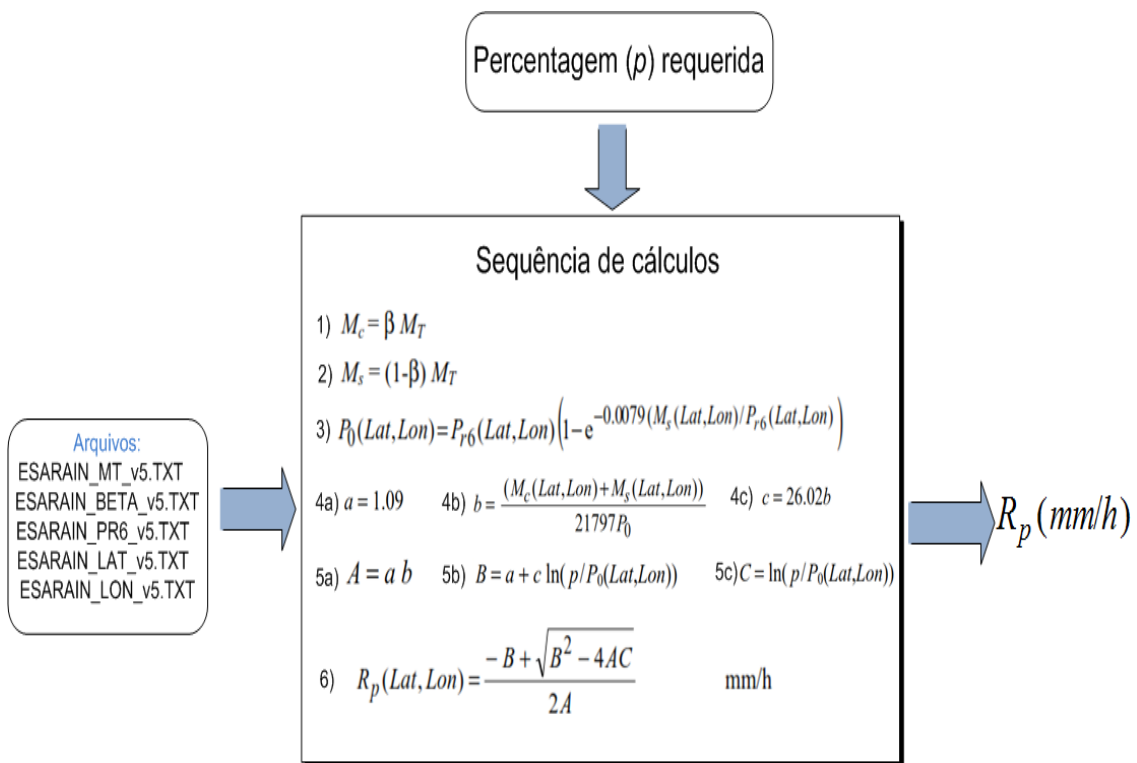


Figura 3.4: Diagrama do cálculo da precipitação excedida em uma da probabilidade  $p$

No Brasil, é bastante escasso nos órgãos de meteorologia, dados históricos de taxa de precipitação com intervalo de curta duração (1 min). Mesmo onde há equipamentos de medida disponíveis, há falta de tratamento sistemático e armazenamento, o que impede que os dados sejam utilizados com segurança [12]. Geralmente os dados históricos disponíveis nas instituições públicas, como são voltados para a área de meteorologia, são

integralizados mensalmente, anualmente, ou no melhor caso diariamente.

**Passo 6:** Cálculo da atenuação específica ( $\gamma_R$ ) em dB/Km. A atenuação específica é calculada através da taxa de precipitação excedida  $R_{0.01\%}$  encontrada no passo 5 e de coeficientes, encontrados na recomendação P.838-3 [13]. Usa-se a seguinte fórmula para o cálculo:

$$\gamma_R = K(R_{0.01})^\alpha \quad (3.7)$$

Onde  $K$  e  $\alpha$  são coeficientes dependentes da frequência, da distribuição do tamanho da gotas, da temperatura da chuva, da polarização e do ângulo de inclinação relativo ao horizontal. Na recomendação ITU-R P.838-3 encontra-se a metodologia e fórmulas para o cálculo de  $K$  e  $\alpha$  bem como valores tabelados para diversas frequências e polarizações.

**Passo 7:** Cálculo da atenuação média excedida para 0.01% do tempo,  $A_{0.01}$ . Como a chuva não pode ser considerada homogênea ao longo dos percursos horizontal e vertical, insere-se o conceito de comprimento efetivo do trajeto ( $L_E$ ), que visa descrever um comprimento de trajeto médio através de uma chuva hipoteticamente uniforme e com a mesma taxa de precipitação da que foi medida em um determinado ponto da superfície. O comprimento efetivo ( $L_E$ ) deriva do comprimento do trajeto  $L_s$  e de fatores de ajustes vertical e horizontal. Esses fatores de ajustes são dependentes da frequência, da latitude e do ângulo de elevação e são determinados através de fórmulas encontradas na recomendação ITU-R P.618-10. Uma vez determinado o comprimento efetivo  $L_E$ , o cálculo da  $A_{0.01}$  é dado pela seguinte fórmula:

$$A_{0.01} = \gamma_R L_E \quad (3.8)$$

**Passo 8:** Cálculo da atenuação excedida para outros valores percentuais tendo como base a taxa para 0.01%. Para valores percentuais  $p$  entre 0.01% e 5% utiliza-se as fórmulas a seguir:

Se  $p \geq 1\%$  ou  $|\varphi| \geq 36^\circ$ : tem-se que  $\beta = 0$

Se  $p < 1\%$  e  $|\varphi| < 36^\circ$  e  $\theta \geq 25^\circ$ : tem-se que  $\beta = -0.005(|\varphi| - 36)$

Em outro caso:  $\beta = -0.005(|\varphi| - 36) + 1.8 - 4.25 \sin \theta$

$$A_p = A_{0.01} \left( \frac{p}{0.01} \right)^{-(0.655+0.033 \ln(p)-0.045 \ln(A_{0.01})-\beta(-1-p) \sin \theta)} \quad (3.9)$$

Onde  $p$  é igual a percentagem de tempo excedido, requerido para o cálculo da Atenuação

excedida  $A_p$  entre 0.01% e 5%.

O ITU-R através da recomendação ITU P.837-5 recomenda que os dados de taxa de precipitação sejam integralizados com intervalo de 1 min. Por outro lado 1 min não é o tempo padrão utilizado em aplicações de meteorologia, que não se interessa por mudanças rápidas na taxa de precipitação e sim em valores médios com intervalo de variam entre 1 hora, dia, mês ou acumulação anual. Entretanto, dados meteorológicos de precipitação de longo prazo são mais facilmente encontrados.

A recomendação ITU P.837-5, fornece um método matemático para a conversão de taxas de precipitação estatística com intervalo de integração grande para o intervalo requerido de 1 min. Usando o método de conversão presente nessa recomendação de dados de históricos obtidos no Brasil, o erro médio dessa conversão é da ordem de 1.14 mm/h para dados originais com intervalo de 5 minutos, 1.90 mm/h para conversão de 10 minutos para 1 minuto e 5.72 mm/h para a conversão de 30 min. para 1-min. [4].

A recomendação ITU P.837-5 afirma ainda que o período ideal requerido para obtenção da probabilidade cumulativa de precipitação depende do clima local, mas usualmente varia entre 3 a 7 anos.

### 3.3 Mapas de Cobertura de satélites Geo-estacionários

O mapa de cobertura fornece informações a respeito da área geográfica da superfície terrestre da qual é possível receber ou transmitir sinais para o satélite, sendo vulgarmente conhecido na área técnica como *footprint*. O mapa é apresentado através de linhas de contorno, onde cada linha se refere a um determinado nível de Potência Irradiada Equivalente Isotrópica (EIRP – Equivalent Isotropically Radiated Power) transmitida, com as linhas centrais representando as regiões de maior potência.

Os satélites são projetados para distribuir seus sinais em diferentes faixas de frequência e diferentes níveis de potência em uma área geográfica específica utilizando-se de antenas com múltiplos alimentadores. A área focalizada é conhecida como feixe (*beam*), sendo dividida em:

**Global:** Cobre até 1/3 da superfície terrestre.

**Hemisférico:** Cobre até 1/6 de uma determinada área geográfica.



**Zonal:** Para cobrir áreas com altos índices populacionais e com características geográficas irregulares.

**Spot:** Cobre uma área pequena e bastante localizada na superfície terrestre.

Uma das grandes vantagens dos feixes pontuais (*Spot beam*) é permitir que o satélite transmita diferentes tipos de informações para localidades distintas, usando a mesma frequência, aumentando a capacidade de uso do satélite. A figura 3.5, mostra um mapa de contorno hemisférico do satélite Star One C2.

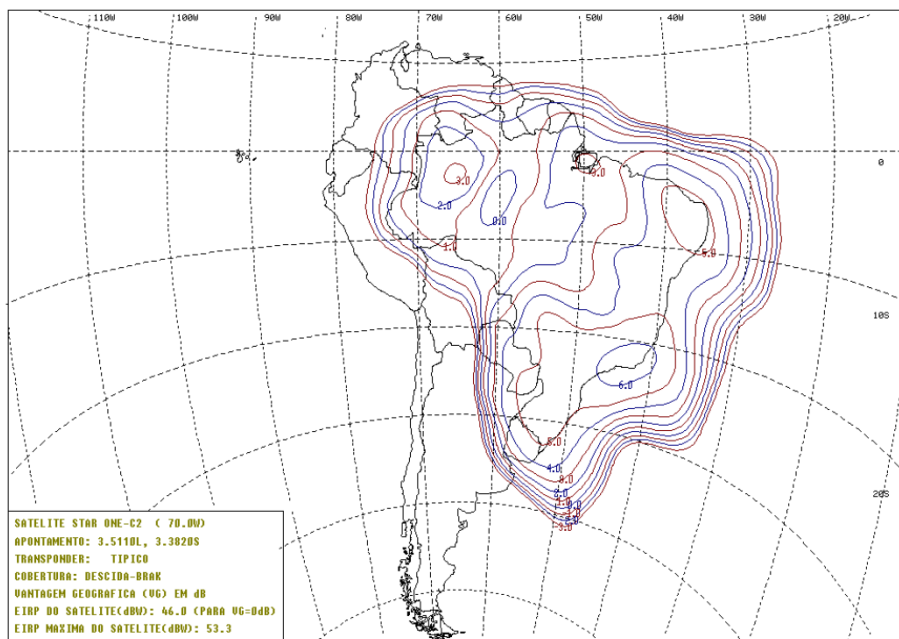


Figura 3.5: Cobertura Típica de Descida do Feixe BRAK do Satélite Star One C2 (EIRP)  
Fonte: Manual de características do StarOne-C2 [14]

### 3.4 Faixas de Frequências e disponibilidade de largura de banda

A União Internacional das Telecomunicações (ITU – International Telecommunication Union) é o órgão das Nações Unidas, que dentre outras funções, é responsável tanto pela alocação da posição orbital no plano equatorial como por padronizar e regular os usos das frequências dos satélites. O ITU-R é o setor específico da ITU que gera as recomendações, que normalmente são seguidas pelos países membros através de seus órgãos reguladores, que no Brasil está a cargo da Anatel.

Considerando questões de natureza técnica e geo-política, o ITU-R faz as recomendações de distribuição e atribuição de uso das frequências, e vários tipos de serviços e tecnologias diferentes compartilham essa faixa de 1GHz até 40 GHz. Para os satélites de comunicação geo-estacionários são reservadas faixas de 4/6 GHz, 12/14 GHz e 20/30 GHz. Para a identificação dessas sub-bandas costuma-se adotar uma nomenclatura herdada dos primórdios da área de radares em micro-ondas, que identifica diversas sub-bandas entre 1 a 40 GHz utilizando uma letra específica.

Para fins de alocação de frequências o ITU divide o mundo em 03 macros regiões (Região 1, Região 2 e Região 3), tendo como critério básico de divisão a longitude dos países, como está ilustrado na figura 3.6. O Brasil está situado na região 2, que engloba as Américas (Norte Sul e Central) e a Groenlândia mais ao norte.

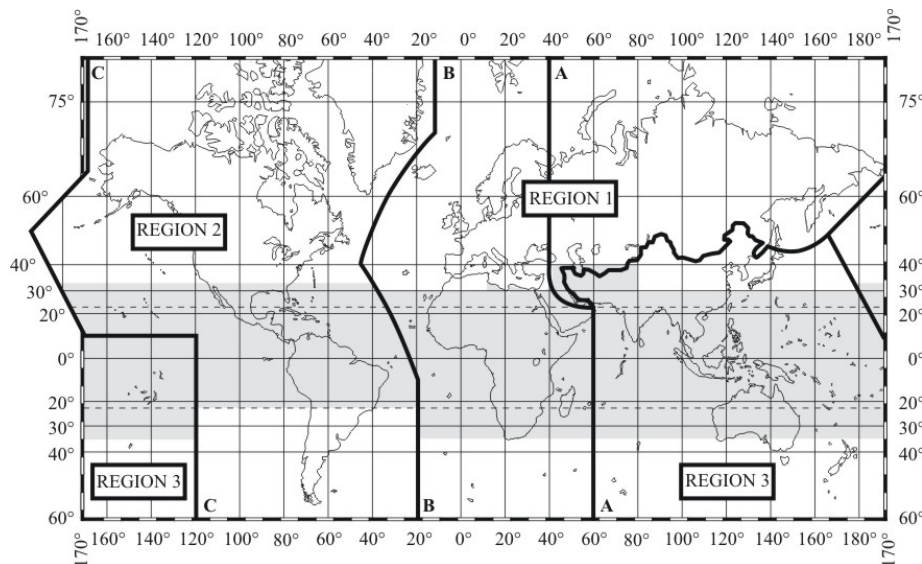


Figura 3.6: Regiões do mundo segundo O ITU para fins de alocação de frequências.  
 Fonte: Recomendação do ITU - ITU-R P.837-5 [4]

Seguindo a recomendação do ITU para a região 2, a Anatel regulamenta no Brasil a banda de frequências de 10.7 a 12.70 GHz para comunicação via satélite espaço-terra, subdividida em 03 sub-faixas: 10.7-11.7 GHz (serviço Fixo por satélite), 11.7-12.2 GHz (serviço Fixo por satélite), 12.2-12.7 GHz (Radio-difusão por satélite)[15].

A Tabela 3.1 mostra como essas nomenclaturas são normalmente utilizadas. No entanto, a denominação comumente usada para a banda Ku, por exemplo, vai de 10.7 - 12.7 GHz, mesmo que o início dessa faixa esteja situada na banda X. Do mesmo modo, encontra-se em várias referências a faixa de 18 - 40 GHz como banda Ka quando na tabela

essa faixa estaria na banda K. Outras referências denominam a banda K e Ka somente como banda Ka. Devido a essa ausência de padrão, essas nomenclaturas embora reconhecidas pelo ITU não são oficialmente adotadas por esse órgão, que não costuma fazer referência a elas em seus documentos.

Tabela 3.1: Designação das frequências utilizadas em satélites de comunicação

Símbolos	Região do espectro	Designação usual	Desig. na Região 2 - Brasil (ITU-R / Anatel)		
			Descend. (GHz):	Ascend. (GHz):	BW (MHz)
C	4 a 8	4/6 GHz	1 - 3.4 a 4.2	1 - 5.15 a 5.25	800
			2 - 4.5 a 4.8	2 - 5.85 a 6.70	300
X	8 a 12				
Ku	12 a 18	12/14 GHz	10.7 a 12.7	12.75 a 13.25	2000
				13.75 a 14.80	
K	18 a 27	20 GHz	17.7 a 21.2	24.75 a 25.25	3500
Ka	27 a 40	30 GHz	37.5 a 42.5	27.00 a 31.00	5000
				47.20 a 51.40	

Quando o uso dos satélites comerciais de comunicação se popularizou, começou-se utilizando a banda a banda C. À medida que a demanda por novos serviços foi aumentando e requerendo maior taxa de transmissão de informação, foi sendo necessário aumentar a largura de banda disponível, o que pôde ser encontrada na banda **Ku**, pois como se observa na Tabela 3.1 a largura de banda (BW) disponível na faixa Ku é cerca de duas vezes maior que na banda C. Além disso a concorrência com enlaces terrestres na banda C é muito maior que na banda Ku, o que limita o uso de potências mais elevadas nos transmissores do satélite, limitando a área de cobertura geográfica atendida e forçando o uso de antenas parabólicas maiores dos usuários em terra. A largura de feixes para antenas de mesmo tamanho na banda C é maior que na banda Ku, o que proporciona um nível maior de interferência entre sistemas de RF ou satélites adjacentes. Devido a esses motivos os satélites de comunicação foram naturalmente migrando para a banda Ku.

A banda Ku tem sido bastante utilizada mas, a história se repete. Mesmo que o avanço tecnológico na área de modulação digital, que permite um controle de erro mais eficiente dos dados transmitidos, e novas técnicas de reuso de frequência (polarizações de onda, antenas com múltiplos feixes) tenham diminuído a necessidade de aumento de

largura de banda, a demanda por novos serviços (como TV de alta definição, serviços de multimídia e serviços de internet) requer cada vez mais um aumento no volume de dados e consequentemente uma nova necessidade de aumento na largura de banda disponível. Isso tem levado ao uso das faixas K e Ka para o atendimento desses novos serviços, tendo em vista que a largura de banda disponível nessas bandas, como também se observa na Tabela 3.1 é cerca de quatro vezes maior do que na banda Ku.

### 3.5 Classificação dos satélites

Com relação a sua altitude, os satélites de órbita quase circular são geralmente classificados em: órbita terrestre baixa (LEO – Low Earth Orbiting), órbita terrestre média (MEO – Medium Earth Orbiting) ou geostacionárias (GEO – Geostationary Earth Orbiting). A órbita elíptica é geralmente classificada como (HEO – High Elliptical Orbiting) [16].

Os satélites MEO estão posicionados entre 8000 e 18000 Km, e necessitam de uma potência de RF maior que os satélites LEO, entretanto, cobrem com visada contínua um ponto terrestre com uma menor quantidade de satélites. São as órbitas utilizadas nos satélites de posicionamento global - GPS e nos satélites ambientais da série NOAA.

Os Satélites LEO estão posicionados entre 200 e 2000 Km e, portanto, estão sujeitos a forças de arrasto causadas pela resistência da atmosfera terrestre à passagem do satélite. Satélites geostacionários estão posicionados numa órbita circular no plano equatorial com valores próximos a zero de excentricidade e inclinação. Por este motivo, o satélite permanece estacionário com relação a um ponto da terra e são necessários apenas 03 satélites para cobrir toda a extensão do globo para localidades com latitudes menores que 80°.

Órbitas altamente elípticas são projetadas para proporcionar um tempo maior de visada para países localizados em latitudes maiores que 60°, como é o caso das órbitas dos satélites Russos da série Molnya.

Atualmente existem por volta de 974 satélites operacionais orbitando a terra, atualizados até setembro de 2011 [17]. Os valores obtidos da Tabela 3.2 mostram que aproximadamente 2/3 desses satélites são de propriedade unicamente dos EUA (429), Rússia (103) e China (75), o que comprova a superioridade tecnológica na área espacial desses

países.

Tabela 3.2: Satélites em operação

<b>Quantidade de satélites em Operação (até setembro/2011)</b>	<b>974</b>
<b>Satélites em operação por países</b>	
USA	429
Russia	103
China	75
Brasil	8
Outros países	359
<b>Tipos de satélites em órbita baixa (LEO)</b>	
Civil	41
Militar	93
Comercial	106
Governamental	222
<b>Tipos de satélites em órbita Geossíncrona (GEO)</b>	
Civil	1
Militar	83
Comercial	268
Governamental	56
<b>Satélites em operação por tipo de órbita</b>	
LEO	466
MEO	63
GEO	409
Elipticas	36

Fonte: Adaptado de [17], p.87.

Extraí-se ainda da Tabela 3.2 e melhor representado na Figura 3.7, como é a distribuição de satélites em operação com relação aos tipos de órbita, e de onde se constata que há uma divisão entre os satélites GEO, devido aos satélites de comunicação e os satélites LEO, que na maioria são satélites ambientais e de sensoriamento remoto.

A distribuição de satélites por classe organizada da sociedade em geral, permite constatar que na sua maioria os satélites ainda são governamentais, o que se deve ao custo e risco ainda elevados a qual estão sujeitas as atividades espaciais satelitais.

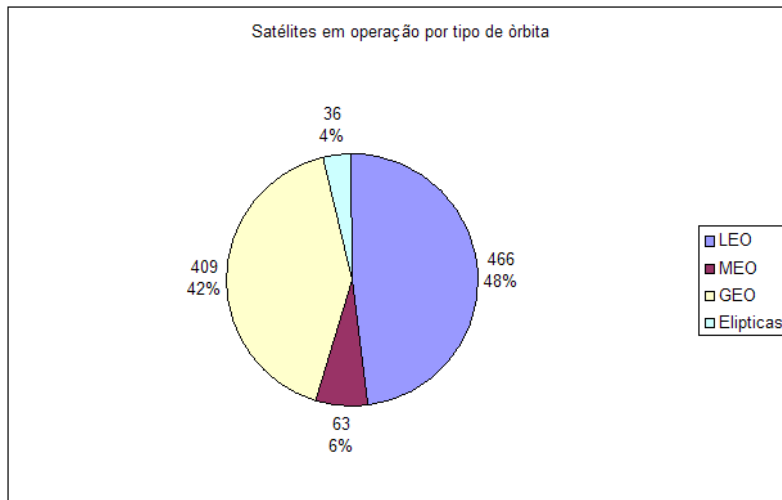


Figura 3.7: Distribuição de satélites por órbita

### 3.6 Amplificador de baixo ruído com conversor descendente (LNB)

Juntamente com a antena, o dispositivo eletrônico constituído basicamente pelo amplificador de baixo ruído e conversor descendente de frequência (LNB – Low Noise Block) é um dispositivo de suma importância para um sistema de recepção via satélite. A Figura 3.8 ilustra o diagrama em blocos de um LNB típico em banda Ku, que é formado na entrada por um amplificador de baixo-ruído seguido por um filtro passa-faixa centrado na frequência de recepção (11.7 a 12.2 GHz). O sinal filtrado é encaminhado para um misturador onde é realizado um batimento com uma frequência fixa (para o modelo desse projeto igual 10.75 GHz), e dessa forma toda a faixa de frequência da entrada na banda Ku é transladada para uma faixa na banda L, comercialmente padronizada entre 950 a 2050 MHz. Essa conversão para uma banda inferior é necessária devido a atenuação nos cabos ter uma relação direta com a frequência; quanto maior a frequência maior a atenuação. Convertendo então para uma faixa inferior (banda L) permite-se que o receptor possa estar localizado a distâncias maiores, e também a utilização de cabos de RF de baixo custo.

O sinal de saída do misturador conterà vários sinais de acordo com a equação:

$$F_o = mF_{in} \pm nF_{ol} \quad (3.10)$$

Onde  $F_{in}$  é a frequência do sinal de entrada,  $F_{ol}$  é a frequência do oscilador local,  $m$

e  $n$  são números inteiros diferentes de zero (0, 1, 2, 3, ...,  $n$ ).

O sinal resultante do batimento é filtrado por um novo filtro passa-baixa no estágio de saída que elimina as componentes indesejáveis e preserva a faixa a ser utilizada (normalmente  $F_{in} - F_{ol}$ ), antes de ser novamente amplificado e encaminhado para a saída do dispositivo. Quando a frequência do oscilador é maior do que o limite inferior do sinal de entrada ocorre uma inversão do espectro no sinal em banda L, onde o sinal de entrada no superior da faixa é convertido para o início da faixa do sinal de saída.

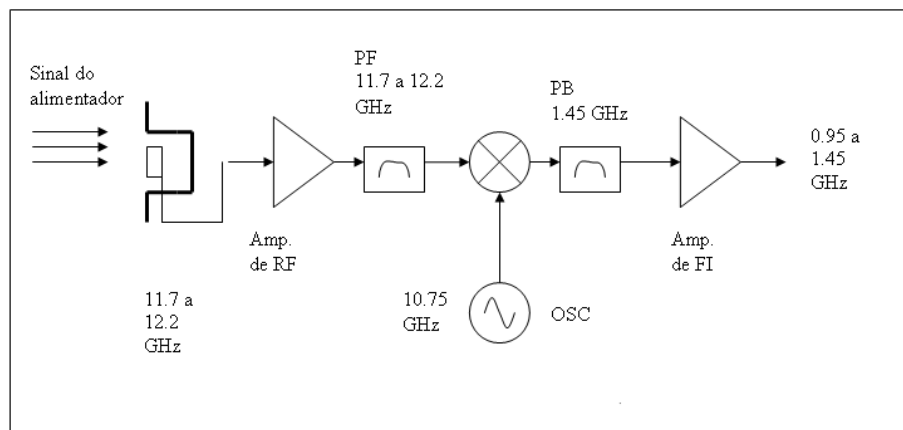


Figura 3.8: Diagrama em blocos típico de um LNB

Conversor descendente do tipo bloco (*block type*) possui oscilador fixo, assim trasladam toda a faixa de recepção para uma faixa inferior intermediária, ficando a cargo do receptor a correta sintonia da frequência a ser utilizada. Os conversores que possuem sintetizadores variáveis de frequência (*agile type*) convertem a saída para uma frequência intermediária (FI) fixa e, portanto, o receptor utilizado terá também frequência fixa de entrada, sem a necessidade de realização de sintonia.

Na área de satélites de comunicação geo-estacionários, os fabricantes de LNB padronizaram a faixa de frequência de saída sempre em banda L independente da faixa de entrada (Ku, C ou banda Ka), o que permite manter os mesmos equipamentos pós LNB, necessitando mudar apenas o alimentador e LNB em caso de mudança de faixa de recepção.

Sistema de RF com LNBs profissionais possuem o dipolo de captação de sinal com orientação fixa, e desta forma, a resolução da polarização correta pode ser feita de dois modos distintos: Através da inclinação (*Skew*) manual do LNB e conseqüentemente da sua sonda durante a instalação ou, através de elemento móvel no alimentador acionado por um

motor. Como nesse trabalho se pretendia pesquisar a recepção de sinais de vários satélites geo-estacionários, optou-se por um alimentador com dispositivo móvel acionado por motor e comandado por uma saída apropriada em um receptor, instalado exclusivamente para realizar essa tarefa.

Outra característica importante para o desenvolvimento desse trabalho e que deve ser observado num LNB, é com relação ao seu oscilador interno no que se refere à precisão e estabilidade em frequência. O projeto apresentado neste trabalho, requer um oscilador com alta precisão e estabilidade. Essa exigência decorre do fato da largura de banda do sinal de *beacon*, e por consequência, a do receptor utilizado serem bastante estreitas, e sendo assim, qualquer variação na frequência do oscilador pode levar o sinal de saída do LNB para fora da largura de banda do receptor e, isso pode ser interpretado erroneamente como uma variação na potência no sinal recebido.

Variações de temperatura no ambiente pode afetar a estabilidade do oscilador do LNB. Os LNBs fabricados e disponíveis atualmente possuem osciladores que podem variar entre três tipos básicos:

**Dielétrico ressonante** Este tipo de oscilador emprega um material dielétrico ressonante (DRO – Dielectric Resonant Oscillator) para a geração da frequência. Exibe uma estabilidade que dependendo do fabricante pode ser de até  $\pm 1000$  KHz para as variações de temperatura ao longo de um dia e, por isso, é mais usado apenas em equipamentos de uso residencial.

**Realimentado em fase** Utiliza um cristal com alta estabilidade realimentado em fase (PLL – Phase Locked Loop) para geração da frequência de referência do oscilador. Dependendo do fabricante esse tipo de oscilador pode conseguir estabilidades mínimas de até  $\pm 5$  KHz.

**Referência externa** Nesse tipo de oscilador é utilizada uma frequência externa que atua como uma referência para a geração da frequência do oscilador, e neste caso, pode se conseguir osciladores altamente estáveis. Se na geração da frequência externa for empregado um equipamento com oscilador utilizando padrão de césio, pode se conseguir estabilidade de  $1 \cdot 10^{-12}$ .

Como os satélites de comunicações em banda Ku operam em sub-bandas da banda disponível de 10.7-12.75 GHz, que por sua vez dependem da região global de classificação



do ITU, os fabricantes comercializam também os LNBs para essas sub-bandas. Para a região 2, a grande maioria dos satélites pesquisados operam na faixa de 10.7 a 11.7 GHz e 11.7 a 12.2 GHz [18].

Outro tipo de LNB comercializado, restrito a equipamentos residenciais, é o conhecido no jargão técnico como **LNB universal**. Este possui dois dipolos instalados de maneira ortogonal que, uma vez que todo o corpo do LNB esteja alinhado na posição correta, é capaz de captar sinais de RF tanto com polarização horizontal como vertical. Além disso possui também dois osciladores fixos que podem ser chaveados e, com isso cobrir toda a faixa reservada para a banda Ku (10.7-12.75 GHz).

Através de comandos elétricos que chegam pelo cabo de FI e originados no receptor, é feita a seleção instantânea da polarização e do oscilador/faixa de RF a ser utilizada. A seleção da polarização é feita através da alimentação de níveis de tensão diferentes no cabo de RF, geralmente 13 e 18 Volts. A seleção do oscilador e como consequência a faixa utilizada é feita através da inserção ou não de um tom de frequência baixa (22 KHz) no cabo de RF. A Tabela 3.3 mostra os comandos possíveis e os resultados obtidos de polarização / oscilador.

Tabela 3.3: Seleção de polarização e faixa de frequência de operação no LNB universal

Tensão de alimentação	Tom de frequência	Oscilador Local selecionado	Polarização selecionada	Faixa de frequência
13 V	0 kHz	9.75 GHz	Vertical	(10.70-11.70 GHz)
18 V	0 kHz	9.75 GHz	Horizontal	(10.70-11.70 GHz)
13 V	22 kHz	10.60 GHz	Vertical	(11.70-12.75 GHz)
18 V	22 kHz	10.60 GHz	Horizontal	(11.70-12.75 GHz)

### 3.7 Ângulo de ajuste de polarização (*skew*)

Devido à disponibilidade limitada de espectro de frequências, os satélites de comunicação utilizam diversas técnicas de reúso de frequência. Uma dessas técnicas é a utilização da transmissão simultânea de informações distintas em uma mesma frequência, utilizando polarizações diferentes. Essa técnica, largamente utilizada permite dobrar a capacidade de recepção e transmissão do satélite. Satélites de comunicação na banda Ku, quase na sua totalidade, utilizam transmissão linearmente polarizada vertical (VP) ou horizontal (HP), como pode ser comprovado pela Tabela 6.1. O uso de polarização e condi-

onamento de feixes (spot beam) combinados em satélites de comunicação pode aumentar a capacidade do satélite em quatro vezes, seis vezes, oito vezes ou mais [5].

Por convenção, o plano de referência para a definição da polarização linear é o plano do equador. Desta forma, se o satélite transmite uma onda linearmente polarizada na vertical, o vetor campo elétrico está num plano perpendicular ao equador. Por outro lado, se horizontal, o vetor está num plano paralelo ao plano do equador.

Quando a longitude do satélite é diferente da longitude da estação terrena, o plano que contém o arco definido pelo movimento em elevação da antena, após o azimute ter sido posicionado, estará inclinado com relação ao plano do equador e como consequência a polarização do sinal recebido estará inclinada com relação à que foi transmitida, tornando-se necessário uma correção na posição da sonda do alimentador, ou de todo o corpo do LNB.

Uma forma simplificada de calcular esse ângulo de inclinação com um erro de aproximadamente 0,3 graus, encontrado em [6], pode ser dado pela seguinte equação:

$$\Psi = \arctan \left( \frac{R \cos \phi \sin \delta}{R \sin \phi} \right) = \arctan \left( \frac{\sin \delta}{\tan \phi} \right) \quad (3.11)$$

Onde  $R$  é o raio da terra considerada esférica,  $\Psi$  é o angulo de polarização ou de ajuste da sonda do alimentador medido no sentido do ponteiro do relógio (CW) a partir da vertical do local da antena,  $\delta$  é a diferença entre a longitude do ponto sub-satélite e longitude da antena (positivo leste) e  $\phi$  é a latitude da estação em graus (positivo norte).

Para a antena instalada em Cuiabá (lat =  $-15,55^\circ$ , long =  $-56,06^\circ$ ) e apontada para o satélite StarOneC2 (long =  $-70^\circ$ ), o cálculo desse ângulo resulta em  $40,6^\circ$ . Se a sonda do alimentador ou o próprio LNB não fosse girado desse ângulo, a tensão recebida seria igual ao  $\cos(40,6^\circ)$  da tensão que seria efetivamente recebida com alinhamento correto, ou aproximadamente 24% menor. Como a potência varia com o quadrado da tensão, esta seria cerca de 42% menor, o que representa uma perda de 2,4 dB no sinal recebido.

### 3.8 Relação entre o foco e o diâmetro (f/D)

A relação entre o comprimento focal e o diâmetro (f/D) é um parâmetro de projeto da superfície parabólica, que define a forma do contorno ou a sua profundidade, a partir

de um diâmetro fixo. Comparando a superfície da antena com um prato, quanto maior a relação  $f/D$  mais rasa é sua aparência [6]. A Figura 3.9 mostra o resultado na forma da parábola para vários valores de  $f/D$ .

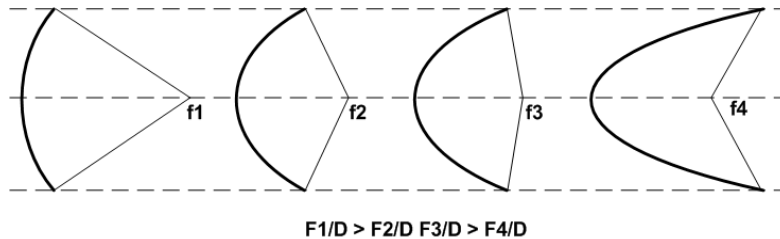


Figura 3.9: forma da superfície parabólica para diferentes relações  $f/D$   
Fonte: Adaptado de Kadish-East-2000 [6], p. 102

Um refletor parabólico com  $f/D$  grande é mais fácil de ser fabricado, no entanto, o alimentador precisa ser bastante direcional para que o feixe de RF que parte dele fique concentrado na superfície da parábola e não escape para fora da sua borda, o que resultaria em um menor desempenho da antena. Além disso, em se tratando de alimentador no formato de corneta, quanto mais direcional o alimentador maior é o seu tamanho, levando a necessidade de construção de uma estrutura mais robusta que o sustente [6]. Alimentadores grandes aliados a estruturas robustas de sustentação provocam um aumento no bloqueio do sinal de RF que deveria atingir a superfície da parábola, o que contribui também para uma diminuição do desempenho global da antena.

Antenas de alto desempenho diminuem esse efeito prejudicial de bloqueio do sinal de RF, utilizando-se de sub-refletores que, além de efetivamente estender o comprimento focal e manter a superfície rasa, permitem que o alimentador fique alojado no centro da parábola, um local mais apropriado para fins de manutenção.

Alguns alimentadores possuem uma marcação no seu corpo, onde pode ser ajustada a relação  $f/D$ , permitindo que este alimentador possa ser utilizado para uma faixa ampla de superfícies parabólicas com diferentes fatores  $f/D$ . Um ajuste correto do alimentador casado com o fator  $f/D$  da antena, além de evitar uma diminuição da eficiência devido à iluminação deficiente no refletor, pode diminuir a quantidade de ruído recebido do corpo terrestre e o nível de sinais interferentes. Quando o comprimento focal de uma determinada antena não é conhecido, ele pode ser determinado através da fórmula:

$$f = \frac{D^2}{16d_p} \quad (3.12)$$

Onde  $f$  é a distância focal,  $D$  é o diâmetro da antena e  $d_p$  é a profundidade da superfície parabólica.

### 3.9 Considerações finais do capítulo 3

No presente capítulo foi apresentada a fundamentação teórica e aspectos práticos envolvidos no desenvolvimento desse estudo. Viu-se que a atenuação por chuvas pode ser considerada o único fator significativo para perdas que excedem 0.01% do tempo no ano, em enlaces via-satélite que operam com frequências acima de 10 GHz e com antenas operando com ângulos de elevação acima de 40°.

Apresentou-se ainda, os procedimentos envolvidos para o cálculo da atenuação excedida em determinado local, segundo o modelo corrente do ITU-R. Esse modelo, de uso global, é o mais utilizado nos cálculos de enlace, pois foi desenvolvido baseado em dados coletados em vários países e diferentes características de enlace, que depois são extrapolados para outras situações. Além disso, é constantemente atualizado à medida que a base de dados vai aumentando e novas pesquisas são realizadas. Neste modelo e como na grande maioria dos outros, o parâmetro mais importante de entrada diz respeito à taxa de precipitação (mm/h), que capta coletivamente os parâmetros variáveis, inerentes ao fenômeno natural da chuva, indicando no final qual a estatística da atenuação que excede um determinado valor.

Os aspectos práticos apresentados são referentes à escolha adequada dos LNBS, à necessidade de uso de um motor para alteração da sonda de polarização linear no alimentador, e relação  $f/D$  do refletor. A característica mais importante do LNB para essa aplicação, fora a sua temperatura de ruído, é quanto à estabilidade do seu oscilador local, cuja variação máxima tem ficar abaixo da largura de banda de entrada do receptor para evitar variações indesejadas na tensão de ACG e consequente erro na medida da atenuação.

A relação  $f/D$  do refletor parabólico auxilia na instalação correta do alimentador, evitando-se assim perdas de RF.

## 4 ÓRBITAS DE SATÉLITES E POSICIONAMENTO DE ANTENAS

### 4.1 órbita de satélites

A trajetória da órbita de um satélite artificial pode ser empiricamente descrita baseada nas leis de Kepler e nas suas equações, as quais se aplicam de modo genérico para dois corpos no espaço que se interagem através de uma força. Essas leis, inicialmente deduzidas para explicar os movimentos dos planetas em torno do sol, são igualmente válidas para satélites artificiais que orbitam na Terra.

O movimento de um satélite em órbita na Terra pode ser descrito pelas características geométricas de uma elipse. A elipse formada está localizada num plano, o qual permanece estacionário numa perspectiva tri-dimensional dentro de um sistema de referência inercial. Dessa forma, a previsão de órbita envolve a determinação pontual instantânea do satélite no plano orbital, seguida da localização desse plano no espaço.

Se o movimento do satélite por sua órbita não sofresse perturbações, o satélite permaneceria em sua órbita inicial indefinidamente, facilitando a sua previsão. No entanto, um satélite em órbita sofre várias perturbações fazendo com que sua órbita se altere com o tempo, necessitando de correções periódicas para mantê-lo na sua órbita desejada. Entre as principais causas de alterações nas órbitas dos satélites estão: a variação devido à interação gravitacional com outros objetos no espaço (Lua, Sol etc...), arrasto atmosférico, e por último, a não homogeneidade da massa da Terra [19].

Esses parâmetros orbitais possibilitam a determinação pontual e estática do satélite no espaço além do seu plano orbital. O uso desses parâmetros juntamente com programas de computadores chamados de “propagadores de órbita” é que torna possível a determinação completa de todos os pontos de uma órbita, amostrados em um intervalo pré-definido.

Devido ao movimento relativo existente entre os movimentos de rotação da Terra e de translação do satélite, o cálculo do apontamento instantâneo de uma antena envolve vários conhecimentos inter-relacionados. Primeiramente conhecimentos ligados à área de dinâmica orbital, no entendimento do comportamento da trajetória do satélite sob a influência do campo gravitacional da Terra. Em segundo, cálculos e conhecimento da área de geodésia geométrica, no que se refere à determinação das coordenadas geográficas da antena (latitude, longitude e altura).

Muito tempo depois das leis de Kepler, Isaac Newton demonstrou que a interação entre os corpos descritas por essa leis, se dava através da força gravitacional que existe entre dois corpos possuidores de determinada massa. E a partir das suas célebres leis do movimento e da lei da gravitação universal, derivou as leis de Kepler, provando dessa forma sua própria teoria [20].

A lei da gravitação universal, estabelece a existência de um campo gravitacional universal, o qual origina uma força de atração entre duas partículas ou dois corpos simétricos de uma determinada massa. Essa força denominada de força de atração gravitacional entre dois corpos, é proporcional (com uma constante  $G$ ) ao produto de suas massas e inversamente proporcional ao quadrado das distâncias entre eles.

Para o satélite se manter em órbita sem se chocar com a Terra, é necessário uma outra força que contrapõe a força de atração gravitacional. Essa força de contraposição, é obtida quando se impõe uma velocidade inicial ao satélite (dada por um foguete) e tangencial à sua órbita, originando uma força que pelo princípio da inércia, atua em oposição à força de atração. Desconsiderando outros efeitos perturbadores, a órbita é mantida quando essa força dada pela velocidade inicial, se iguala em módulo e em sentido contrário à força de atração gravitacional [19].

Aplicando a lei da gravitação universal de Newton, para o caso de um satélite de massa  $m$  orbitando em volta da Terra de massa simétrica  $M_t$ , a força de atração  $F_G$  que atua em ambos objetos pode ser matematicamente expressada pela seguinte equação:

$$\mathbf{F}_G = G \frac{mM_t}{r^2} \left( \frac{\mathbf{r}}{r} \right) \quad (4.1)$$

Onde  $G$  é a constante gravitacional universal,  $(\mathbf{r}/r)$  é o vetor unitário que indica a direção das forças,  $r$  é a distância entre o satélite e o centro da Terra, uma vez que podemos considerar a Terra um corpo simétrico.

Uma nova constante, denominada de constante gravitacional geocêntrica  $\mu$ , o qual é derivada do produto entre  $M_t$  e  $G$  costuma ser mais utilizada, pois este valor é conhecido com muito mais precisão do que  $M_t$  e  $G$  separadamente. Dessa forma, o módulo de  $F_G$  assume a forma:

$$F_G = m \left( \frac{\mu}{r^2} \right) \quad (4.2)$$

De outro modo, o módulo da força de oposição  $F_V$ , decorrente da velocidade orbital, é definida por:

$$F_V = m \left( \frac{v^2}{r} \right) \quad (4.3)$$

Para um satélite em órbita, e sem considerar o efeito de outras forças perturbadoras, temos que  $F_G = F_V$ , resultando em:

$$v = \left( \frac{\mu}{r} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (4.4)$$

Onde  $v$  é a velocidade do satélite no plano orbital,  $\mu$  é a constante gravitacional geocêntrica, cujo valor é  $3,986013 \times 10^5 km^3/s^2$ .

A equação 4.4 denota uma característica importante: A velocidade requerida para manter o satélite em sua órbita, depende apenas da distância  $r$  e não da sua massa.

De outro modo, para satélites artificiais orbitando a Terra, temos que as leis de Kepler podem ser escritas e adaptadas como:

1. Os satélites descrevem órbitas elípticas, com a Terra posicionada em um dos focos.
2. O vetor posição de um satélite, com origem na Terra, varre áreas iguais em tempos iguais.
3. A razão entre o quadrado do período de revolução pelo cubo do semi-eixo maior da órbita de um satélite é a mesma para todos os satélites que orbitam em torno da Terra.

## 4.2 Leis de Kepler

A *primeira lei de Kepler* enuncia que, desconsiderando os efeitos perturbadores a qual sua órbita está sujeita, parte dos parâmetros que descrevem a trajetória orbital de um satélite, pode ser conhecida através do conhecimento dos parâmetros geométricos de uma figura derivada de uma cônica (Elipse, parábola, hipérbole) com a Terra posicionada em um dos focos dessa figura, sendo a órbita circular apenas um caso particular da órbita elíptica quando a excentricidade é igual a zero. A maioria das órbitas dos satélites é elíptica e dentre essas as mais típicas são órbitas quase circulares [21].

Ainda sem considerar o posicionamento do plano orbital no espaço, a figura 4.1 ilustra os parâmetros geométricos de uma elipse que permitem definir todos os pontos desse plano. Esses dados de definição da elipse em conjunto com outros parâmetros que serão vistos a seguir, quais sejam: a localização do satélite nessa trajetória para um determinado tempo, e o posicionamento do plano orbital no espaço a partir de um sistema de referência pré-estabelecido, permitem definir por completo a trajetória orbital [20].

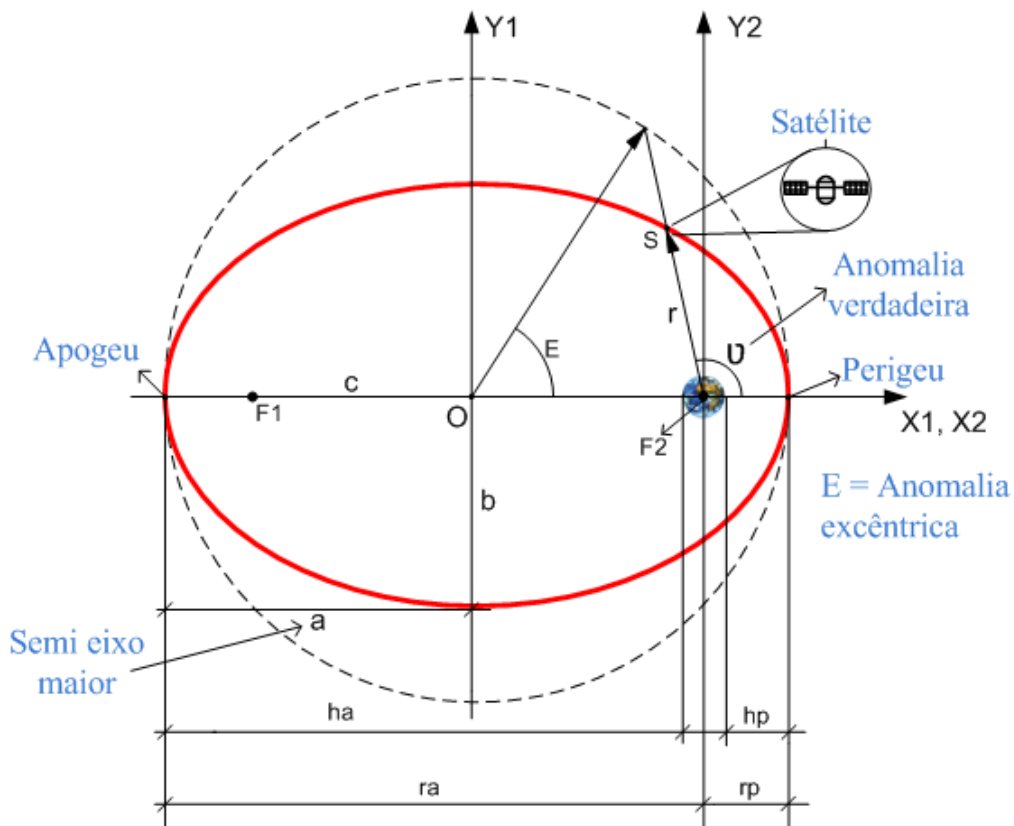


Figura 4.1: Parâmetros de uma órbita elíptica



Para a análise da figura 4.1 considera-se que tanto o satélite quanto a Terra são corpos esféricos e homogêneos com relação à sua distribuição de massa e assim poder reduzi-los a um ponto material [20]. Considerando o satélite posicionado no ponto P e a Terra em um dos focos no ponto F2, pode-se definir os seguintes parâmetros:  $\nu$  é um ângulo chamado de anomalia verdadeira que representa o ângulo entre a linha do perigeu e a posição do satélite em um dado tempo;  $E$  também é um valor angular denominado de anomalia excêntrica, as distâncias  $rp$  e  $ra$  são respectivamente o perigeu e o apogeu;  $a$  é o semi-eixo maior,  $b$  é o semi-eixo menor;  $c$  é a distância do centro da elipse até um dos focos, que por sua vez definem a excentricidade  $e$ , dada por  $e = c/a$ . A excentricidade indica a forma da elipse, e descreve o quanto a órbita é achatada comparada com um círculo.

Para as órbitas circulares, os pontos focais  $F1$  e  $F2$  ficam sobrepostos e como a distância  $c$  fica igual a zero, temos que a excentricidade  $e = 0$ . No caso de uma órbita hipotética bastante elíptica quase se aproximando de uma reta,  $a = c$  e a excentricidade fica próximo do valor 1. Desta forma tem-se que,  $0 \leq e \leq 1$ .

Considerando o plano  $xy$  da figura 4.1, onde o eixo  $x$  cruza o perigeu, podemos derivar a equação 4.5 da elipse, que relaciona o raio ou  $r$  em função da anomalia verdadeira  $\nu$ .

$$r = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos \nu} \quad (4.5)$$

As coordenadas retangulares  $x_2$  e  $y_2$  são dadas respectivamente pelas equações 4.6 e 4.7.

$$x_2 = a \frac{e + \cos \theta}{1 + \cos \nu} \quad (4.6)$$

$$y_2 = b \frac{\sqrt{1 - e^2}}{1 + \cos \nu} \quad (4.7)$$

A **segunda lei de Kepler** enuncia que, o vetor posição de um satélite, com origem na Terra, varre áreas iguais em tempos iguais. Essa lei pode ser melhor visualizada através da análise da figura 4.2. Assumindo que as áreas  $A1$  e  $A2$  são iguais, o tempo que o satélite leva para percorrer os arcos  $S1$  e  $S2$  são iguais. Isto demonstra que a velocidade orbital do satélite não é constante. Ele se move muito mais rápido em pontos próximos à Terra e atinge sua menor velocidade exatamente no seu ponto mais distante, no apogeu. Um uso prático dessa propriedade é feito, quando se quer aumentar o tempo que um satélite

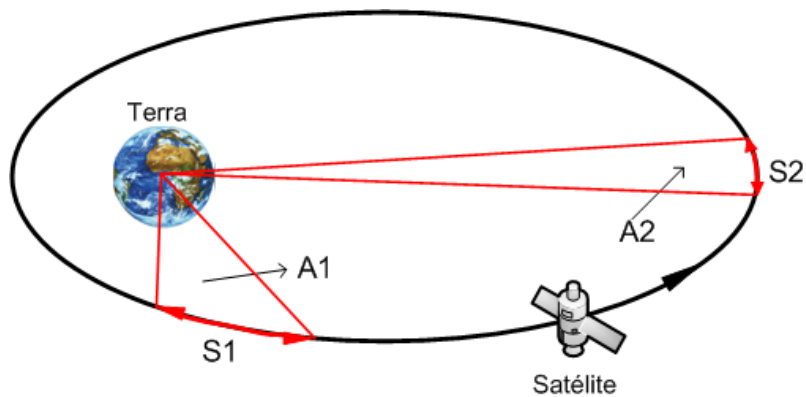


Figura 4.2: Visualização da segunda lei de Kepler.  
 Fonte: Adaptado de Roddy-2006 [22]

fica visível em uma determinada localidade, geralmente usado em países de alta latitude geográfica.

A **terceira lei de Kepler** enuncia que, o quadrado do período da órbita é proporcional ao cubo da distância média entre os dois corpos. Essa distância dada é igual ao semi-eixo maior,  $a$ . Para satélites artificiais orbitando a Terra, temos:

$$T^2 = \left( \frac{4\pi^2}{\mu} \right) a^3 \quad (4.8)$$

Onde  $T$  é o período orbital,  $a$  é a distância entre o centro de massa dos dois corpos e  $\mu$  é a constante gravitacional geocêntrica.

A equação 4.8 demonstra que, sob certas condições, o período de uma órbita é constante e determinado apenas pela escolha adequada da distância entre a Terra e o satélite. Dependendo da quantidade de revoluções diárias ou período orbital requeridos para uma determinada aplicação, é escolhida a altitude do satélite.

Como a velocidade angular do vetor posição do satélite durante o seu trajeto numa órbita elíptica não é constante, sua determinação em função do tempo é variável. Por outro lado, sendo o período  $T$  constante, pode-se definir uma velocidade angular média constante  $n$ , dada pela equação 4.9 denominada também de *movimento médio*.

$$n = \frac{2\pi}{T} \quad (4.9)$$

Considerando a velocidade  $n$  constante, pode-se definir um ângulo  $M$ , dado pela equação 4.10 e conhecido como *anomalia média*, sendo interpretado como o ângulo instantâneo de

um satélite fictício movendo ao redor da elipse numa velocidade angular constante  $n$ .

$$M = nt \quad (4.10)$$

Pode-se ainda, através da substituição de 4.8 em 4.9 e de 4.9 em 4.10, encontrar a seguinte definição para a anomalia média  $M$ :

$$M = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} t \quad (4.11)$$

Onde  $t$  é o tempo percorrido pelo satélite após seu cruzamento com o ponto do perigeu. Combinando as equações 4.9 e 4.10, obtemos a equação seguinte, que relaciona o tempo instantâneo com a anomalia média:

$$M = \frac{2\pi}{T} t \quad (4.12)$$

Para estabelecer a relação existente entre a anomalia verdadeira  $\theta$  e a anomalia média  $M$ , usamos um segundo ângulo auxiliar, fisicamente descrito na elipse, que recebe a denominação de **anomalia excêntrica**  $E$  que, conforme ilustrado na figura 4.3, é estabelecido através da criação de um círculo auxiliar concêntrico com a elipse, cujo raio é igual ao semi-eixo maior  $a$  da elipse e  $c = ae$  é o produto da excentricidade  $e$  com o semi-eixo maior [23].

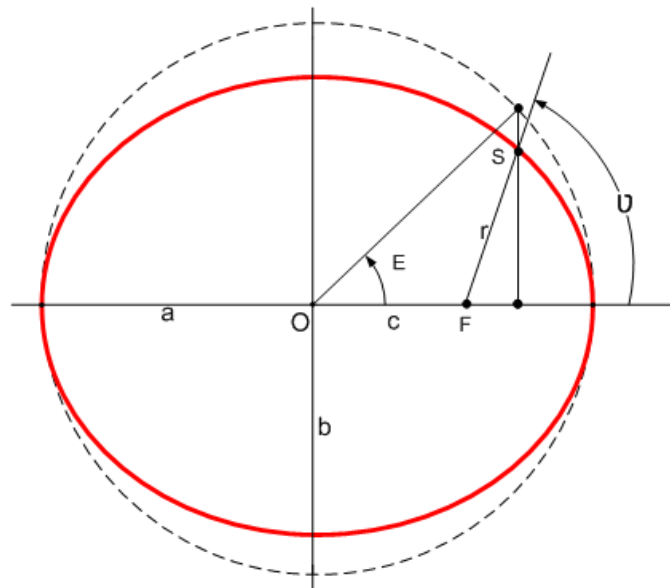


Figura 4.3: Parâmetros de uma órbita elíptica.  
Fonte: Adaptado de Kuga-2008 [20]

Dessa figura podemos estabelecer as seguintes relações trigonométricas:

$$a \cos E = c + r \cos \nu \quad (4.13)$$

Substituindo o valor de  $r$  dado pela equação 4.5, obtém-se:

$$\cos E = \frac{e + \cos \nu}{1 + e \cos \nu} \quad (4.14)$$

Permitindo derivar as seguintes equações, que relacionam a anomalia verdadeira  $\nu$  com a anomalia excêntrica  $E$ :

$$\cos \nu = \frac{e - \cos E}{e \cos E - 1} \quad (4.15)$$

$$\sin \nu = \frac{\sqrt{1 - e^2} \sin E}{1 - e \cos \nu} \quad (4.16)$$

A fórmula que relaciona a anomalia média  $M$  e a anomalia excêntrica  $E$ , é dada pela equação 4.17, cujo desenvolvimento matemático pode ser encontrado em [19].

$$M = E - e \sin E \quad (4.17)$$

Considerando que os parâmetros orbitais iniciais conhecidos de um satélite são a anomalia média associada ao tempo, a equação 4.17 permite estabelecer o elo entre as anomalias excêntrica e verdadeira com o tempo, tornando possível encontrar a posição do satélite em determinado instante.

Dada a anomalia média e a excentricidade de uma órbita, pode-se encontrar a anomalia excêntrica  $E$  usando a equação 4.17. Substituindo  $E$  na equação 4.15 ou 4.16, obtemos a anomalia verdadeira  $\nu$ , a qual representa a posição real do satélite no plano orbital.

A equação 4.17 é uma equação transcendental de suma importância para a área de mecânica orbital e conhecida como equação de Kepler. Esta equação não possui uma solução direta, pois a variável independente  $E$  não pode ser colocada em evidência. Sua solução, que é aproximada dentro de uma faixa de erro estipulada, requer o uso de métodos de cálculo numérico, usando um dos vários métodos de processos iterativos disponíveis. Usa-se geralmente o método de cálculo numérico Newton-Raphson [20].

### 4.3 Posicionamento do Plano Orbital no espaço

As equações derivadas da terceira lei de Kepler, permitem calcular a posição do satélite cujo plano orbital está localizado sobre um determinado sistema de referência cartesiano. Uma vez posicionado, todos os cálculos ficam limitados somente àquela órbita não podendo extrapolar para qualquer caso genérico. Torna-se necessário adotar um sistema de referência em três eixos que seja capaz de definir a posição do satélite no plano orbital e também o posicionamento do plano orbital no espaço.

O sistema de referência deve ser inercial, isto é, deve manter-se estacionário independente do movimento de rotação terrestre. O sistema de referência mais frequentemente adotado possui a origem no centro da Terra. Nesse sistema o eixo Z1 é orientado e alinhado paralelo ao eixo de rotação da Terra, apontando para o norte verdadeiro e, portanto, não se movimenta com a rotação terrestre. O eixo X1 é posicionado paralelo ao plano do equador e apontado em uma direção do espaço no ponto chamado de ponto vernal, que por definição é o ponto que o sol está localizado no espaço sideral, onde a sua órbita aparente (eclíptica) cruza a linha do equador celeste, quando dia e noite possuem a mesma duração na Terra, ocorrendo no dia 21 de março marcando o equinócio da primavera (visto do pólo norte). Se o eixo X1 está localizado sobre o plano equatorial, e o eixo Z1 aponta para o norte verdadeiro, há um ângulo reto entre eles. Desta forma basta localizar o eixo Y1 no mesmo plano do equador e formando um ângulo reto com o eixo X1 para termos o sistema de coordenadas pretendido [24]. A figura 4.4 mostra o posicionamento desse sistema de referência, bem como a sua relação com o sistema xy do plano orbital apresentado na seção 4.2.

Nesse sistema de coordenadas, sem considerar as pequenas perturbações existentes, a órbita do satélite é uma elipse fixa no espaço celeste. O satélite se move pelo caminho dado pelos pontos geométricos da elipse, mas a elipse permanece estacionária, estando a Terra movendo no sentido anti-horário no interior dessa. Vários pontos e ângulos desse sistema são definidos a seguir:

*Nó Ascendente:* É o ponto que indica a posição definida pela intersecção da projeção na Terra do plano orbital do satélite e o plano equatorial, quando este se desloca do pólo sul para o pólo norte. A linha definida pelo cruzamento entre os dois planos é definida como linha dos nodos.

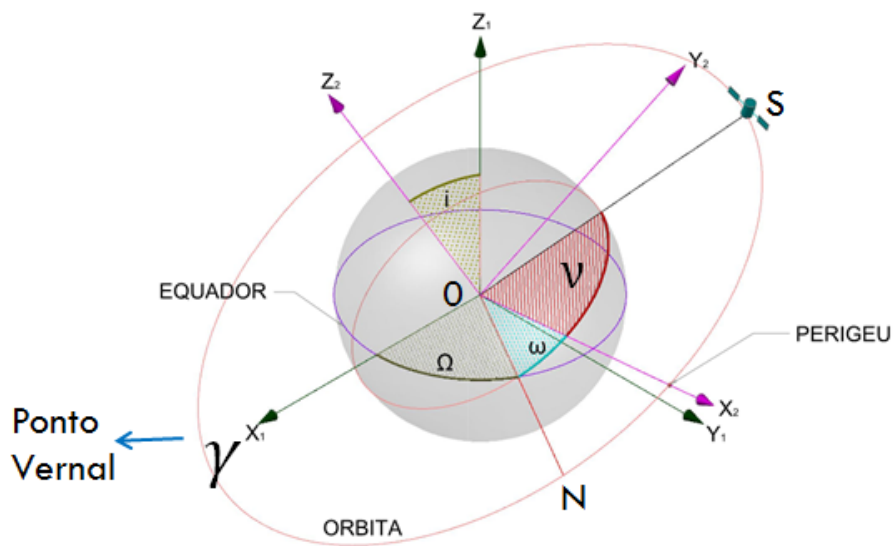


Figura 4.4: Geometria para definição dos parâmetros orbitais

*Ascensão reta do nó ascendente -  $\Omega$* : Apesar do nome, que deriva da área de astronomia, se refere a um ângulo descrito sobre o plano equatorial e medido no sentido contrário ao do relógio (CCW) quando visualizado a partir do polo norte, entre o eixo  $X_1$  do sistema de referência e a linha do nó ascendente. Podendo variar entre 0 e 360 graus. Este ângulo também pode ser definido como Longitude do nodo ascendente, derivado da similaridade com a medida da longitude de um ponto da Terra. A diferença é a linha de referência, onde na medida da longitude terrestre é utilizado o meridiano de Greenwich.

*Inclinação da órbita -  $i$* : ângulo em graus que define a inclinação entre o plano orbital do satélite e o plano do equador. Vistas a partir do polo norte, por convenção, órbitas que giram no sentido anti-horário (progressivas), a inclinação varia entre 0 e 90 graus. Para órbitas em sentido horário (retrógradas), a inclinação varia entre 90 e 180 graus.

*Argumento do Perigeu -  $\omega$* : Ângulo descrito sobre o plano orbital, medido no sentido anti-horário entre a linha do nó ascendente e a linha das apses (linha que interliga o perigeu e o apogeu) quando apontada para o perigeu. Como exemplo, quando  $\omega = 0$ , o perigeu ocorre na mesma linha do nó ascendente, significando que o satélite estaria o mais próximo da Terra possível no momento que ele está cruzando a linha do equador. Quando  $\omega = 180$ , o apogeu ocorre na mesma Linha do nó ascendente e, neste caso, o satélite estaria no ponto mais distante da Terra no momento que está cruzando a Linha do equador.

*Movimento médio -  $n$* : Através da terceira lei de Kepler, observa-se uma relação direta entre a velocidade do satélite e a sua distância em relação a Terra. Em órbitas elípticas, a velocidade do satélite aumenta quando se aproxima do perigeu e diminui quando está próxima do apogeu. No entanto, o período orbital mantém-se inalterado e, portanto é possível definir uma velocidade média para essa órbita que geralmente é dada em número de revoluções por dia. Essa velocidade média é conhecida como movimento médio (mean motion). Deduz-se também que basta especificar a velocidade do satélite para calcular a sua distância, assim como a recíproca é verdadeira.

*Anomalia Verdadeira -  $\nu$* : Como definido anteriormente, representa um ângulo real definido entre a linha das apsides no ponto do perigeu e a posição do satélite na órbita num determinado tempo.

#### **4.4 Sistemas de Referência utilizados em localização de satélites**

Para localizar um satélite orbitando em torno da Terra e com isso apontar a antena na sua direção, são utilizados basicamente três sistemas de coordenadas de referência: O sistema Inercial Centrado na Origem da Terra (ECI – Earth Centered Inertial), o sistema geocêntrico e vinculado ao movimento da Terra (ECEF – Earth Centered Earth Fixed) e o sistema topocêntrico Horizontal Norte-Leste-Zênite (ENU – East North Up). Torna-se necessário conhecer a relação entre esses três sistemas de coordenadas e suas transformações, reduzindo a um sistema único e, por fim, calcular as coordenadas finais de apontamento [19].

A figura 4.5 ilustra os três sistemas de coordenadas cartesianas utilizados para a determinação final desse apontamento.

Para a localização de satélites orbitando em torno da Terra, e por questões de conveniência matemática, usa-se o sistema inercial ECI (**XYZ**), uma vez que o movimento do satélite ocorre a partir do centro de massa da Terra e independe do movimento de rotação terrestre. A origem do sistema ECI coincide com o centro de massa da Terra, o eixo **X** coincide com a direção da posição do sol no equinócio outonal (do ponto de vista do polo sul) no plano equatorial, o eixo **Z** coincide com a direção do polo norte e paralelo ao eixo de rotação da Terra, e o eixo **Y** também contido no plano equatorial e alinhado a 90 graus

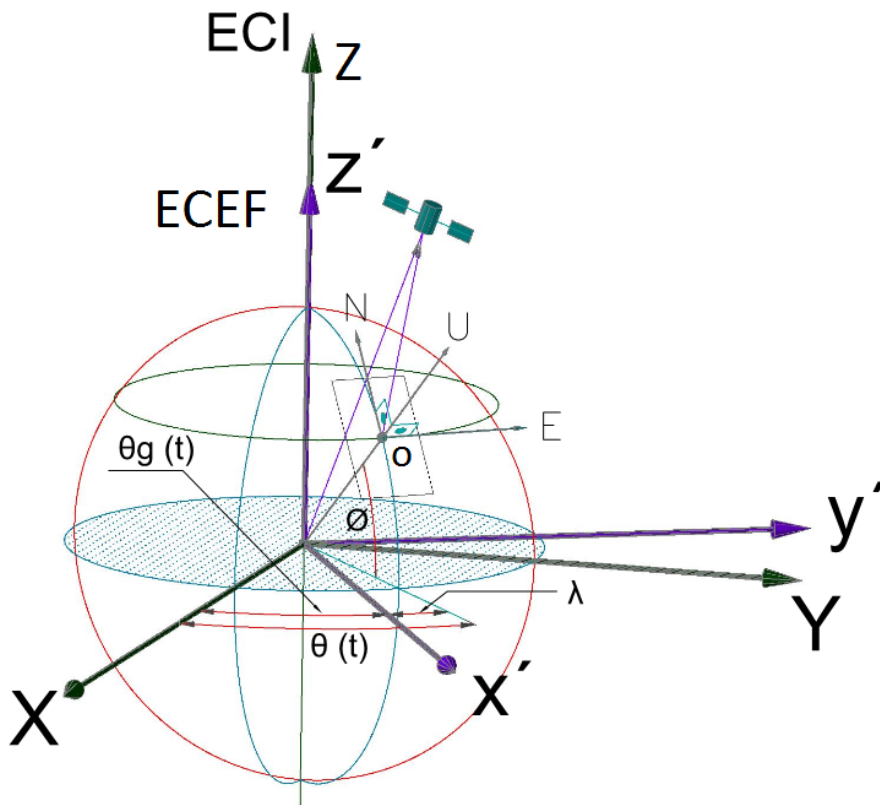


Figura 4.5: Sistemas de Coordenadas: ECI (XYZ); ECEF ( $x'y'z'$ ); Topocêntrico-Horizontal (ENU)

do eixo  $X$ , conforme a regra da mão direita. A localização do plano orbital do satélite no espaço tridimensional é definida a partir desse sistema de coordenadas.

A localização das antenas na superfície do globo são representadas através do sistema vinculado à Terra ECEF ( $x'y'z'$ ). No sistema ECEF, a origem também coincide com o centro de massa da Terra, o eixo  $x'$  está contido no plano equatorial na direção do meridiano de referência (Greenwich), o eixo  $z'$  aponta na direção do polo norte paralelo ao eixo de rotação e o eixo  $y'$  está contido no plano equatorial formando um sistema conforme a regra da mão direita.

Por último, o apontamento final da antena é feito utilizando-se o sistema Topocêntrico Horizontal ENU (ENU). Nesse sistema, o centro do sistema de coordenadas (ponto  $O$ ) está num ponto da superfície terrestre, que para o caso de apontamento de antenas, está exatamente localizado no ponto de instalação. O plano primário é o plano do horizonte e o plano secundário, que contém a vertical no ponto  $O$ , tem direção do norte geográfico. O cruzamento desses dois planos resulta no primeiro eixo  $N$ , que é origem da contagem dos ângulos horizontais. O segundo eixo  $E$  é colocado apontando para o leste,



formando o sistema dextrogiro (ângulos contados no sentido horário) [25]. O eixo **U** é a normal ao plano horizontal e crescendo na direção do zênite. A figura 4.6 ilustra o sistema de coordenadas ENU e a sua localização em relação à Terra.

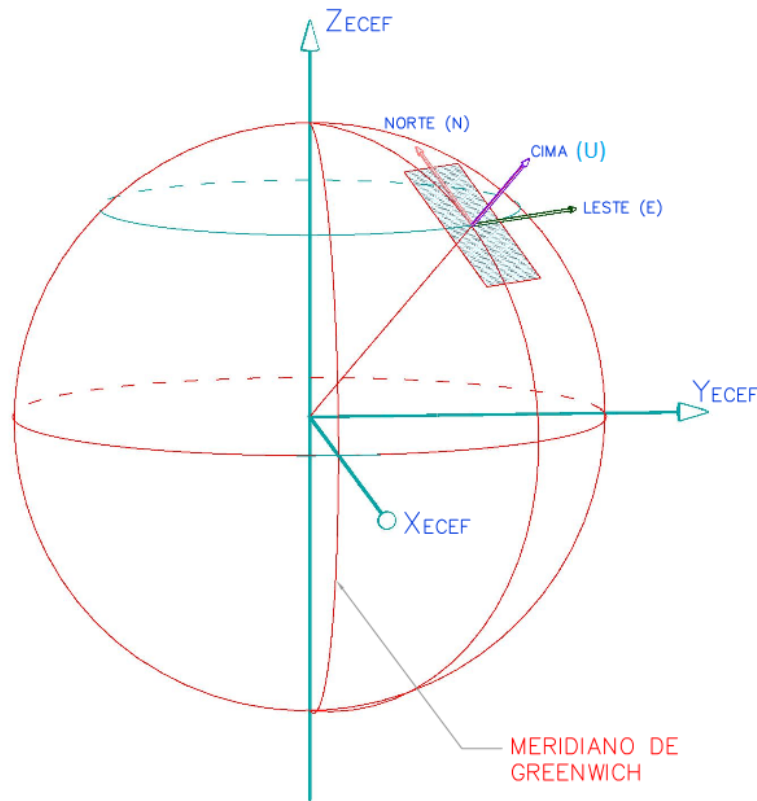


Figura 4.6: Sistema de Coordenada Topocêntrico-Horizontal ENU

A partir do sistema ENU, dois ângulos determinam a posição do satélite: Elevação (EL) e Azimute (AZ). O ângulo de EL, que pode variar entre ( $0^0 \leq EL \leq 180^0$ ) é medido a partir do horizonte, sendo positiva quando o satélite está acima do horizonte e negativo quando está abaixo. O ângulo de AZ ( $0^0 \leq AZ \leq 360^0$ ) é, por definição, medido a partir do eixo **N** ( $0^0$ ) da antena, incrementando no sentido Leste ( $90^0$ ), Sul ( $180^0$ ), e Oeste ( $270^0$ ).

A localização de uma antena terrestre é definida através da utilização de coordenadas geodésicas de latitude ( $\phi$ ), longitude ( $\lambda$ ) e altitude geométrica ( $h$ ). A latitude define a distância angular entre a normal da estação e o plano equatorial. A longitude é definida como a distância angular medida em cima do plano equatorial, entre o meridiano do local até o meridiano de referência adotado, por convenção o meridiano de Greenwich. Adotam-se ângulos negativos para locais situados a oeste do meridiano de referência e valores positivos para locais situados a leste.

Devido à não-uniformidade da superfície terrestre e do achatamento nos polos, esses pontos são dados com relação a uma figura de referência geométrica, o elipsoide [26], que mais se aproxima do modelo da superfície equipotencial terrestre (denominado de Geoide), sendo gerado através da rotação de uma elipse pelo seu eixo menor. A altura é definida como a distância entre o elipsoide de referência do formato da Terra e o ponto físico na superfície [19]. A figura 4.7 ilustra um pouco melhor as coordenadas geodésicas de um ponto **P** na superfície terrestre.

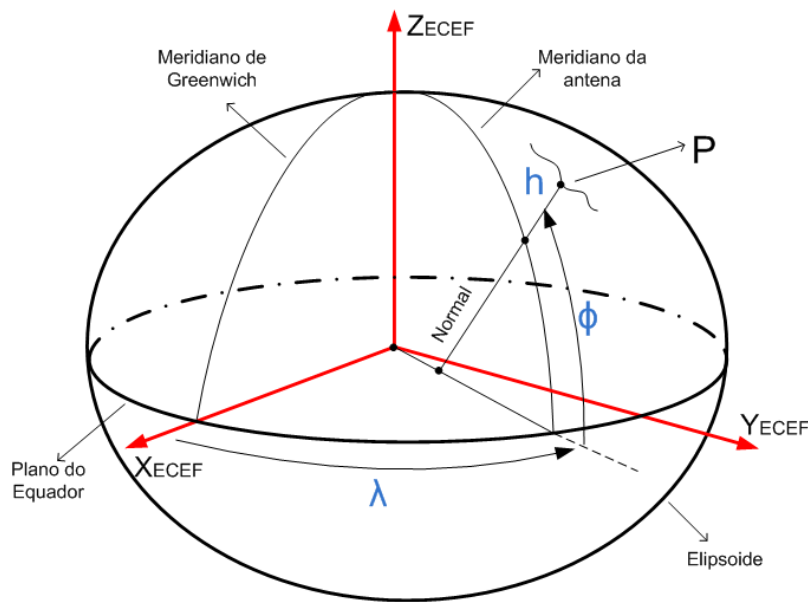


Figura 4.7: Ilustração das Coordenadas Geodésicas

Deve-se atentar para o fato que, a latitude é definida como a distância angular entre a normal do ponto **P** em cima do meridiano do local até o plano do equador, e nem sempre a origem desse ângulo está no centro de massa da Terra, como é comumente encontrado nas bibliografias a respeito do assunto. Adota-se ângulos positivos para latitude no hemisfério Norte e negativos para o hemisfério Sul.

As coordenadas geográficas das antenas, normalmente utilizam o sistema de referência geodésico global conhecido como WGS-84, um padrão acordado internacionalmente e utilizado pelo GPS, que define: o sistema ortogonal de referência utilizado, o modelo matemático da superfície terrestre (elipsoide), além da superfície equipotencial gravitacional. No WGS-84 a superfície da Terra é representada por um esferóide achatado nos polos (elipsoide) cujo semi-eixo maior  $a$  é igual a  $6378.137 \text{ km}$  no equador, fator de achatamento  $f$  igual a  $1/298.257223563$ . Neste caso, o semi-eixo menor  $b$ , que está ali-

nhado aos polos é igual a  $a(1 - f)$ , valendo  $6356.752 \text{ km}$  [26]. A superfície equipotencial (geoide) definida se aproxima do nível do mar e se estende continuamente pelo continente, e que devido a não homogeneidade de massa da Terra, tem forma irregular, sendo melhor representado por um elipsoide.

## 4.5 Propagação de órbita e apontamento da antena

Propagação de órbita é o método de estimação da localização instantânea do satélite, dentro de uma faixa de tempo, a partir de um sistema de coordenada escolhido. Esta se baseia no princípio de que, se a posição, velocidade e forças adicionais de um satélite são conhecidas num determinado instante, é possível estimar a sua localização em qualquer tempo futuro ou passado, utilizando-se de modelos matemáticos. Nos modelos puramente matemáticos que são geralmente utilizados, a representação do sistema físico é descrita através de equações ou algoritmos computacionais, cuja complexidade depende do grau de precisão inicialmente requerida [24].

Em se tratando de satélites, o objetivo final da propagação é prever os ângulos de apontamento da antena de azimute (AZ) e de elevação (EL), a partir dos elementos orbitais do satélite e das coordenadas geográficas da antena. Para satélites geoestacionários com inclinação de órbita pequena, o apontamento é definido por uma única coordenada de AZ e EL. Para satélites de altitude baixa (entre 200 e 2000 km), torna-se necessário o conhecimento das coordenadas de AZ e EL associado com o tempo para cada instante no intervalo de visada horizontal da antena.

Uma estação terrena que possui capacidade para rastreamento de satélites de órbita baixa, deve possuir um método de previsão da trajetória orbital e sistema de apontamento com servomecanismo, com vistas a acompanhar o satélite por sua órbita, procurando manter o erro angular dentro da largura de feixe da antena. A largura de feixe é dada pelas características físicas da antena e pela frequência utilizada no enlace. No geral, quanto maior a antena menor a largura de feixe e tanto mais preciso deverá ser o apontamento. Considerando a baixa potência em geral transmitida pelos satélites devido à utilização restrita de energia a bordo, um pequeno erro de apontamento é suficiente para provocar a perda do sinal e, por esse motivo, a trajetória orbital deve ser conhecida com bastante precisão.

Os parâmetros definidos na seção 4.3 (ascensão reta do nodo ascendente -  $\Omega$ ,

inclinação da órbita -  $i$ , argumento do perigeu -  $\omega$  e anomalia média -  $M$ ) juntamente com os outros parâmetros definidos na seção 4.2 (excentricidade -  $e$ , semi-eixo maior -  $a$ , agregado com o tempo com que eles foram definidos, são elementos orbitais que definem completamente a órbita de um satélite, sendo conhecidos como elementos Keplerianos. Entretanto, os elementos keplerianos descrevem um movimento orbital meramente idealizado, sendo apenas uma aproximação matemática em um tempo particular, pois, consideram apenas o efeito do movimento orbital devido à atração gravitacional, desconsiderando as outras perturbações a qual o satélite está sujeito.

A excentricidade -  $e$  e o semi-eixo maior -  $a$ , descrevem o tamanho e a forma da órbita elíptica. A inclinação -  $i$ , o argumento do perigeu -  $\omega$  e a ascensão reta do nodo ascendente -  $\Omega$  descrevem a orientação do plano orbital no espaço celestial, a partir de um sistema de referência adotado. A anomalia média -  $M$  descreve a localização do satélite no plano orbital.

Sob condições ideais, sem os efeitos perturbadores, todos esses elementos orbitais, com exceção da anomalia média, são valores constantes. A anomalia média, que efetivamente localiza o satélite na órbita, varia linearmente com o tempo com uma escala de  $\sqrt{\frac{\mu}{a^3}}$ . Sendo assim, se em determinado instante  $t_0$  os parâmetros orbitais são definidos por  $(e_0, a_0, i_0, \Omega_0, \omega_0, M_0)$ , então os elementos orbitais em um tempo qualquer  $t_0 + \Delta t$  é dado por  $(e_0, a_0, i_0, \Omega_0, \omega_0, M_0 + \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \Delta t)$ .

Os programas chamados de "propagadores de órbita" utilizam-se dessa propriedade para, a partir de um ponto estático calculado da posição do satélite, ir atualizando o tempo num intervalo desejado e calcular os outros pontos da órbita. Definindo então toda a sua trajetória no espaço com seu tempo associado.

Desta forma, dado um conjunto de parâmetros orbitais keplerianos  $(e_0, a_0, i_0, \Omega_0, \omega_0, M_0)$ , para um dado tempo  $t_0$  (época), a órbita só fica descrita com precisão somente para aquela época. À medida que o tempo vai passando e devido aos efeitos perturbadores, os parâmetros orbitais vão se alterando e novas determinações precisam ser realizadas para manter a órbita com uma determinada precisão requerida. Na prática, a depender da frequência do satélite sendo utilizada e do tamanho da antena parabólica, essas previsões precisam ser atualizadas com certa periodicidade, a fim de manter a precisão do apontamento do feixe de RF e sua correta recepção [24].

Para a quase totalidade de satélites civis, esses parâmetros orbitais na forma de ele-

mentos keplerianos médios são disponibilizados ao público pelo sistema de defesa aeroespacial da América do Norte (NORAD – North American Aerospace Defense Command), que dentre outras funções, está a cargo de rastrear e monitorar todos os satélites artificiais em órbita na Terra, além de pedaços de foguete, e todo lixo espacial proveniente de lançamentos sem sucesso. Esses elementos são disponibilizados na forma de um arquivo texto com apenas duas linhas denominado de TLE.

#### 4.5.1 Efemérides no formato TLE

Efemérides de satélites é um conjunto de valores ou elementos orbitais que definem a posição do satélite no céu. Esses valores definem: as características da elipse orbital, a posição do plano orbital no espaço em relação à Terra e a localização do satélite na elipse para uma determinada época. Os elementos orbitais, junto com um programa propagador de órbita, permitem determinar a posição e a velocidade do satélite em qualquer tempo, futuro ou passado.

Existem vários modos de descrever uma órbita por completo e, por isso, há também diversos tipos de efemérides disponíveis. Entretanto, considerando que o NORAD disponibiliza ao público as efemérides atualizadas do tipo TLE para a quase totalidade dos satélites em órbita, a maioria das estações terrenas se utilizam desses elementos como entrada ao software de propagação e apontamento. Além disso, a grande maioria dos programas propagadores disponíveis comercialmente, utilizam como entrada esses elementos [24].

Os elementos orbitais TLE são os elementos keplerianos médios, e diferem dos elementos keplerianos clássicos apenas pela troca do semi-eixo maior- $a$  e o tempo no perigeu- $T_o$  pelas informações da anomalia média -  $M_o$  e do movimento médio -  $N_o$ , que são por sua vez parâmetros permutáveis. O uso do TLE requer uma atualização com uma certa regularidade, que depende, dentre outras coisas, da altura da órbita em questão e do peso satélite. Satélites com órbita baixa e volumosos e sujeitos a arrasto atmosférico, como é o caso da estação internacional, tem que ser atualizados com uma frequência maior para garantir o correto apontamento final.

Os elementos TLE são apresentados num pequeno arquivo de texto em apenas duas linhas com exatamente 69 colunas cada uma. A primeira linha contém dados complementares e informações sobre o satélite, enquanto na segunda linha encontra-se os elementos

keplerianos para a época dada [27].

Segue logo abaixo um exemplo de um arquivo TLE do satélite Landsat-5 do dia 05/11/2011 (dia do ano 339), cuja identificação dos campos junto com as unidades de cada parâmetro pode ser visualizado na figura 4.8.

LANDSAT 5

1 14780U 84021A 11339.06808916 .00000367 00000-0 91330-4 0 4643  
2 14780 98.1724 43.4374 0002881 154.8614 205.2724 14.57117441476572

Nº Linha	Num. Satélite	Classe	Desig. Internacional			Ano	Época - Dia do ano (mais fração do dia)					Derivada mov. médio (rev./dia/2)					2º Derivada mov. médio (rev./dia2/6)					Arrasto					Época	Num. Elemento	Chk Sum												
			ano	lanç.#	pedaço		S					S.					S.					S	E																		
1	14780	U	84	02	1A	11	33	9.	06	80	89	16	.	00	00	00	36	7	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	9	1	3	3	0	4	0	4	6	4	3
			Inclinação (Graus)			Ascensão Reta do nó ascendente (graus)					Excentricidade					Arg. do Perigeu (Graus)					Anomalia média (Graus)					Veloc. Média (rev / dia)					Nº de revoluções										
2	14780		98	17	24	43	43	74	00	02	88	11	15	4.	86	14	20	5.	27	24	14	1	4	5	7	1	1	7	4	4	1	4	7	6	5	7	2				

Figura 4.8: Identificação dos elementos orbitais de um arquivo TLE e suas respectivas unidades

A primeira linha contém as informações na seguinte sequência: Identificador da linha no arquivo texto, número identificador do satélite no catálogo do NORAD, classificação do satélite (dados públicos são classificados com a letra "U" de *Unclassified*), últimos dois dígitos do ano de lançamento, o identificador do número de lançamentos até aquele instante, a identificação da peça do lançamento que continuou em órbita (se houve algum), a época em que foram determinados os elementos orbitais (formato ano+dia do ano+fração do dia), 03 parâmetros perturbadores que podem aumentar a precisão da propagação (1º e 2º derivada do movimento médio, índice de arrasto atmosférico), número de elementos TLE gerados até aquela época [19].

A segunda linha contém os seis elementos keplerianos (inclinação -  $i_o$ , Ascensão reta -  $\Omega_o$ , excentricidade -  $e_o$ , argumento de perigeu -  $\omega_o$ , Anomalia média -  $M_o$ , Movimento médio -  $N_o$ ) que são os elementos primários de entrada de aplicativos propagadores. Indica ainda no último campo, o número de revoluções executadas pelo satélite para aquela a época determinada.

Algumas informações importantes podem ser extraídas diretamente desse arquivo, como por exemplo, o ano do lançamento - 1984, a órbita polar dada pela inclinação de 98.17, a órbita circular derivado da excentricidade próxima de zero e a altura do satélite extraído da velocidade média.

Os arquivos de TLE de todos os satélites classificados com a letra "U" (Unclassified), que são a quase totalidade dos satélites em órbita, são disponíveis gratuitamente no site CELESTRAK (<http://celestrak.com>) ou no sistema de defesa aeroespacial americano através do Space-Trak ([www.space-track.org](http://www.space-track.org)).

Dos arquivos de TLEs apresentados abaixo, podem ser extraídas algumas informações diretas através da interpretação de seus parâmetros. Por exemplo, o satélite Star One C2 é quase geoestacionário dado que a inclinação (0.05410) e a excentricidade (0.0002745) da sua órbita são ambas próximas de zero. O número de revoluções por dia, permite deduzir o período de 24h/1.00270681, o que equivale a 23h 56 minutos e 4 segundos, que coincide com um dia sideral ou com o período de rotação da Terra.

A rede de satélites Molniya, possui um órbita bastante inclinada (62.1075), cuja excentricidade de 0.7500606 denota uma órbita altamente elíptica. O número de revoluções diárias igual a 2.00792829, indica o período orbital por volta de 12h ou meio dia sideral. O argumento de perigeu 274.7646 ou -85.2354 indica que o satélite se mantém por um longo período na região do apogeu, que para esses satélites está localizado no hemisfério Norte. Por isso, esse tipo de órbita é mais apropriada para os satélites de comunicação que atendem países com latitude elevada (acima de 55° como Rússia, Canadá, Noruega e Suécia).

O satélite Brasilsat B2, é um exemplo de satélite que possuía uma órbita geoestacionária e, após o final de sua vida útil, passou a operar em modo degradado com órbita inclinada de 3.4638. O período orbital definido pelo movimento médio (1.00272608) é coincidente com o período de rotação da Terra, mas como a inclinação é diferente de zero, a órbita deixa de ser estacionária, ficando no entanto ainda geossíncrona. Entretanto, o satélite ainda permite ser utilizado em enlaces de comunicações ponto a ponto, utilizando antenas com posicionador eletro-mecânico.

#### *STAR ONE C2*

```
1 32768U 08018B 11339.40309373 -.00000254 00000-0 10000-3 0 6307  
2 32768 0.0541 83.2117 0002745 183.3933 242.3629 1.00270681 13421
```

#### *MOLNIYA 3-42*

```
1 22178U 92067A 11341.22914928 .00001825 00000-0 93435-3 0 546  
2 22178 62.1075 55.4207 7500606 274.7646 11.7029 2.00792829140291
```

#### *BRASILSAT B2*

1 23536U 95016A 111349.08619192 -.00000260 00000-0 00000+0 0 5527  
2 23536 3.4638 69.7980 0002237 187.9147 148.7366 1.00272608 61272

## 4.5.2 Algoritmos Propagadores de órbita

Para determinar onde o satélite se encontra em qualquer tempo passado ou futuro, partindo de um conjunto de elementos orbitais numa determinada época, utiliza-se programas de computadores apropriados denominados de propagadores, que realizam todos os cálculos matemáticos envolvidos no processo e fornecem a posição do satélite. Os formatos mais comuns em que se apresentam os elementos orbitais de satélites são por meio dos seus elementos keplerianos médios ( $a, e, i, \Omega, \omega, M$ ), que são encontrados no formato TLE.

Em suma, o processo de determinação consiste basicamente em reduzir as coordenadas de posição do satélite e da estação num sistema de referência único (geralmente o sistema ECI), calcular o vetor posição antena-satélite, transformar esse vetor posição para o sistema ENU, e por último definir os ângulos de elevação e azimute para o posicionamento da antena. As coordenadas do satélite no sistema ECI e da estação no sistema ECEF possuem a mesma origem e são conectados por uma relação de translação e rotação, de dependência com o tempo bem definida [24].

O procedimento mais comum para a determinação do apontamento da antena a partir de um arquivo efemérides do tipo TLE, envolve várias etapas distintas, a saber:

1. Obtenção dos dados de efemérides do satélite (TLE) em uma determinada época, disponível ao público nos sites do sistema de defesa aero-espacial norte americano (NORAD) ou no CELESTRAK.
2. Conversão dos parâmetros orbitais keplerianos para elementos orbitais clássicos e posterior conversão da localização do satélite em vetores de estados ( $X, Y, Z, Vx, Vy, Vz$ ) no sistema de referência ECI.
3. Propagação ou cálculo das coordenadas de posição e de velocidade ( $X, Y, Z, Vx, Vy, Vz$ ) do satélite no sistema ECI por todo o período de visada do satélite sobre a antena, calculadas em um intervalo de tempo pré-definido.
4. Obtenção das coordenadas geodésicas (latitude, longitude, altura) do local de instalação da antena, obtidas através da utilização de um receptor GPS.



5. Transformação das coordenadas geodésicas da antena no sistema ECEF para coordenadas de posição do sistema ECI, o mesmo sistema de referência utilizado na determinação da posição do satélite.
6. Cálculo do vetor posição entre a antena e o satélite.
7. Transformação do vetor posição no sistema ECI para coordenadas topocêntricas-horizontais ou ENU.

#### 4.5.2.1 Conversão de elementos keplerianos para vetor de estados

O semi-eixo maior  $a$  pode ser obtido através do movimento médio  $n$ , disponível no arquivo de TLE, usando a fórmula 4.11 ou  $n = \sqrt{\mu/a^3}$ .

A anomalia média  $M$  e a excentricidade  $e$  são utilizadas na obtenção da anomalia excêntrica  $E$ , através do relacionamento dada pela equação de Kepler, definida em 4.17. A solução da equação de Kepler, que não tem solução analítica direta, é obtida através de métodos de cálculo numérico, cujo resultado é o valor aproximado de  $E$  dentro de uma determinada faixa de erro previamente estipulado.

A anomalia verdadeira  $\nu$ , por sua vez, é obtida através da anomalia excêntrica  $E$ , usando qualquer uma das equações, 4.15 ou 4.16.

Com referência à figura 4.4, a conversão do vetor posição do satélite representada pelos elementos médios keplerianos para um vetor posição do satélite no sistema ECI, pode ser determinada através da composição de três rotações de eixos: uma rotação de um ângulo  $\Omega$  em torno do eixo  $ZI$ , em seguida uma rotação de um ângulo  $i$  em torno do eixo  $ON$ , e por último uma rotação de um ângulo  $\omega + \nu$  em torno do eixo  $Z2$ . Dada a convenção da regra da mão direita na escolha da polaridade dos ângulos, essa rotação pode ser expressa matematicamente através de:

$$\vec{r}_{X_1Y_1Z_1} = (\text{rotz}(-\Omega)\text{rotx}(-i)\text{rotz}(-(\omega + \nu)))\vec{r}_{X_2Y_2Z_2} \quad (4.18)$$

As três matrizes elementares de rotação,  $\text{rotx}$ ,  $\text{roty}$  e  $\text{rotz}$ , que possibilitam essa conversão

de um ângulo genérico  $\alpha$ , são apresentadas a seguir:

$$rotx = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\alpha) & \sin(\alpha) \\ 0 & -\sin(\alpha) & \cos(\alpha) \end{pmatrix} \quad (4.19)$$

$$roty = \begin{pmatrix} \cos(\alpha) & 0 & -\sin(\alpha) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\alpha) & 0 & \cos(\alpha) \end{pmatrix} \quad (4.20)$$

$$rotz = \begin{pmatrix} \cos(\alpha) & \sin(\alpha) & 0 \\ -\sin(\alpha) & \cos(\alpha) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (4.21)$$

Desenvolvendo a equação 4.18, obtém-se:

$$\begin{pmatrix} X1 \\ Y1 \\ Z1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} X2 \\ Y2 \\ Z2 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos(-\Omega) & \sin(-\Omega) & 0 \\ -\sin(-\Omega) & \cos(-\Omega) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(-i) & \sin(-i) \\ 0 & -\sin(-i) & \cos(-i) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos(-(\omega + \nu)) & \sin(-(\omega + \nu)) & 0 \\ -\sin(-(\omega + \nu)) & \cos(-(\omega + \nu)) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (4.22)$$

Ao final dessas rotações o eixo OS do satélite fica posicionado sobre o eixo X1, onde as coordenadas nos eixos Y1 e Z1 são iguais a zero e o módulo de  $r$  é igual ao valor da coordenada X1. Portanto, a equação final de transformação fica igual a:

$$\begin{pmatrix} X1 \\ Y1 \\ Z1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} Xs \\ Ys \\ Zs \end{pmatrix}_{ECI} = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos \nu} \begin{pmatrix} \cos \Omega \cos(\omega + \nu) - \sin \Omega \sin(\omega + \nu) \cos i \\ \sin \Omega \cos(\omega + \nu) - \cos \Omega \sin(\omega + \nu) \cos i \\ \sin(\omega + \nu) \sin i \end{pmatrix} \quad (4.23)$$

#### 4.5.2.2 Conversão das coordenadas geodésicas da antena para coordenadas geocêntricas

A conversão das coordenadas geodésicas da antena, longitude ( $\lambda$ ), latitude ( $\phi$ ) e altitude ( $h$ ), em coordenadas geocêntricas no sistema ECEF pode ser dado pelas seguintes equações [23]:

$$X_{est} = \left[ \frac{R_e}{\sqrt{1 - f(2 - f) \sin^2 \phi}} + h \right] \cos \phi \quad (4.24)$$

$$Y_{est} = 0 \quad (4.25)$$

$$Z_{est} = \left[ \frac{R_e}{\sqrt{1 - f(2 - f) \sin^2 \phi}} + h \right] \sin \phi \quad (4.26)$$

Onde  $R_e$  é igual a distância da Terra no plano do Equador e  $f$  é o fator de achatamento nos pólos.

#### 4.5.2.3 Conversão das coordenadas da antena geocêntricas de ECEF para ECI

Essa transformação é necessária para reduzir as coordenadas do satélite e da estação para um sistema único, nesse caso o sistema ECI. Com referência à figura 4.5 e melhor visualizado na figura 4.9, tem-se que a obtenção da coordenada Z é obtida de maneira direta, pois os eixos Z são coincidentes para os dois sistemas.

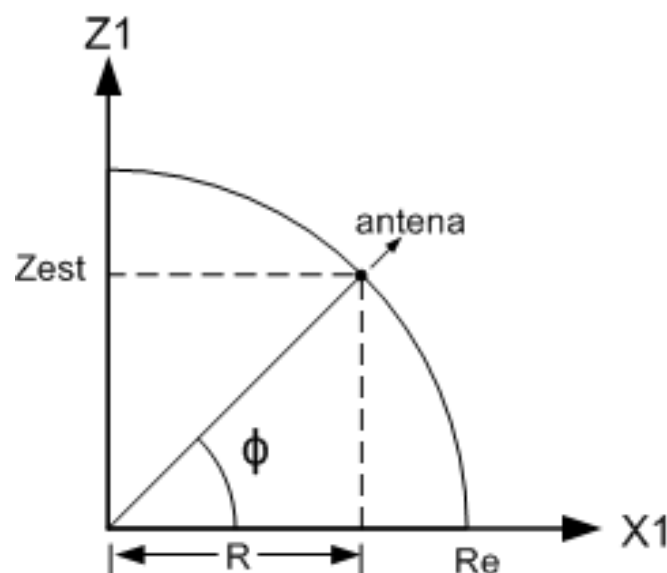


Figura 4.9: Coordenadas da Antena

Para a determinação das coordenadas X e Y no ECI torna-se necessário conhecer o ângulo  $\theta(t)$ , conhecido como ângulo sideral local, e estabelecido entre o meridiano local da antena e o eixo X (orientado para o ponto vernal, considerado inercial). Devido ao movimento de rotação da Terra esse ângulo varia em função do tempo, cuja taxa de variação é igual à velocidade de rotação da Terra [24]. Pela figura 4.10, pode-se definir que  $\theta(t) = \theta_g(t) + \lambda$ , onde  $\theta_g(t)$  é conhecido como ângulo sideral médio do meridiano de Greenwich e  $\lambda$  é a longitude do ponto da antena [24].

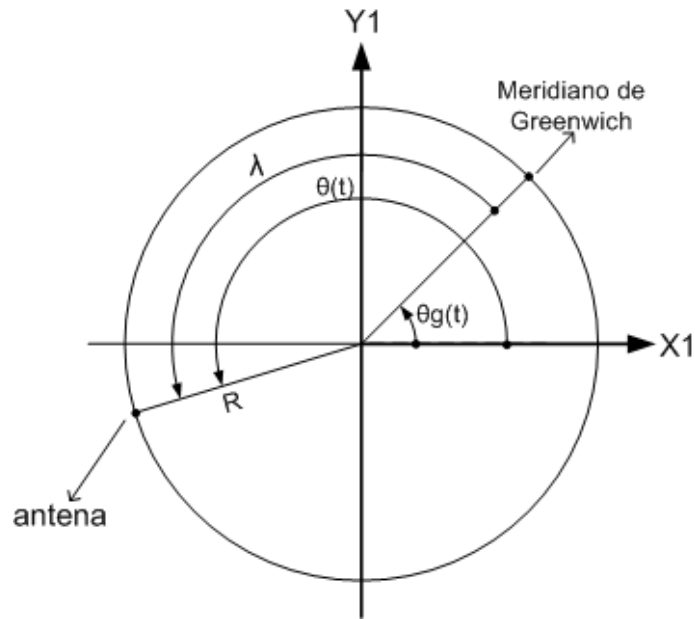


Figura 4.10: Tempo sideral local e de Greenwich

O ângulo  $\theta_g(t)$  depende do tempo que está sendo considerado. Entretanto, no tempo zero hora (0h-UTC), esse ângulo pode ser determinado com uma aproximação razoável através da equação a seguir, disponível em [28]:

$$\theta_g(0h) = 24110.54841 + 8640184.812866T_u + 0.093104(T_u)^2 - 6.2 \times 10^{-6}(T_u)^3 \quad (4.27)$$

onde,  $T_u = d_u/36525$  e  $d_u$  é o número de dias contados a partir de 12h do dia 1° de janeiro de 2000 (equivalente em dia juliano a JD 2451545.0).

Uma vez definido  $\theta_g(0h)$ , o ângulo  $\theta_g(t)$  no meridiano de Greenwich pode ser obtido a partir da equação:

$$\theta g(t) = \theta g(0h) + \omega_e \Delta t \quad (4.28)$$

onde  $\Delta t$  é o tempo UTC do instante considerado e  $\omega_e$  é a velocidade angular de rotação média da Terra cujo valor é de  $7.29211510 \times 10^{-5}$  radianos/segundos [24].

Portanto a forma final da equação do ângulo sideral local  $\theta(t)$  da antena é:

$$\theta(t) = [\theta g(0h) + \omega_e \Delta t] + \lambda \quad (4.29)$$

Finalmente, as coordenadas da antena no sistema ECI podem ser dadas pela equações a seguir:

$$Z_{ant_{ECI}} = R \sin \mu \quad (4.30)$$

$$X_{ant_{ECI}} = R \cos \theta(t) \quad (4.31)$$

$$Y_{ant_{ECI}} = R \sin \theta(t) \quad (4.32)$$

#### 4.5.2.4 Determinação do vetor distância antena-satélite

O vetor distância entre antena-satélite no sistema ECI é determinado através de:

$$[r_x, r_y, r_z] = [X_s - X_{ant}, Y_s - Y_{ant}, Z_s - Z_{ant}] \quad (4.33)$$

#### 4.5.2.5 Conversão do vetor distância de ECI para ENU

Como a determinação do ângulo de apontamento da antena é feita através do sistema de referência topocêntrico horizontal ENU, representado na figura 4.6, é preciso fazer a transformação desse vetor distância do sistema ECI para ENU. Nesse sistema o eixo U (ou Z) aponta para o zênite do local, o eixo N (ou X) aponta para o Norte verdadeiro e o eixo E (ou Y) aponta para o leste.

Conforme a figura 4.5, essa transformação é realizada através da rotação do ângulo sideral do local  $\theta(t)$  ao redor do eixo  $Z_{ECI}$ , e então uma rotação do ângulo  $90 - \lambda$  ao redor do eixo  $Y_{ECI}$ . Essa transformação pode ser expressa matematicamente através de [23]:

$$\vec{r}_{X_N Y_E Z_U} = (\text{rot}_z(\theta(t)) \text{rot}_y(90 - \lambda)) \vec{r}_{X_2 Y_2 Z_2} \quad (4.34)$$

Desenvolvendo a equação 4.34, obtém-se:

$$\begin{pmatrix} X_N \\ Y_E \\ Z_U \end{pmatrix}_{ENU} = \begin{pmatrix} r_x \\ r_y \\ r_z \end{pmatrix}_{ECI} \begin{pmatrix} \cos(\theta(t)) & \sin(\theta(t)) & 0 \\ -\sin(\theta(t)) & \cos(\theta(t)) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos(90 - \lambda) & 0 & -\sin(90 - \lambda) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(90 - \lambda) & 0 & \cos(90 - \lambda) \end{pmatrix} \quad (4.35)$$

Resultando em:

$$X_N = r_x \sin \lambda \cos \theta(t) - r_y \sin \lambda \sin \theta(t) + r_z \cos \lambda \quad (4.36)$$

$$Y_E = r_x \sin \theta(t) + r_y \cos \theta(t) \quad (4.37)$$

$$Z_U = r_x \cos \lambda \cos \theta(t) + r_y \cos \lambda \sin \theta(t) + r_z \sin \lambda \quad (4.38)$$

#### 4.5.2.6 Determinação das coordenadas de azimute e elevação

A determinação da distância satélite-estação  $r$ , é dada por:

$$r = \sqrt{X_N^2 + Y_E^2 + Z_U^2} \quad (4.39)$$

Finalmente tem-se:

O ângulo de azimute  $AZ$  em radianos, dado por:

$$AZ = \arctan(Y_E/X_N) \quad (4.40)$$

O ângulo de elevação  $EL$  em radianos, dado por:

$$EL = \arcsin(Z_U/r) \quad (4.41)$$

#### 4.5.2.7 Descrição do projeto do programa propagador

Para o desenvolvimento do programa de propagação utilizado nesse projeto, utilizou-se um propagador do sistema NORAD, amplamente utilizado na atualidade, co-

conhecido como Propagador Geral Simplificado 4 (SGP4 – Simplified General Perturbation-version 4), que é um conjunto de rotinas de programas de computadores desenvolvidas inicialmente pela NASA, e que representa um modelo matemático simplificado do movimento orbital de um satélite em órbita terrestre. Essas rotinas foram originalmente compiladas em FORTRAN IV e disponibilizadas para uso público no documento *Spacetrack report #3*, cuja versão condensada está disponível em [29]. O SGP4 foi desenvolvido pressupondo elementos orbitais de entrada no formato TLE, conforme apresentado na seção 4.5.1.

Por ser simplificado com relação às forças perturbadoras, o propagador SGP4 leva em conta nos cálculos apenas a não uniformidade de massa da Terra e o arrasto atmosférico, pressupondo ainda que:

- A massa do satélite deve ser desprezível em relação a massa da Terra.
- As órbitas devem ser de baixa excentricidade (ou quase circulares)
- O satélite em questão possua órbita baixa (até 6000 km).

O limite de altura da órbita de 6000 km é um limite natural, a partir do qual as forças perturbadoras principais mudam, tornando mais significativas as forças devido a não uniformidade do campo gravitacional, as forças gravitacionais devido ao sol e a lua e a pressão proveniente da radiação solar. De qualquer modo, o modelo SGP4 cobre a grande maioria das missões espaciais na atualidade [24].

Após alguns refinamentos feito pelo NORAD, o código do propagador estendeu sua capacidade também para satélites com altura de órbita maior que 6000 km. Esse novo código denominado de SGP4/SDP4 (SDP4 – Simplified Deep Space Perturbation-version 4) que embora incluía satélites de qualquer órbita, ficou conhecido apenas como SGP4.

A partir desse conjunto de código em FORTRAN, surgiram várias outras compilações em outras linguagens como, Linguagem C, pascal e mais recente em Matlab.

Para a propagação dos Vetores de estado e geração dos ângulos de visada (AZ, EL e tempo) usados na antena desse projeto, foi desenvolvido um programa em Matlab utilizando-se de algumas das sub-rotinas que estão descritas em [23] e disponibilizadas em <http://celestrak.com/software/vallado/cpp.zip>, que contém a rotina principal SGP4/SDP4. Parte do código que precisou ser criado ou alterado encontra-se disponível no apêndice B. O diagrama apresentado na Figura 4.11, destaca as funções prin-

cipais utilizadas para a propagação e geração dos dados de apontamento da antena.

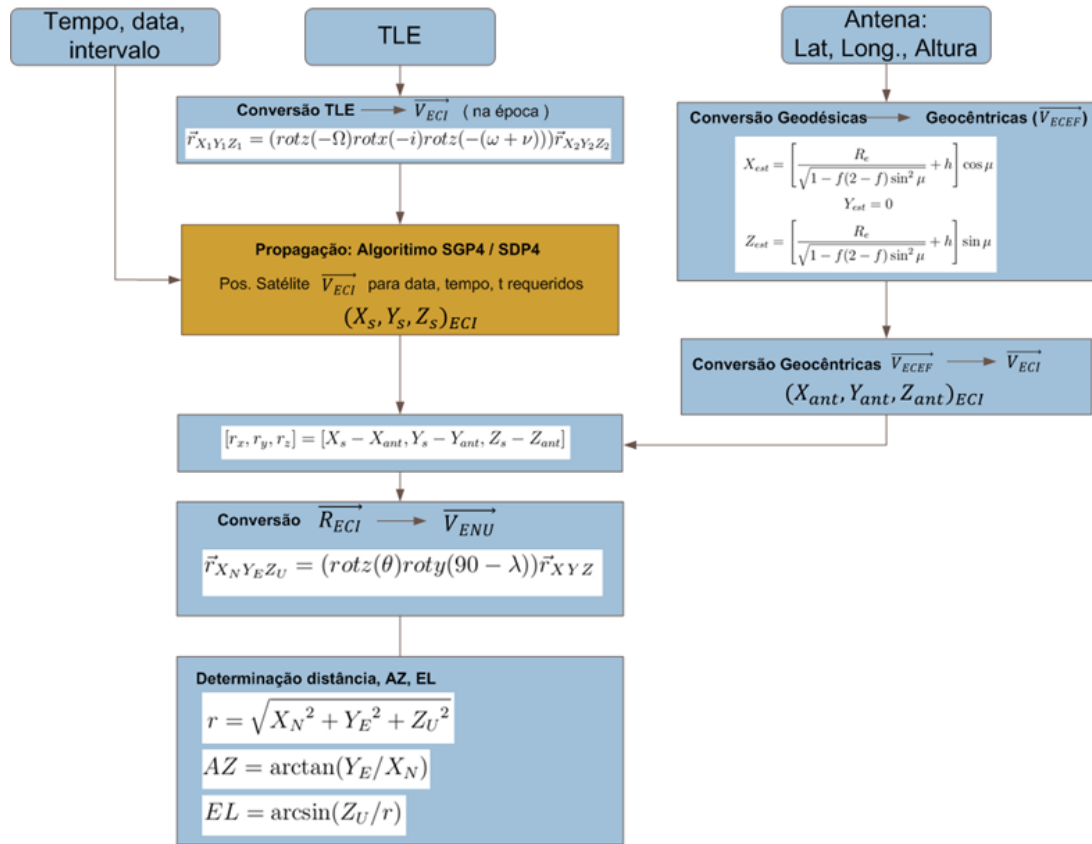


Figura 4.11: Diagrama de funções do programa propagador

O programa recebe como entrada o arquivo TLE do satélite, as coordenadas geodésicas da estação, o intervalo e o passo de tempo da propagação. Num primeiro momento são calculados os vetores de estados do satélite para o tempo inicial desejado, para posteriormente, em conjunto com as coordenadas da estação calcular o ângulo final de apontamento da antena.

São gerados dois arquivos de saídas como apresentados nas tabelas 4.1 e 4.2, o primeiro com os vetores de estados, e um outro, com as coordenadas de azimute e elevação para cada instante considerado.



Tabela 4.1: Arquivo de saída do programa de propagação com os vetores de estado

Pos. X(km)	Pos. Y(km)	Pos. Z(km)	Vel. Vx (km/s)	Vel. Vy (km/s)	Vel. Vz (km/s)	Data	Tempo
-1316.996242	446.3728736	-6948.681863	6.534832007	3.518223984	-1.013334594	18/11/2011	12:00:00.000
-1316.34275	446.7246945	-6948.783158	6.534978745	3.518174218	-1.012558132	18/11/2011	12:00:00.100
-1315.689243	447.0765103	-6948.884375	6.53512541	3.518124411	-1.011781659	18/11/2011	12:00:00.200
-1315.035722	447.4283213	-6948.985515	6.535272002	3.518074566	-1.011005175	18/11/2011	12:00:00.300
-1314.382186	447.7801272	-6949.086577	6.535418522	3.518024682	-1.01022868	18/11/2011	12:00:00.400
-1313.728635	448.1319281	-6949.187562	6.535564968	3.517974758	-1.009452174	18/11/2011	12:00:00.500
-1313.075069	448.483724	-6949.288469	6.535711342	3.517924795	-1.008675657	18/11/2011	12:00:00.600
-1312.421489	448.8355149	-6949.389298	6.535857643	3.517874793	-1.007899128	18/11/2011	12:00:00.700
-1311.767894	449.1873009	-6949.490049	6.536003871	3.517824752	-1.007122589	18/11/2011	12:00:00.800
-1311.114285	449.5390818	-6949.590723	6.536150026	3.517774672	-1.006346038	18/11/2011	12:00:00.900
-1310.460661	449.8908577	-6949.69132	6.536296108	3.517724552	-1.005569476	18/11/2011	12:00:01.000
-1309.807022	450.2426286	-6949.791838	6.536442117	3.517674393	-1.004792903	18/11/2011	12:00:01.100
-1309.153369	450.5943945	-6949.892279	6.536588054	3.517624195	-1.00401632	18/11/2011	12:00:01.200
-1308.499701	450.9461554	-6949.992642	6.536733918	3.517573958	-1.003239725	18/11/2011	12:00:01.300
-1307.846019	451.2979112	-6950.092928	6.536879708	3.517523682	-1.002463119	18/11/2011	12:00:01.400

Tabela 4.2: Arquivo de saída do programa de propagação com as coordenadas de apontamento

Elevação	Azimute	Data	Tempo
65.61138	317.2062	21122011	11:00:00.000
65.61141	317.2062	21122011	11:00:09.999
65.61143	317.2062	21122011	11:00:20.000
65.61146	317.2061	21122011	11:00:30.000
65.61149	317.2061	21122011	11:00:39.999
65.61151	317.2061	21122011	11:00:50.000
65.61154	317.2061	21122011	11:01:00.000
65.61157	317.206	21122011	11:01:09.999
65.61159	317.206	21122011	11:01:20.000
65.61162	317.206	21122011	11:01:30.000
65.61165	317.2059	21122011	11:01:39.999
65.61168	317.2059	21122011	11:01:50.000
65.6117	317.2059	21122011	11:02:00.000
65.61173	317.2059	21122011	11:02:10.000
65.61176	317.2058	21122011	11:02:20.000

## 4.6 Órbita Geoestacionária

O tipo de órbita na qual o satélite se encontra quase estacionário em relação a um ponto da superfície terrestre, é denominada de geoestacionária. É comum encontrar esse termo usado de forma equivocada para referenciar a órbita geossíncrona, cuja carac-

terística principal é ter o período orbital igual ao período de rotação da Terra. Na órbita geoestacionária, além do período orbital ser síncrono com a rotação da Terra, é necessário também que a inclinação do plano orbital e a excentricidade da órbita sejam iguais a zero, e o sentido de rotação da órbita seja também anti-horário (visto do polo norte).

Entretanto, devido principalmente à falta de homogeneidade do campo gravitacional da Terra e forças perturbadoras que atuam no satélite causadas pelo Sol e Lua, a condição estacionária somente é conseguida por um breve instante de tempo [30]. Fora desse tempo, o satélite será mais ou menos estacionário a depender das correções orbitais telecomandadas pelo centro de controle em Terra. Os efeitos gravitacionais do Sol e da Lua afetam principalmente a inclinação  $i$  da órbita, o campo gravitacional não homogêneo da Terra afeta mais o semi-eixo maior  $a$ , enquanto a radiação solar provoca alterações na excentricidade  $e$  [21].

A principal vantagem da órbita quase geoestacionária é permitir a comunicação entre dois pontos fixos na superfície terrestre, sem a necessidade de sistemas complexos de apontamentos de antena. As seguintes vantagens estão relacionadas à escolha de uma órbita geoestacionária:

1. Um satélite cobre cerca de 1/3 da superfície terrestre para localidades situadas entre latitudes menores que 60 Sul e Norte. Apenas 03 satélites são necessários para uma comunicação a nível global.
2. O estabelecimento do enlace requer antenas fixas, cujo custo do sistema é bem menor quando comparado a satélites que requerem antenas com sistema de posicionador automático, equipada ou não com dispositivos para auto-rastreo.
3. A posição fixa em relação a uma região da superfície terrestre, permite a satélites meteorológicos obter imagens em tempo quase real, que são geralmente elaboradas a cada 15 minutos, mostrando o desenvolvimento da formação de nuvens.

A distância em que o satélite tem o período de revolução  $T$  coincidente com o período de rotação da Terra pode ser encontrada através da aplicação da equação 4.8, a qual relaciona a distância do centro de massa dos dois corpos com o período da órbita. Extraindo o valor da distância  $a$  dessa equação obtemos:

$$a = T^{2/3} \left( \frac{\mu}{4\pi^2} \right)^{1/3} \quad (4.42)$$

Dado que o período de rotação da Terra vale aproximadamente 86164.09 segundos e  $\mu$  é igual a  $3.98604 \cdot 10^5$ , obtém-se a distância  $a$  como sendo igual a 42164.17 km. Considerando ainda que o raio médio da Terra  $r$ , é igual a aproximadamente 6378 km, obtemos o valor da altitude da órbita estacionária  $h_s = a - r$ , como sendo igual a 35786 km.

Dependendo dos parâmetros orbitais do satélite, particularmente com relação à sua inclinação e excentricidade, os erros de apontamento observados por uma antena fixa em Terra pode ser tal que reflete numa atenuação impraticável no nível de sinal recebido. Para o caso das antenas com refletor parabólico, que são comumente utilizadas em aplicações via satélite, essa atenuação tem relação direta com o erro de apontamento, e que dependendo da *largura de feixe* da antena pode ser mais ou menos afetada. Nessas antenas, a *largura de feixe* definida aproximadamente pela equação  $BW = 70\lambda/D$ , diminui com o aumento da frequência e com o aumento do diâmetro  $D$ .

Para aplicações residenciais, cujos parâmetros de qualidade são menos exigentes, utiliza-se antenas menores, que possuem uma largura de feixe por volta de  $2^\circ$  e, portanto, o nível de sinal é menos influenciado pelos erros de apontamento típicos dos satélites geostacionários. Para as antenas caseiras mais comercialmente utilizadas de 1m e 60 cm, tem-se que a largura de feixe vale respectivamente por volta de  $1,75^\circ$  e  $3^\circ$ .

Porém, em aplicações profissionais que requerem o uso de antenas de diâmetro maior, a largura de feixe é pequena e, o mesmo erro de apontamento pode provocar atenuações maiores no sinal recebido, requerendo a utilização de um sistema de antena equipada com mecanismo de auto-rastreio.

As antenas utilizadas nas estações bases ou nas estações de controle e monitoração dos satélites possuem diâmetros maiores que 10 metros. Nessas antenas a largura de feixe é menor que  $0,17^\circ$  e os erros típicos de apontamento dos satélites de comunicação podem chegar a  $0,2^\circ$ , o que leva o sinal recebido a sofrer variações de nível maiores que 3 dB.

A variação da posição do satélite vista a partir do centro da Terra, provoca uma oscilação do ponto sub-satélite, que vem a ser a projeção do satélite em direção ao centro da Terra na superfície terrestre. O caminho percorrido pelo ponto sub-satélite na superfície deixa um rastro (*Ground Track*), que para satélites geostacionários tem a um figura em forma de "8" ou de uma curva conhecida como lemniscata de Bernoulli. O ponto sub-satélite é identificado através das coordenadas geográficas instantâneas de longitude, e

também de latitude quando o plano orbital está inclinado.

Na prática as empresas controladoras dos satélites atuam em seus propulsores, de modo a manter a latitude e a longitude do ponto sub-satélite confinado dentro de uma área retangular virtual com valores limites desses dois parâmetros. A Figura 4.12 mostra o rastro terrestre de um período de 24 horas do satélite Brasilsat B2, cuja órbita atual possui uma inclinação de  $3.84^\circ$ . Observa-se que a variação é bem maior no eixo Norte-Sul comparado ao Leste-Oeste e o valor máximo de variação da latitude é igual ao valor da inclinação da órbita, quando visto do centro da terra passando pela linha do Equador.

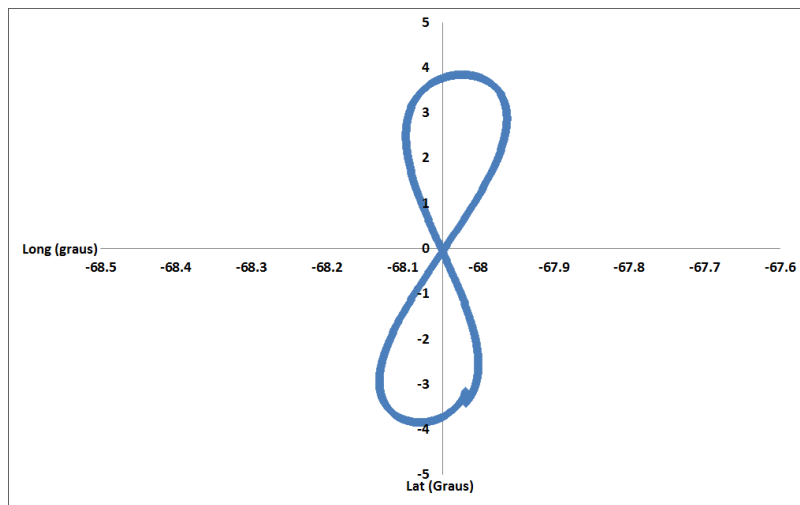


Figura 4.12: Rastro terrestre do satélite Brasilsat B2

As operadoras de satélite procuram manter as variações de latitude e longitude do ponto sub-satélite dentro de uma área de  $\pm 0.15^\circ$ , o que permite o uso de antenas pequenas e grandes em Terra [30]. Isto pode ser constatado pela análise da Figura 4.13 que mostra o rastro atual para um período de 24h do satélite StarOne C2, cuja inclinação de órbita é igual a  $0.0541^\circ$ . A amplitude de variação nesse período da latitude e longitude valem respectivamente  $0.15^\circ$  e  $0.06^\circ$ .

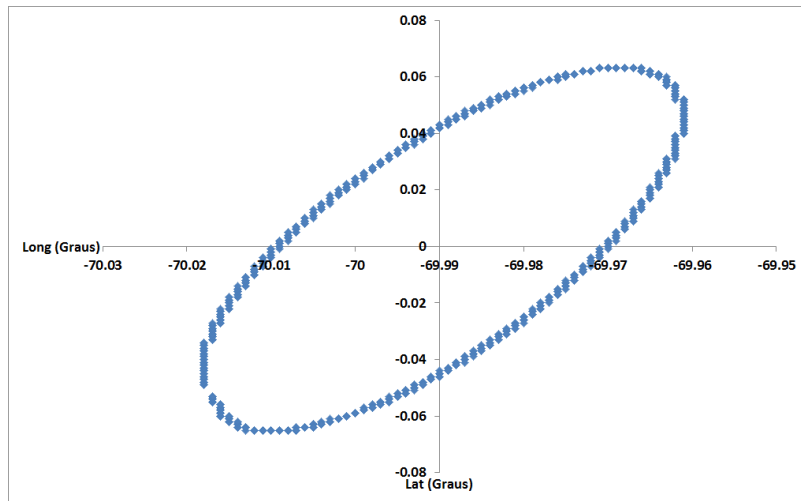


Figura 4.13: Rastro terrestre do satélite StarOne C2

Sob o ponto de vista da antena de recepção em terra, uma órbita inclinada, como a do Brasilsat B2, provoca erros de apontamentos nos eixos de AZ e EL, conforme apresentado na Figura 4.14. As variações diárias apresentadas de  $6.7^\circ$  em EL e  $13^\circ$  em AZ, exigem necessariamente o uso de antenas equipadas com um sistema de posicionador eletro-mecânico para o estabelecimento do enlace.

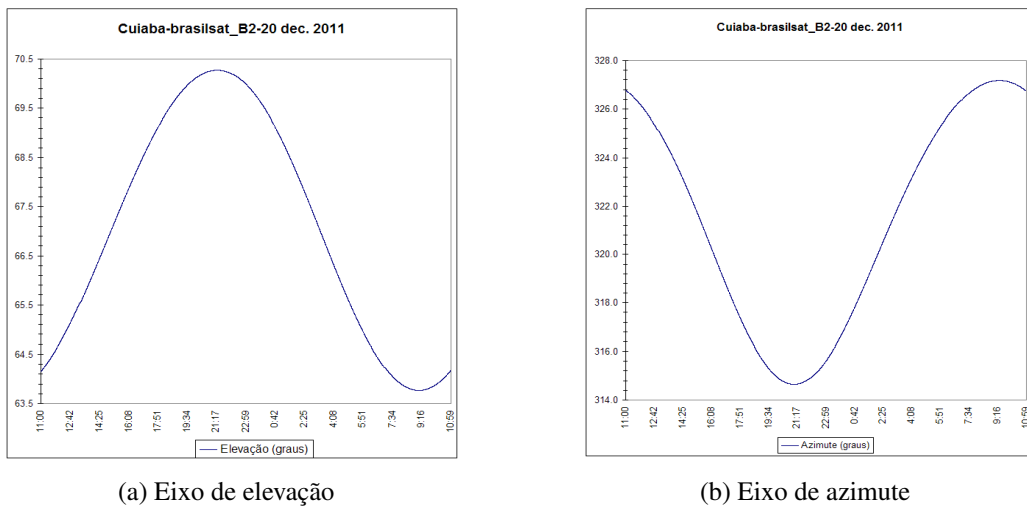


Figura 4.14: Variação angular nos eixo de elevação e azimute do satélite Brasilsat B2

## 4.7 Considerações finais do capítulo 4

Realizou-se neste capítulo uma revisão teórica sobre órbitas genéricas de satélites, que serviu como base para o desenvolvimento de um programa propagador de órbita e cálculos dos ângulos de apontamento da antena.

A posição futura de um satélite, desconsiderando as forças perturbadoras, é calculada através de seus elementos orbitais, parâmetros geográficos da estação terrena e inter-relacionamentos entre os sistemas de referências ECI, ECEF e ENU, usados respectivamente na localização do satélite, na localização da estação terrena e no apontamento da antena.

O programa de propagação e apontamento desenvolvido, utiliza como entrada os parâmetros orbitais no formato TLE (Two Lines Elements) do sistema de defesa Norte Americano, o qual é atualizado e disponibilizado para uso público pela internet com frequência adequada para o rastreamento de satélites.

Através de simulações usando esse programa, ficou evidenciado que um satélite em órbita geo-estacionária está sujeito à diversas forças perturbadoras, devido principalmente à ação de forças gravitacionais do Sol e da Lua, que provocam uma variação periódica diária do ponto sub-satélite. Essa variação, provoca uma diminuição no nível de sinal recebido em antenas fixas, que pode ser maior ou menor dependendo da largura de feixe da antena sendo utilizada. Essa variação precisa ser compensada no experimento desse estudo, para o estabelecimento correto do nível de referência adotado em céu claro, e posterior cálculo da atenuação durante ocorrências de chuvas.

## 5 SISTEMA DE POSICIONAMENTO DA ANTENA

Sistema de antenas com capacidade de apontamento automatizado e rastreamento de satélites de órbita baixa (LEO), requer um posicionador de antenas eletro-mecânico. A antena deve ser capaz de acompanhar o satélite em movimento com precisão ao longo de sua órbita, seguindo uma trajetória que foi previamente calculada e cujas coordenadas de apontamento são enviadas em intervalos regulares para a antena. O objetivo principal do sistema é acompanhar as demandas de variação de velocidade do satélite durante a passagem por sua órbita, bem como manter o erro angular da antena em relação ao valor nominal, o mais próximo possível de zero.

A figura 5.1 representa o tipo de posicionador de antena usado nesse experimento.

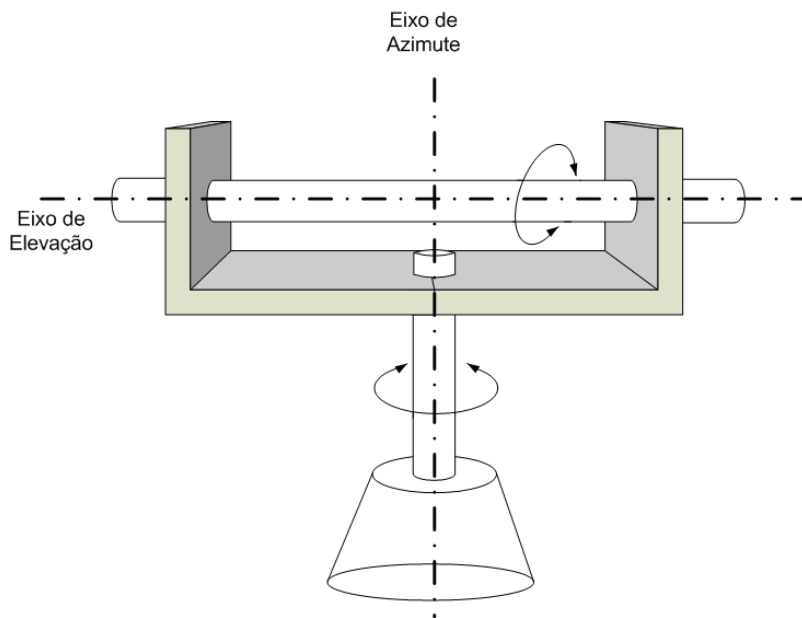


Figura 5.1: Concepção pedestal tipo elevação sobre azimute

A parte mecânica conhecida como pedestal é do tipo elevação sobre azimute, onde se abriga as engrenagens mecânicas que permitem movimentos simultâneos e independentes

nos eixos de elevação e azimute. Composto de componentes elétricos e mecânicos, foi projetado e construído visando suportar uma antena parabólica de 4.2m de diâmetro.

Nessa configuração de pedestal, a velocidade no eixo de azimute durante passagens com alto ângulo de elevação, pode adquirir valores elevados. Além disso, a pressão aerodinâmica exercida pelo vento no refletor, provoca torques de magnitude variável no eixo mecânico, sendo o fator determinante para o dimensionamento do torque requeridos pelos motores. Como a antena pode estar posicionada em qualquer coordenada angular acima do horizonte durante o rastreamento de satélites de órbita baixa, a carga vista pelos motores nos eixos, é uma carga de velocidade, aceleração e torque variável.

A solução adotada nesse projeto quanto à escolha dos motores e dos dispositivos de controle reflete o estado da arte em controle de servomecanismo com controle ativo de velocidade e de torque. Nesse sentido, foram utilizados motores AC síncronos sem escovas de ímã permanente e conhecidos como motores "servomotor AC brushless". Os motores são acionados por conversores de estado sólido usando dispositivos IGBTs (IGBT – Insulated Gate Bipolar Transistor) e com inteligência computacional embarcada, que é a solução mais usada hoje em dia na indústria para acionamento de sistemas mecânicos que necessitam de controle de velocidade, torque e posicionamento com precisão, sem necessitar na grande maioria dos casos, do uso específico de dispositivos CLP (controlador Lógico Programável).

O sistema constitui-se de dois motores de indução trifásicos (um para cada eixo), acionados por dois inversores estáticos de frequência. Os inversores basicamente transformam a alimentação da rede, de tensão e frequência constantes, em uma alimentação de tensão e frequência variáveis, que são aplicadas ao motor. Através da variação da frequência, controla-se a velocidade do campo girante no motor, e conseqüentemente a velocidade mecânica de rotação da máquina. O controle da frequência concomitante à variação da tensão, torna possível o controle da velocidade enquanto se mantém o torque constante.

Todo o sistema é controlado através de um computador padrão IBM PC rodando um programa específico, que se comunica com os conversores de frequência através de duas interfaces seriais RS-485, para o controle da antena em modo manual, no apontamento de satélites geo-estacionários, ou em modo programado para satélites LEO, através de trajetória angular previamente calculada. A Figura 5.2 ilustra um diagrama dos componentes



do posicionador para um dos eixos, configuração idêntica é utilizada para o outro eixo.

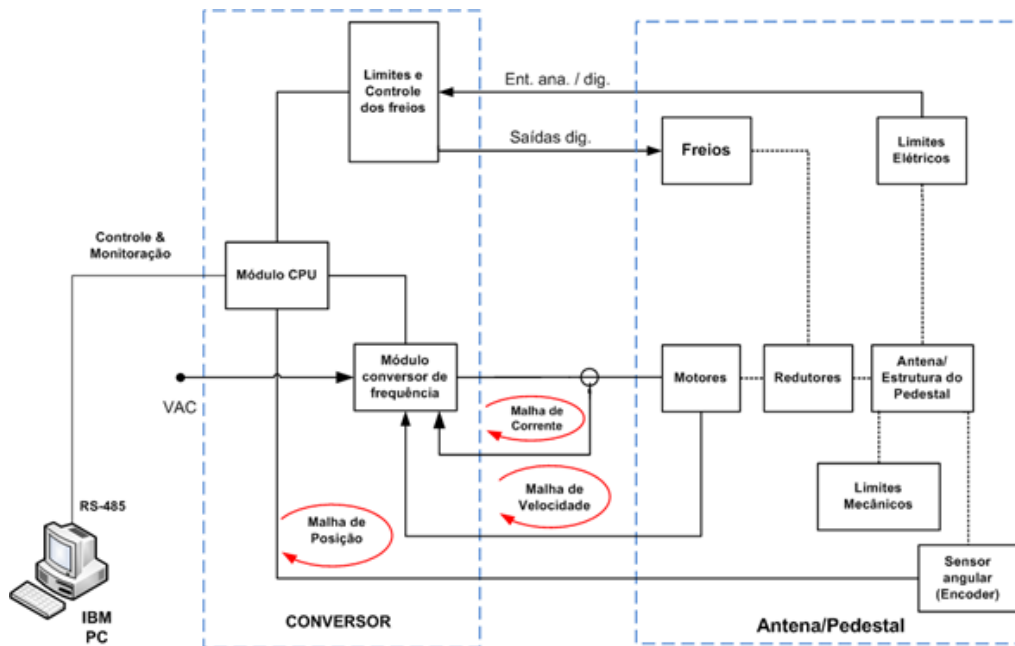


Figura 5.2: Diagrama em blocos do sistema de posicionamento

Quando se considera o projeto de um posicionador para rastreamento de satélites de órbita baixa, entre os vários parâmetros a serem considerados, os de maiores importância são:

- velocidades e acelerações dos eixos de azimute e elevação
- Curso angular máximo nos respectivos eixos
- Velocidades máximas de vento no local da instalação
- Erros de apontamento estáticos e dinâmicos

A determinação máxima das velocidades requeridas em cada eixo permitem projetar corretamente as engrenagens mecânicas e os moto-redutores utilizados. As velocidades máximas de vento encontrado no local da instalação são o ponto de partida para o projeto estrutural do pedestal, cálculo do suporte do refletor parabólico, e da definição do torque requerido para os motores. As especificações dos erros de apontamento estáticos e dinâmicos são requisitos que vão garantir o apontamento do refletor com precisão e rapidez, uma vez que esse possui uma inércia e flexibilidade consideráveis [31].

Como mostrado na seção 5.3, a categoria de satélites do tipo LEO estão localizados numa altitude entre 200 a 2000 Km, e que, portanto, requerem uma velocidade nos eixos de azimute e elevação de  $20^\circ/s$  e  $5^\circ/s$ , respectivamente.

O posicionador foi projetado e construído para atender às seguintes especificações básicas:

- Deslocamento máximo em AZ:  $\pm 360^\circ$
- Deslocamento máximo em EL:  $-2$  a  $+182^\circ$
- Erro angular de leitura: melhor que  $0.1^\circ$
- Erro angular de apontamento operacional: melhor que  $0.1^\circ$
- Velocidade máxima em EL:  $5^\circ/s$  ou
- Velocidade máxima em AZ:  $22^\circ/s$
- Aceleração máxima em AZ/EL:  $7.5^\circ/s^2$

## 5.1 Subsistema mecânico do posicionador

A montagem mecânica, representada na Figura 5.3, foi construída atendendo os requerimentos iniciais de liberdade de movimento para os eixos de azimute (de  $0$  a  $360^\circ$ ) e elevação (de  $0$  a  $180^\circ$ ). O mecanismo de azimute é constituído basicamente de uma co-



Figura 5.3: Pedestal tipo elevação sobre azimute

roa dentada circular, apoiada e presa no pedestal através de esferas girantes. Essa coroa

dentada é acoplada mecanicamente ao moto-reductor através de um pinhão, que foi adequadamente projetado para conferir os requisitos iniciais de torque e velocidade da antena. O mecanismo de elevação se baseia num eixo horizontal montado sobre a coroa dentada de azimute, girando desta forma, solidário ao movimento no eixo de azimute. O resultado do movimento independente dos dois eixos é que dá o posicionamento final da antena para um determinado alvo.

O conjunto moto-reductor permite amplificar o torque do motor, com o compromisso de redução da velocidade de rotação. Nesse projeto há uma primeira redução no par coroa-pinhão, que está ligada diretamente aos eixos de giro, e uma segunda no conjunto moto-reductor comercial que faz parte do sistema integrado do servomotor. Ambos eixos de movimento possuem malha de controle de posição e velocidade independentes através de sistemas servo-mecanismo de malha fechada.

### **5.1.1 Motores**

Os motores AC utilizados nesse projeto são motores AC síncronos de imã permanente, onde o fluxo de campo é constante, diferenciando-se do motor síncrono convencional, cujo fluxo de campo pode ser variado por uma alimentação externa com a utilização de escovas. Esse tipo de motor é também conhecido por motores CC sem escovas [32]. Essa comparação surge devido ao fato do motor síncrono de imã permanente combinado com um inversor de frequência, ter bastante similaridade com as características de velocidade X conjugado dos motores CC. Até pouco tempo, em sistemas que requeriam variação de velocidade, com desempenho aceitável utilizavam motores CC servo-alimentados. Com a evolução da eletrônica de potência e o desenvolvimento de dispositivos semicondutores de baixo custo, os motores de indução acionados por inversores de frequência vem substituindo, cada vez mais, os sistemas que operavam exclusivamente com motores CC.

O principal fator de decisão na escolha do motor síncrono acionado por um inversor no projeto em questão, foi a possibilidade de conseguir 100% de torque contínuo a baixas velocidades ou mesmo com velocidade igual a zero, condição requerida ao apontar a antena na direção de um satélite e a antena manter a posição comandada, mesmo a parábola estando sujeita à atuação de forças aerodinâmicas variáveis, limitadas ao valor para o qual foi projetada.

A figura 5.4 mostra um motor síncrono da empresa SEW, bastante similar ao que foi

utilizado no projeto.

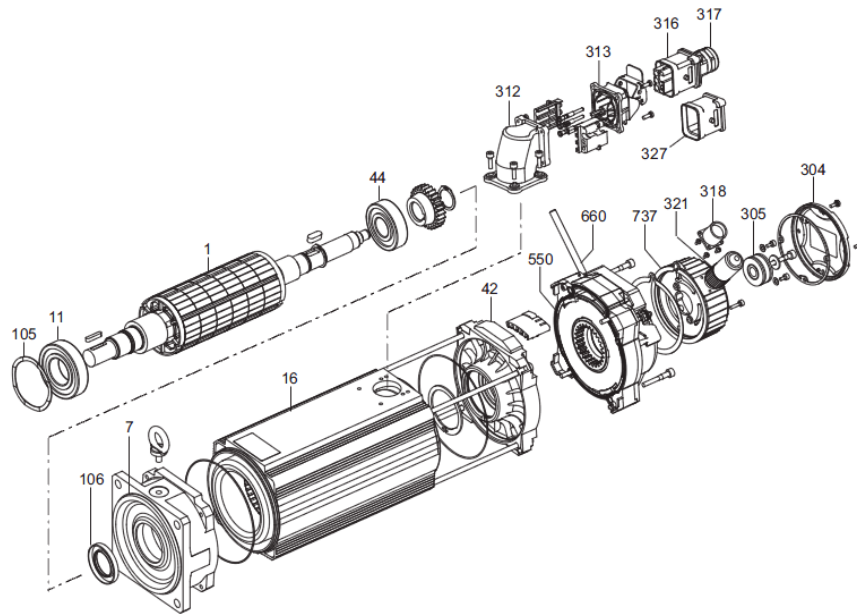


Figura 5.4: Motor síncrono de imã permanente (SEW EURODRIVE Systems)

Pode-se fazer uma análise qualitativa do comportamento do motor síncrono a partir da equação 5.1 que rege seu conjugado eletromecânico. [32].

$$T_m = \frac{\pi}{2} \left( \frac{\text{polos}}{2} \right)^2 \cdot \Psi_R \cdot F_f \cdot \sin \delta_{Rf} \quad (5.1)$$

Onde  $\Psi_R$  é o Fluxo resultante por pólo no entreferro,  $F_f$  é a força Magneto-Motriz do enrolamento CC de campo e  $\delta_{Rf}$  é o ângulo de fase elétrica entre os eixos magnéticos de  $\Psi_R$  e  $F_f$ .

A partir dessa equação, nota-se que o conjugado eletromecânico pode ser alterado apenas através da variação do ângulo  $\delta_{Rf}$  ou do fluxo  $\Psi_R$ , uma vez que o motor, sendo de imã permanente, a FMM do enrolamento de campo é constante.

## 5.2 inversores de frequência

O diagrama em blocos do módulo inversor escolhido nesse projeto, da empresa SEW (modelo MOVIDRIVE MDX61B), pode ser visualizado na figura 5.5. Este equipamento é um sistema modular digital que, além de realizar o processo de potência na inversão de frequência e acionamento do motor, disponibiliza várias funções que permite a adaptação

às mais diversas aplicações. Permite a parametrização de variados tipos de motores/motoredutores e a escolha prévia dos modos de operação.

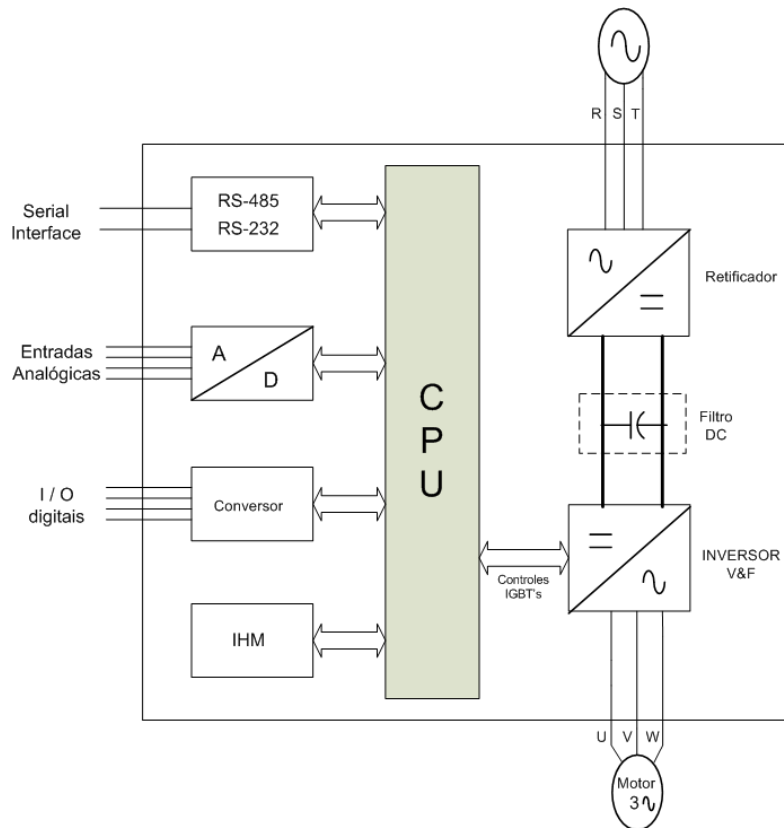


Figura 5.5: Diagrama modular inversor SEW Movidrive - 61B (SEW)

É constituído basicamente pela Unidade Central de Processamento (CPU), pelo módulo de potência (Retificador e inversor), Interfaces de entradas/saídas analógicas e digitais, interfaces de comunicação. Na CPU são calculadas e armazenadas todos os parâmetros do motor e de operação do sistema, bem como realiza as funções de controle do inversor através da geração dos pulsos de disparo dos IGBT. Permite, através de interfaces de entradas/saídas digitais e analógicas, comandar e controlar dispositivos externos instalados no sistema, dispensando na maioria das aplicações o uso de um CLP (controlador lógico programável). Permite ainda, através da IHM (Interface Homem máquina), a programação e visualização de diversos parâmetros da máquina. Todos os parâmetros também podem ser programados e monitorados via PC com o uso de um módulo aplicativo específico (MOVITOOLS), através das diversas interfaces disponíveis de comunicação padronizadas de uso comercial, como RS232, RS422/485 e outras.

Através do aplicativo MOVITOOLS e o programa embarcado denominado de IPOS-

PLUS, é possível a criação de programas de controle de posicionamento específico para cada aplicação em linguagem assembly ou linguagem C, via compilador disponível. Este recurso é indispensável para a elaboração do controle de posicionamento da antena.

Os inversores de frequência de estado sólido modernos permitem o controle de velocidade dos motores de indução e motores síncronos através da variação da frequência aplicada ao estator. O módulo de potência de um inversor constitui-se basicamente do Retificador, Filtro de tensão do circuito DC e por último o módulo inversor. O desenvolvimento tecnológico atual, permitiu a incorporação de técnicas de processamento digital (DSP) nos inversores, principalmente devido aos novos dispositivos com capacidade de funcionamento em altas frequências de operação e alta velocidade de conversão A/D e D/A que, aliado ao aprimoramento dos dispositivos semicondutores de potência como os IGBTs, e o uso disseminado de FPGA (Field Programmable Gate Array) tornou-se possível o controle através de técnicas de modulação PWM para o chaveamento dos dispositivos semicondutores e geração de tensão e frequência variáveis. Permitiu o controle vetorial através de uma malha de realimentação que monitora a corrente enviada à máquina. O nome vetorial é empregado devido à decomposição das correntes estatóricas trifásicas, em vetores de corrente que representam o torque e o fluxo no motor, tornando possível o controle independente do torque e do fluxo [33].

O grande desafio é variar a frequência e manter o torque constante, que só é conseguido se a corrente não alterar o seu valor, uma vez que o torque nominal do motor mantém uma relação direta com a corrente.

No entanto, ao diminuir a frequência da corrente aplicada ao motor e considerando que a indutância  $L$  é um parâmetro constante do motor, a reatância dada por  $X_L = 2.\pi.f.L$  fica dependente somente da frequência e também diminui, o que faz com que aumente a corrente do motor. Desta forma, para manter a corrente inalterada, a tensão aplicada ao motor precisa ser menor quando a frequência é diminuída. Por outro lado, à medida que a frequência é aumentada devido a uma necessidade de aumento de velocidade, a reatância  $X_L$  aumenta, forçando um aumento da tensão para manter a corrente e conseqüentemente o torque disponibilizado do motor. Essa forma de atuação é conhecida como controle  $V/f$ .

Vários métodos de controle são possíveis, dos mais simples aos mais complexos [33]. Dois métodos são largamente usados:

- Controle Escalar  $V/f$ : Estratégia de controle que procura manter a relação  $V/f$

constante, o que possibilita manter o torque constante igual ao nominal, para qualquer velocidade de funcionamento do motor sem o uso de sensores e realimentação e, por isso, conhecido como controle em malha aberta. No entanto, para frequência de acionamento acima da velocidade síncrona, como a tensão chega no valor nominal e não pode ser mais aumentada, a corrente e como consequência o torque começa a diminuir. Já para frequências mais baixas, a resistência estatórica passa a ter uma influência maior na corrente total, levando a uma diminuição da corrente e conseqüentemente do torque. Por este motivo o controle  $V/f$  é utilizado apenas em sistemas que não requerem elevada dinâmica [33], aceleração e frenagem e nem elevada precisão e controle de torque.

- Controle vetorial com uso de sensores: Estratégia de controle que, utilizando-se de sensores de velocidade no eixo (encoders) e sensores de corrente aplicada ao motor, controlam de forma independente a parcela da corrente no motor responsável pela magnetização e produtora de fluxo ( $I_d$ ) e a parcela da corrente responsável pela produção de torque ( $I_q$ ). A velocidade e a qualidade com que essas variáveis são identificadas e controladas define o nível de desempenho do inversor.
- Controle vetorial sem o uso de sensores

Para a operação no modo de controle vetorial, o inversor possui uma entrada específica para o sensor de velocidade acoplado ao eixo do motor

Vantagens de sistemas controlados por inversores:

- Não tem elementos móveis
- Permite arranque suave
- Permite a inversão do sentido de giro
- Limitação da corrente de partida
- Permite monitorar facilmente determinadas variáveis: Tensão, Frequência, velocidade (RPM)

### 5.2.1 Dimensionamento do moto-redutor

O dimensionamento de um sistema de acionamento mecânico, incluindo o moto-redutor, requer primeiramente o conhecimento a respeito da carga. As seguintes questões precisam ser avaliadas [34]:

- A carga é constante ou variável?
- se variável, qual o torque máximo demandado?
- Qual a velocidade máxima requerida?
- Qual a aceleração máxima requerida?
- Qual a faixa de variação de velocidade requerida?
- Tipo de frenagem necessária: Parada rápida por frenagem elétrica ou parada suave por rampa de desaceleração
- Tensão de alimentação disponível
- Condições do ambiente para instalação
- Grau de proteção Necessário.
- Método de comando: Interface Homem-máquina, botões Liga-desliga + potenciômetro, CLP etc...

Além dessas características mais utilizadas citadas acima, devem ser levantadas ainda as seguintes questões a respeito da característica do inversor:

- Método de controle: Escalar V/f, vetorial sensorless, vetorial com encoder
- Interface utilizada no controle: RS232, RS485
- número de entradas e saídas digitais requeridas

Na prática a pressão aerodinâmica calculada e seu conseqüente torque exercido no eixo é calculado para a máxima velocidade de vento encontrado no local da instalação. Por questões de segurança a velocidade não pode ser subestimada, nem tão pouco superestimada, devido ao aumento considerável no custo do projeto

Registros históricos da velocidade do vento adquiridos por propósitos meteorológicos, se disponíveis no local da instalação, dão uma boa estimativa desse valor máximo. No entanto, se houver tempo hábil, o ideal é a medição prévia no local da instalação.

Como pretende-se também instalar essa antena em Moçambique, onde as velocidades de vento durante as "monções" podem alcançar 180 km/h, dimensionar a antena para esse valor seria muito dispendioso. Optou-se então em limitar o funcionamento da antena apenas para ventos de velocidade até 64 km/h e com ventos de rajada até 96 Km/h [35]. Acima desse valor a antena não pode ser operada, sendo posicionada para uma posição de guarda e travada com um pino mecânico até que as condições meteorológicas estejam adequadas para os quais a antena foi projetada.



Como o sistema de antena requer um posicionamento relativamente preciso, o motor deve vir acompanhado de um freio mecânico. Ao se posicionar a antena para um determinado satélite com coordenadas de azimute e elevação acima do horizonte e mantê-la parada nessa posição por um tempo longo, o motor é parado eletricamente e em seguida é acionado o freio mecânico para a fixação segura da posição.

### 5.3 Determinação das velocidades nos eixos

O posicionador do tipo azimute sobre elevação possui várias vantagens em relação a outros tipos de posicionadores existentes. Dentre essas vantagens, pode-se citar: a simplicidade mecânica, cobertura hemisférica total e uma relação direta dos ângulos de apontamento com as coordenadas tradicionalmente usadas em sistemas de orientação [36]. Uma das desvantagens desse tipo de geometria, é com relação à alta velocidade angular atingida no eixo de azimute durante as passagens zenitais.

Para o rastreamento de satélites de órbita baixa, pode-se demonstrar que durante as passagens totalmente zenitais ou com elevação máxima igual a 90 graus, é necessário uma velocidade quase infinita no eixo de azimute para acompanhar a trajetória do satélite sem erros de apontamento [37]. Na prática, entretanto, é mais viável a construção do posicionador com velocidade angular limitada, aceitando um determinado erro angular durante as poucas passagens zenitais. O erro angular, pode ou não significar uma perda de aquisição de sinais, pois depende também da largura de feixe da antena e da altitude do satélite.

Como as maiores velocidades e também as acelerações são encontradas nas passagens próximas do zênite, a determinação das velocidades e acelerações máximas da antena, são calculadas a partir dos valores encontrados durante essa singularidade. Considerando que a trajetória do satélite é aproximadamente linear durante um curto intervalo de tempo durante a posição do zênite, pode ser adotado o sistema de coordenada cartesianas da Figura 5.6 para o cálculo das velocidades e acelerações atingidas no pedestal [37]. Nessa figura o pedestal está localizado na origem **O** do sistema, a trajetória do satélite é paralela ao eixo **X**, o eixo **Z** aponta diretamente para o zênite do local com o eixo **Y** formando o sistema dextrogiro.

A partir da figura, pode-se obter as seguintes coordenadas cartesianas para um vetor  $\vec{r}$  no

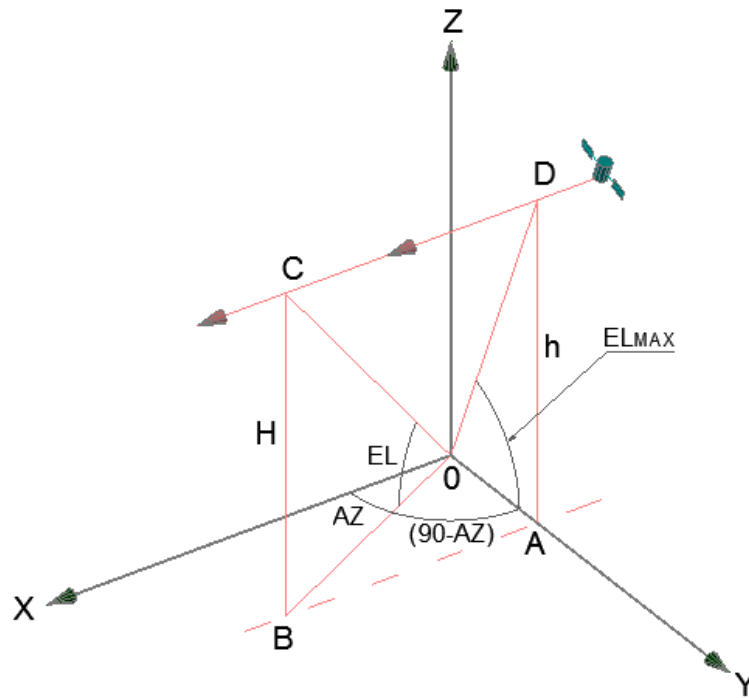


Figura 5.6: Diagrama para cálculo das velocidades de EL e AZ)

ponto D, representando a posição instantânea de um satélite em função do tempo:

$$x = \overline{AB} = V(t - t_0) \quad (5.2)$$

$$y = \overline{AO} = h \cot(ELmax) \quad (5.3)$$

$$z = \overline{AD} = h \quad (5.4)$$

Onde  $h$  é a altura vertical do satélite no ponto D,  $V$  é a velocidade do satélite considerada constante no trecho  $\overline{DC}$ ,  $ELmax$  é o ângulo de elevação máximo da trajetória,  $t_0$  é o tempo na origem onde o ângulo de elevação é máximo.

Representado de forma matricial as coordenadas do vetor  $\vec{r}$  podem ser dadas por:

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} V \cdot (t - t_0) \\ h \cdot \cot(ELmax) \\ h \end{pmatrix} \quad (5.5)$$

A transformação dessas mesmas coordenadas  $x$ ,  $y$  e  $z$  em coordenadas esféricas é feita através das matrizes elementares de rotação no eixo de AZ,  $rot_z$ , e no eixo de EL,  $rot_y$ .

Essas matrizes são representadas por:

$$rotz = \begin{pmatrix} \cos(AZ) & \sin(AZ) & 0 \\ -\sin(AZ) & \cos(AZ) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (5.6)$$

$$roty = \begin{pmatrix} \cos(EL) & 0 & \sin(EL) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(EL) & 0 & \cos(EL) \end{pmatrix} \quad (5.7)$$

Dessa forma, as coordenadas cartesianas podem também ser definidas por:

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = rotz(-AZ) \cdot roty(-EL) \begin{pmatrix} |\vec{r}| \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (5.8)$$

Igualando as equações 5.5 e 5.8, obtém-se os valores dos ângulos de azimute e elevação da trajetória do satélite em função do tempo, que são dados pelas equações a seguir:

$$AZ = \arctan\left(\frac{h \cdot \cot(EL_{max})}{V \cdot (t - t_0)}\right) \quad (5.9)$$

$$EL = \arctan\left[\left[\left(\frac{V(t - t_0)}{h}\right)^2 + \cot(El_{max})\right]^{-\frac{1}{2}}\right] \quad (5.10)$$

Derivando as equações acima, são obtidas as velocidades em azimute,  $V_{AZ} = \partial_{AZ}/\partial t$ , e em elevação definida por  $V_{EL} = \partial_{EL}/\partial t$ :

$$V_{AZ} = \frac{\partial_{AZ}}{\partial t} = \frac{1}{\frac{1+h^2 \cot^2(EL_{max})}{V^2(t-t_0)^2}} \cdot \frac{-h \cot(EL_{max})}{V(t-t_0)^2} \quad (5.11)$$

$$V_{AZ} = \frac{V^2(t-t_0)^2}{V^2(t-t_0)^2 + h^2 \cot^2(EL_{max})} \cdot \frac{-h \cot(EL_{max})}{V(t-t_0)^2} \quad (5.12)$$

$$V_{AZ} = \frac{-Vh \cot(EL_{max})}{V^2(t - t_0)^2 + h^2 \cot^2(EL_{max})} \quad (5.13)$$

Observa-se pela equação 5.13 que a velocidade máxima no eixo de azimute ocorre quando  $t = t_0$ , ou seja, na elevação máxima. Dessa forma, a velocidade máxima em azimute é dada por [37]:

$$V_{AZmax} = \frac{-V}{h \cdot \cot(Elmax)} \quad (5.14)$$

Essa equação, demonstra que a velocidade máxima é inversamente proporcional a altitude do satélite  $h$  e torna-se infinita quando a  $EL = 90^\circ$ .

A velocidade no eixo de elevação,  $V_{EL} = \partial_{EL}/\partial t$ , é dada pela seguinte fórmula [37]:

$$V_{EL} = \frac{\partial_{EL}}{\partial t} = \frac{-h \cdot V^2 \cdot (t - t_0) \cdot \cos^2 EL}{\sqrt{[V^2(t - t_0)^2 + h^2 \cot^2(Elmax)]^3}} \quad (5.15)$$

Utilizando as fórmulas acima, um estudo encontrado em [37], mostra que para um satélite operando em banda S (2.2 a 2.3 GHz) e com altitude  $\approx 750$  km, onde se situa a maioria dos satélites de órbita baixa, até um ângulo de elevação igual a  $89.5^\circ$ , é necessário uma velocidade máxima igual a  $21^\circ/s$  no eixo de azimute para não provocar perda de sinal. A velocidade requerida no eixo de elevação é bem menor por volta de  $1^\circ/s$ ; entretanto, para permitir o posicionamento rápido para um determinada posição, utiliza-se uma velocidade de aproximadamente  $5^\circ/s$ .

### 5.3.1 Chaves de limite

Visando inibir o movimento dos eixos quando uma dada condição de insegurança é alcançada são utilizadas chaves fim de curso, para cortar a alimentação de corrente aos motores, e interromper o movimento da antena. No eixo de azimute, essa condição pode ocorrer quando a antena atinge um ângulo maior em módulo que  $360^\circ$ , limitando, desta forma, a torção máxima dos cabos ao valor para o qual foi projetado. O sistema foi projetado para que na ocorrência de um limite em determinada direção, o motor fique parado até que um comando reverso seja aplicado, e a antena saia da posição de limite. No eixo de elevação, a posição angular do limite foi estabelecida para  $-0.2^\circ$  e  $+180^\circ$ , valores que estão cerca de  $1^\circ$  afastados do limite mecânico.

Por questões de segurança, dada a possibilidade de rompimento dos cabos em caso de falha na chave fim de curso do eixo de azimute, foi instalada mais uma chave, afastada aproximadamente  $+2^\circ$  do limite primário inicial.

### 5.3.2 Torque nos Motores devido à velocidade de vento

O torque desenvolvido no eixo de uma antena com refletor parabólico, consiste no torque gerado devido à ação do vento  $T_v$  e no torque resistente da antena  $T_r$ . O torque resistente depende da inércia inerente do motoredutor e do momento de inércia da estrutura do pedestal e do refletor.

Dentre esses torques citados, o torque devido à ação do vento é o que mais influencia o torque total. Uma das maneiras de determinar o torque devido à ação do vento é através da utilização de coeficientes de torques, encontrados através de experimentos em túnel de vento.

O levantamento desses coeficientes levantados no laboratório de túnel de vento da JPL (Jet Propulsion Laboratory) obtidos em 1964 e cujo valores resumidos são apresentados em [38], podem ser extrapolados para qualquer tamanho de antena que mantenha as características da originalmente utilizada. A antena utilizada possuía uma superfície sólida e relação  $d/D$ , que expressa a razão entre a distância do vértice até o ponto central do eixo de elevação com o diâmetro, bastante similar com a antena desse trabalho e, por isso, torna válida a análise em questão. O uso desses coeficientes tem sido, desde então, utilizado pelos fabricantes de antena parabólica para o dimensionamento dos redutores e motores.

O torque devido à ação do vento depende de vários parâmetros conforme a Figura 5.7: da velocidade, do ângulo da direção do vento com relação à parábola no eixo de azimute ( $\beta_a$ ) e elevação ( $\beta_e$ ), do diâmetro da parábola ( $D$ ), da distância do vértice até o eixo da elevação ( $d$ ) e da porosidade do material empregado. Através de testes em túnel de vento e dependendo do sistema de coordenadas empregado [39], é possível medir o torque para várias condições e determinar um coeficiente, denominado de coeficiente de torque ( $C_t$ ) nos eixos de referência *YAW*, *PITCH* e *ROLL*. Esse torque resistente devido à ação do vento,  $T_v$ , pode então ser calculado pela equação 5.16, conforme definido em [38].

$$T_v = C_t \cdot P_d \cdot A \cdot D \quad (5.16)$$

Onde  $T_v$  é o torque desenvolvido no eixo em  $N.m$ ,  $P_d$  é a pressão aerodinâmica em  $N/m^2$ ,  $A$  é área frontal da parábola em  $m^2$  e  $D$  é o diâmetro da antena. Como visualizado na Figura 5.7, o teste é realizado movendo-se os eixos de elevação e de azimute enquanto se mede o torque, de modo que quando ambos eixos estão na posição de zero grau o lado côncavo do refletor está apontado diretamente contra o vento.

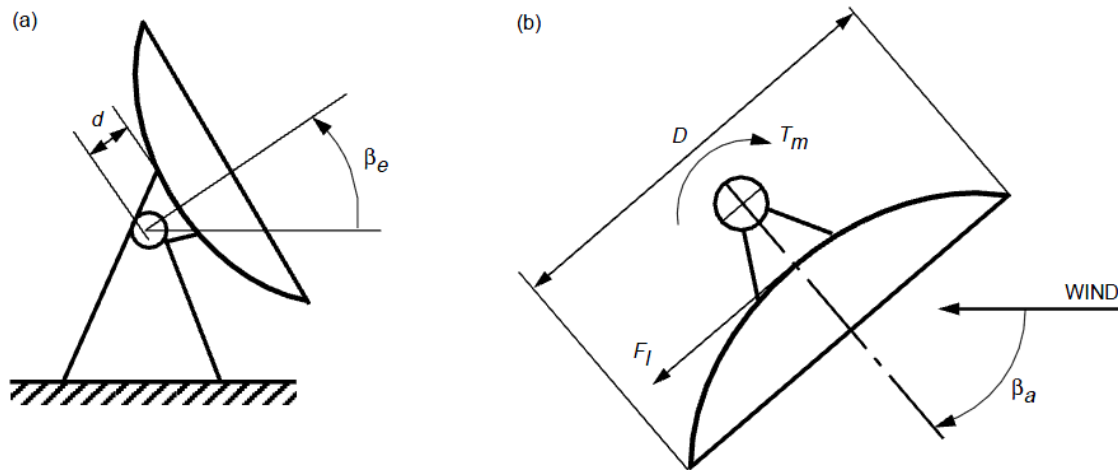


Figura 5.7: Configuração da antena na determinação do coeficiente de torque  $T_v$

A pressão aerodinâmica  $P_d$ , pelo princípio de Bernoulli, é definida pela equação 5.17.

$$P_d = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (5.17)$$

Onde  $V$  é a velocidade do vento e  $\rho$  é a densidade do ar, que varia de acordo com a localização da antena por depender da pressão atmosférica ( $P_{atm}$ ), da umidade relativa ( $H_r$ ) e da temperatura ( $T$ ). A densidade do ar é dada pela equação 5.18, apresentada a seguir [40].

$$\rho = \frac{0,34848P_{atm} - 0,009(H_r)^{0,61t}}{273,15 + t} \quad (5.18)$$

Onde  $P_{atm}$  é a pressão atmosférica no lugar dada em  $hPa$ ,  $H_r$  é a umidade relativa expressa em % e  $t$  é temperatura dada em  $C^0$ .

Os dados compilados encontrados no experimento do JPL estão disponíveis em [39]. As Tabelas 5.1 e 5.2 apresentam respectivamente os coeficientes de torque nos eixos  $YAW$  e  $PITCH$ , já que não se apresenta torque significativo em  $ROLL$ .

Tabela 5.1: Coeficientes de torque - Eixo YAW

Elevação	Azimute												
	0	15	30	45	60	75	90	105	120	135	150	165	180
0	-0,003	-0,021	-0,038	-0,044	-0,075	0,064	0,13	0,105	0,145	0,13	0,103	0,06	0,002
15	-0,002	-0,021	-0,031	-0,055	-0,05	0,075	0,13	0,106	0,14	0,128	0,102	0,06	0,002
30	-0,001	-0,025	-0,035	-0,082	-0,01	0,086	0,129	0,132	0,132	0,121	0,101	0,059	0,002
45	0,001	-0,02	-0,07	-0,038	0,035	0,094	0,129	0,105	0,12	0,109	0,097	0,057	0,001
60	0	0,01	-0,019	0,029	0,07	0,098	0,13	0,104	0,102	0,099	0,089	0,056	0
75	0,001	0,037	0,042	0,06	0,09	0,1	0,129	0,102	0,105	0,091	0,079	0,054	0
90	0	0,047	0,065	0,08	0,1	0,102	0,128	0,102	0,1	0,08	0,065	0,047	0
105	0	0,054	0,079	0,091	0,105	0,102	0,129	0,1	0,09	0,06	0,042	0,037	0
120	0,001	0,056	0,089	0,099	0,102	0,104	0,13	0,098	0,07	0,029	-0,019	0,012	0
135	0,001	0,057	0,097	0,109	0,12	0,105	0,13	0,094	0,035	-0,038	-0,07	-0,02	-0,001
150	0,002	0,059	0,101	0,121	0,132	0,106	0,129	0,086	-0,01	-0,082	-0,035	-0,025	-0,001
165	0,002	0,06	0,102	0,128	0,14	0,106	0,129	0,075	-0,05	-0,055	-0,031	-0,021	-0,002
180	0,002	0,06	0,103	0,13	0,145	0,105	0,131	0,064	-0,075	-0,055	-0,038	-0,021	-0,003

Tabela 5.2: Coeficientes de torque - Eixo PITCH

Elev.	Azimute												
	0	15	30	45	60	75	90	105	120	135	150	165	180
0	0,038	0,068	0,03	0,035	0,13	0,005	0,015	0,001	0,002	0,008	0,019	0,038	-0,022
15	0,032	0,068	0,058	0,055	0,089	0,027	0,007	0,008	-0,002	-0,014	-0,008	-0,005	-0,028
30	0,02	0,047	0,062	0,07	0,09	0,08	0,005	0,024	-0,012	-0,035	-0,034	-0,047	-0,05
45	-0,042	-0,042	-0,034	0,062	0,071	0,05	0,002	-0,007	-0,025	-0,072	-0,076	-0,086	-0,112
60	-0,049	0,011	0,01	0,066	0,061	0,035	0,001	-0,022	-0,04	-0,083	-0,113	-0,111	-0,124
75	0,069	0,113	0,112	0,096	0,071	0,033	0	-0,028	-0,054	-0,096	-0,117	-0,12	-0,11
90	0,104	0,122	0,12	0,097	0,065	0,031	0	-0,031	-0,065	-0,097	-0,12	-0,122	-0,104
105	0,11	0,12	0,117	0,096	0,054	0,028	0	-0,033	-0,071	-0,096	-0,112	-0,113	-0,069
120	0,124	0,111	0,113	0,083	0,04	0,022	-0,001	-0,035	-0,061	-0,066	-0,01	-0,011	0,049
135	0,112	0,086	0,076	0,072	0,025	0,007	-0,003	-0,05	-0,071	-0,062	0,034	0,042	0,042
150	0,05	0,047	0,034	0,035	0,012	-0,024	-0,006	-0,08	-0,09	-0,07	-0,062	-0,047	-0,02
165	0,028	0,005	0,008	0,014	0,002	-0,08	-0,01	-0,027	-0,089	-0,055	-0,058	-0,068	-0,032
180	0,022	-0,038	-0,019	0,008	-0,002	-0,001	-0,015	-0,005	-0,13	-0,035	-0,03	-0,068	-0,038

## 5.4 Programa de controle e operação da antena

O programa de controle de operação da antena é executado em dois módulos distintos: um deles executado no computador da estação denominado de *ENVPROG* e o outro executado nos conversores de frequência, o qual recebeu a denominação de *RECPROG*.

O módulo *RECPROG*, cujo fluxograma está ilustrado na Figura 5.8 é executado internamente ao conversor usando os recursos disponíveis pelos fabricantes de conver-

sores. Para o caso desse projeto, cujo fornecedor do conjunto conversor-moto-redutores foi a empresa SEW, é disponibilizada uma ferramenta de programação denominada *MOVITOOLS*, o qual permite a elaboração de programas desenvolvidos em linguagem *C* ou *Assembly*. O programa é bastante simplificado, uma vez que se utiliza dos recursos de controle embarcados no próprio dispositivo. Funciona em *loop* contínuo, executando os comando indicados, como por exemplo, os comandos de monitoramento de parâmetros e a indicação das posições angulares.

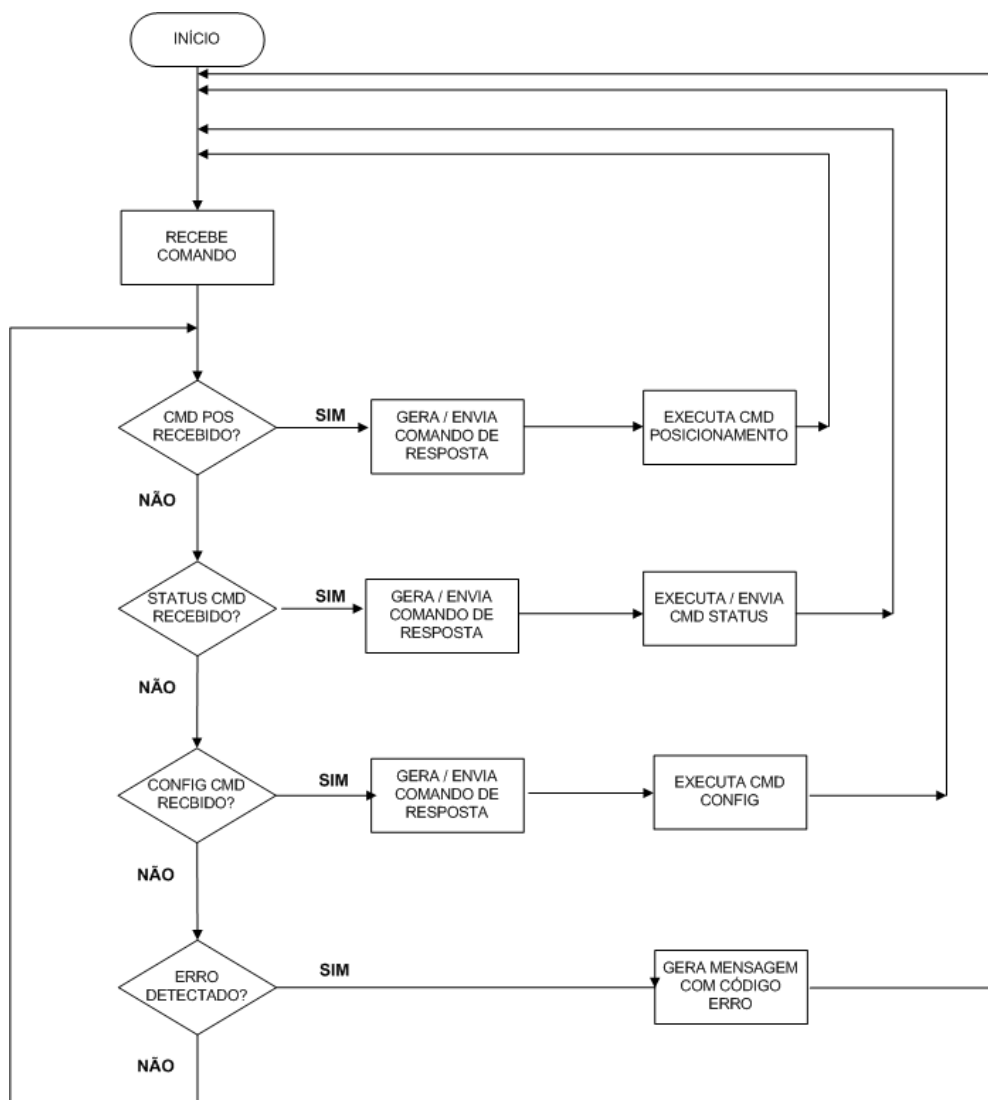


Figura 5.8: Fluxograma do programa de controle da antena - Módulo do conversor *REC-PROG*

O módulo *ENVPROG* foi desenvolvido em linguagem *DELPHI*, sendo responsável pelo envio dos comandos de posicionamento angular para os conversores, além de monitoramento de algumas funções disponibilizadas pelo controlador do conversor. O seu



fluxograma está apresentado nas Figuras 5.9 e 5.10. No modo de operação manual, o comando com as coordenadas de AZ e EL são enviados para os respectivos conversores nos eixos de Azimute e Elevação, que executam o posicionamento da parábola via malha de posição. No modo de operação de rastreamento ou modo programado, o programa tem a função de ler os dados de posicionamento do arquivo, que foi previamente gerado pelo programa propagador ( ver seção 4.5.2.7 ) em intervalos regulares de tempo.

Os dados com as coordenadas de AZ e EL são armazenados em um vetor indexado na memória do computador, o qual aguarda o tempo previsto para o ponto inicial de contato com o satélite, para então começar a enviar os pontos em sequência para o conversor em intervalos pré-definido de 200ms, cujo valor foi definido empiricamente a fim de manter um movimento contínuo e suave da antena. Após o último ponto do arquivo, o qual coincide naturalmente com o término de visada da órbita do satélite, a antena é comandada para a posição de guarda, definida como  $0^\circ$  de azimute e  $90^\circ$  graus de elevação.

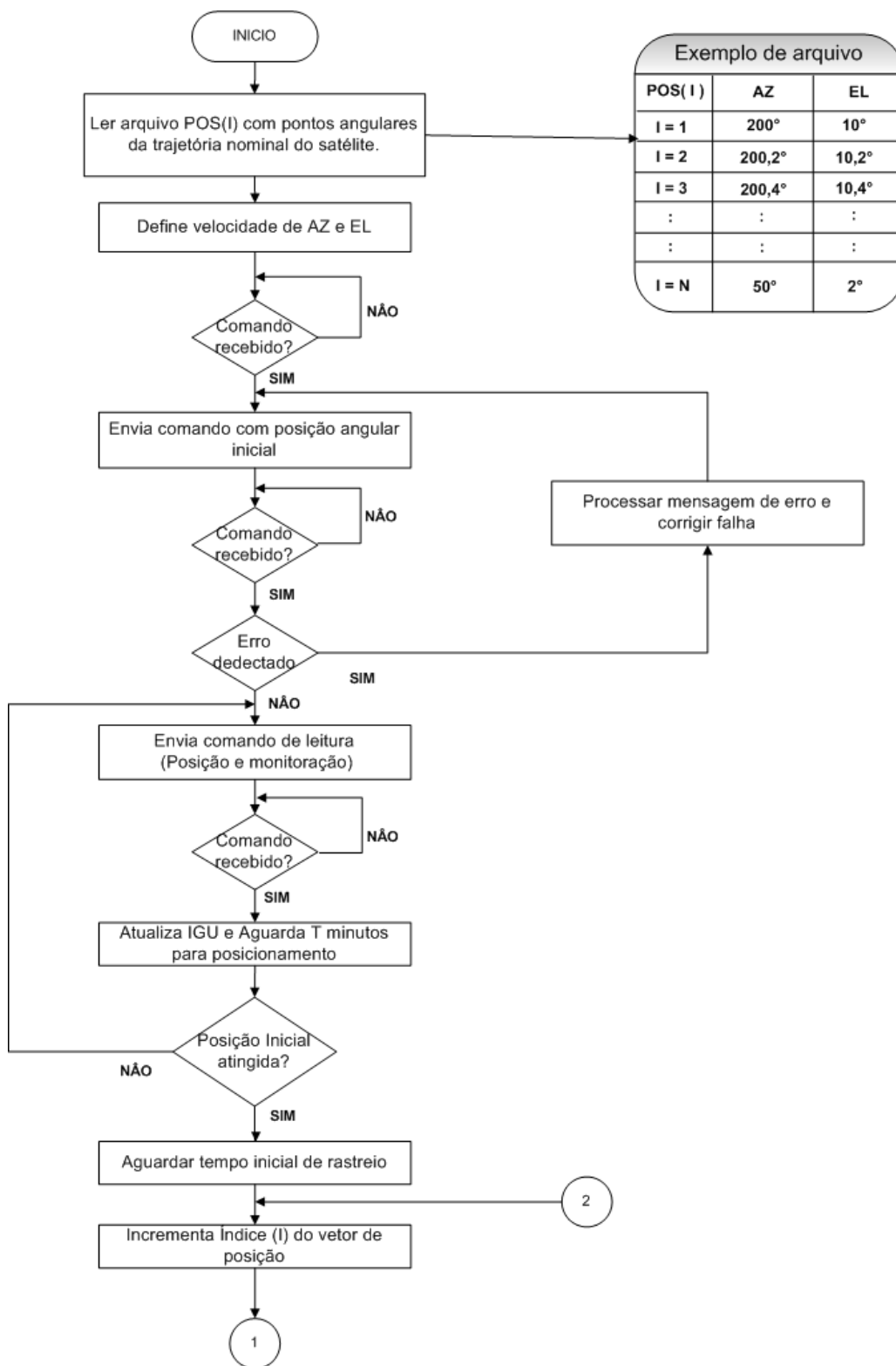


Figura 5.9: Fluxograma do programa de controle da antena - Módulo do computador PC ENVPROG - Parte 1

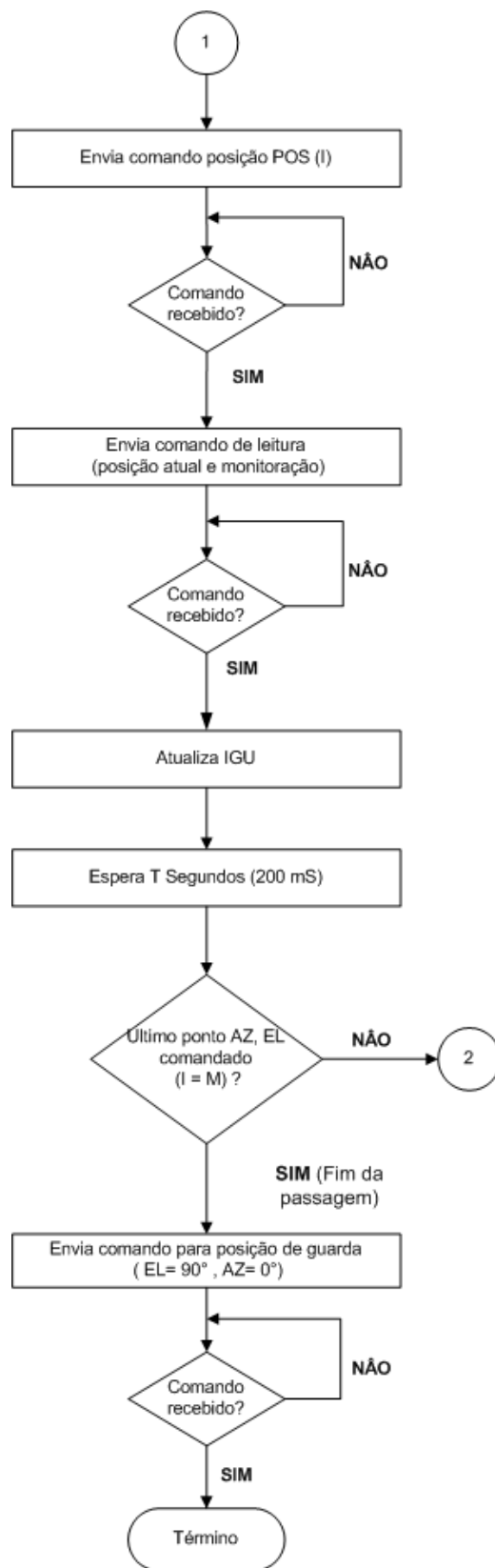


Figura 5.10: Fluxograma do programa de controle da antena - Módulo do computador PC ENVPROG- Parte 2

## 5.5 Considerações finais do capítulo 5

Apresentou-se nesse capítulo, aspectos de ordem técnicas e práticas para o projeto e desenvolvimento de um servomecanismo, capaz de suportar e posicionar uma antena com refletor parabólico com 4.2 m de diâmetro.

Dentre as diversas geometrias de pedestal que existem, a escolhida foi a do tipo elevação sobre azimute, devido à sua simplicidade e relação direta entre os ângulos de posicionamento e as coordenadas usadas para o apontamento da antena.

Para o rastreamento de satélites de órbita baixa, a característica da carga vista pelos motores da antena é de velocidades, acelerações e torque variáveis. O torque variável se deve à ação do vento, que atua de modo diferente dependendo da direção e velocidade do vento, e do ângulo de elevação no momento. Esse comportamento da carga direcionou por sua vez a escolha entre as tecnologias existentes, quanto ao tipo de motor e acionador.

Nesse capítulo apresentou-se ainda, as equações necessárias para o cálculo das velocidades nos eixos de azimute e elevação. Conforme visto, essas velocidades a partir de uma órbita geo-estacionária, é inversamente proporcional à altitude do satélite.

Para o tipo de pedestal utilizado, elevação sobre azimute, uma particularidade surge durante as passagens zenitais. Em satélites de órbitas baixas nesse tipo de passagem, a velocidade no eixo de azimute pode alcançar valores que tenderia ao infinito para que não houvesse perda de sinal. Essa perda momentânea de sinal pode ser agravada quando se trabalha com antenas ou frequências maiores, onde em ambos casos a largura de feixe é mais estreita.

Como a velocidade do eixo de azimute tem que ser limitada, o projeto foi feito considerando um possível uso dessa antena no rastreamento de satélites de órbita baixa operando em banda S. Nessa situação em particular, a velocidade no eixo de azimute necessária para uma passagem zenital de no máximo  $89.5^\circ$  é de aproximadamente  $21^\circ/s$ .

## 6 PROJETO DO SISTEMA DE RECEPÇÃO E AQUISIÇÃO DE DADOS

### 6.1 Subsistema de Recepção de RF

Dos vários tipos de sinais transmitidos por um satélite de comunicação, o de interesse para o projeto de RF é o sinal conhecido como *beacon*, por ser um sinal irradiado de frequência fixa, potência fixa e sem modulação, características ideais e necessárias para os objetivos desse trabalho. O sinal de *beacon* é utilizado pelas operadoras dos satélites para realizar o alinhamento e apontamento correto da estação com o satélite e para o estabelecimento de controle automático da potência transmitida de subida, quando da ocorrência de atenuação devido à chuvas. A potência recebida pela estação terrena pode ser facilmente medida, enquanto a potência recebida pelo satélite é conhecida através dos dados de telemetria, eventualmente disponíveis no centro de controle do operador do satélite.

O subsistema de RF é constituído pela antena de recepção, pelo alimentador, pelo amplificador de baixo ruído com conversor descendente (LNB), pelo receptor de *beacon*, cabos, conectores e divisores. A Figura 6.1 mostra o diagrama em blocos simplificado do sistema de RF.

Em razão dos requisitos de alto ganho necessários à antena de recepção, foi previamente escolhida uma antena do tipo refletor parabólico com foco primário, que devido à facilidade maior de fabricação em relação a outras geometrias (offset antenas) encontra-se mais facilmente no mercado brasileiro.

Para o alimentador na banda Ku, os testes preliminares de aquisição de sinal dos satélites, mostraram a necessidade de um alimentador com sonda móvel, a fim de permitir ajustes do ângulo de inclinação (*skew angle*) do sinal linearmente polarizado. Essa sonda móvel é acionada por um motor elétrico no corpo do alimentador e controlada por um

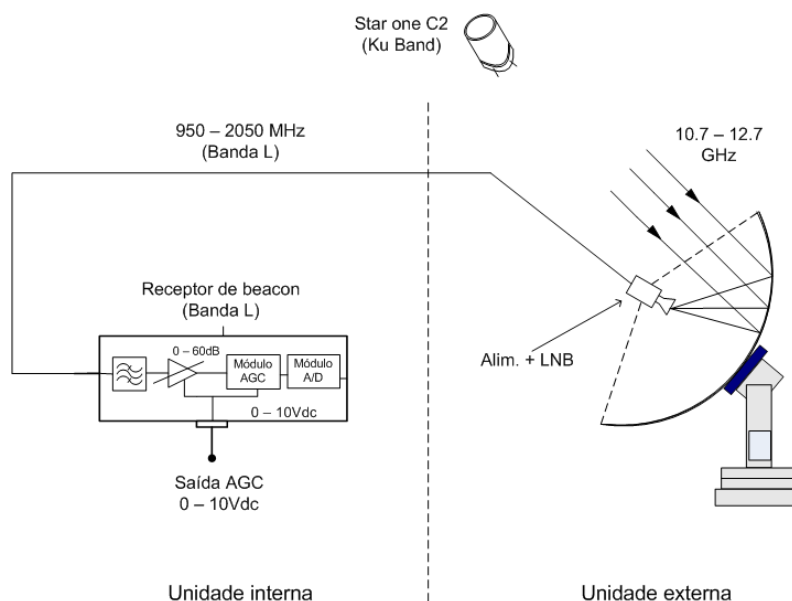


Figura 6.1: Diagrama em Blocos do sistema de Recepção

outro receptor analógico, que possui uma saída de controle para esse tipo de motor. Esse ajuste elétrico evita o procedimento trabalhoso do ajuste manual do corpo do alimentador, quando da necessidade de apontamento entre satélites de posição orbital diferente.

O amplificador com conversor descendente na banda Ku escolhido foi um com saída de FI na banda L (950 - 2050 MHz), cujos receptores mais comercialmente disponíveis também se encontram nessa faixa. Essa solução permite também, a possibilidade de recepção de sinais na banda Ka ou C, com a simples substituição do alimentador e LNB, mantendo os mesmos dispositivos usados para a banda Ku.

Outra característica importante do LNB está relacionada à estabilidade do oscilador interno usado no processo de batimento da frequência e diminuição da faixa de entrada. Como a largura de banda do sinal de *beacon* é bastante estreita, e por consequência também do receptor, torna-se necessário um oscilador bastante estável para manter o sinal de FI dentro da largura de banda do receptor. A estabilidade encontrada em LNBs de uso domésticos, que é por volta de  $\pm 500$  KHz, é muito grande, uma vez que a largura de banda do receptor é de apenas  $\pm 30$  KHz. Por isso obrigatoriamente tiveram que ser usados LNBs profissionais nesse experimento, cuja estabilidade, sem a necessidade de referência externa, pode ser encontrada na ordem de  $\pm 5$  KHz.

Outro requisito importante ainda relacionado ao LNB, é quanto a variação de ganho x temperatura. É necessário nesse experimento um LNB que exibe a menor variação de

ganho possível em relação a temperatura, para que a variação do sinal de RF sentida na entrada do receptor devido à variação na temperatura ambiente, não seja confundida com uma atenuação ou ganho do sinal no caminho satélite antena, justamente o que se pretende medir com a máxima precisão possível nessa experiência prática.

Considerando que nesse projeto a informação a ser extraída (atenuação do sinal) não depende dos dados modulados, mas tão somente da atenuação sofrida na portadora pura (*beacon*), a análise e cálculo do enlace satélite-estação terrena é bastante simplificada, sendo voltada apenas em definir o nível de potência mínimo na entrada do receptor de *beacon*, que se mantenha dentro da faixa dinâmica de atuação do AGC para os níveis de atenuação esperados. O objetivo final é obter uma margem maior que 25 dB do valor mínimo requerido, que por sua vez, é o valor máximo de atenuação esperado do sinal em banda Ku, para os níveis de taxa de chuva encontrados na localidade de Cuiabá-MT.

Objetivou-se inicialmente a escolha de um satélite com a maior elevação possível, a fim de diminuir o perímetro horizontal, cujo sinal de RF fica sob a influência da célula de chuva. Quanto menor a elevação maior é esse perímetro, levando como consequência, à necessidade de usar uma quantidade maior de sensores de precipitação, de maneira a captar corretamente a distribuição espacial e temporal da célula de chuva. Além disso procurou-se ainda, um satélite que apresentasse a maior estabilidade de sinal em termos de frequência e variação de nível de potência.

Após testes de recepção dos sinais da maioria dos satélites em visibilidade na cidade de Cuiabá, o satélite StarOne C2 foi o que melhor apresentou essas características inicialmente buscadas. O StarOne C2 foi lançado em 18 de abril/2008 e posicionado numa órbita circular equatorial geo-estacionária localizado a  $70^{\circ}$  a oeste do meridiano de Greenwich, sendo o satélite mais recente de comunicações que atende o território brasileiro. A lista com todos os satélites, cujos sinais foram monitorados durante a fase inicial de experimento, juntamente com as suas características básicas, estão apresentados na Tabela 6.1.

Os parâmetros iniciais a serem conhecidos antes da definição do projeto são: o plano de frequência do satélite, onde se encontra os valores das frequências dos sinais de *beacon* e sua polarização, o nível do sinal transmitido (*EIRP*) do sinal de *beacon*; e o mapa de cobertura do sinal em terra, que possibilitam definir o ganho necessário da antena, e por consequência o seu diâmetro.

Para o StarOne C2, assim como para os outros satélites comerciais na banda na banda Ku, as informações técnicas disponíveis ao público encontram-se em em manuais técnicos, que geralmente estão disponíveis no sitio de internet da operadora do satélite. No manual técnico do StarOne C2 [14], é possível encontrar informações referentes às frequências e polarizações dos sinais de beacon. Entretanto, não há informação alguma a respeito da potência *EIRP* específica desse sinal. O nível *EIRP* encontrado nos mapas de cobertura (*footprint*), se refere aos sinais recebidos pelos usuários finais dos dados de imagem ou comunicação.

No mapa de cobertura do StarOne C2 visto na Figura 3.5, o nível típico de *EIRP* é da ordem de 48 dBW para o feixe sobre o Brasil (BRAK). A potência *EIRP* do sinal de *beacon*, é um valor bem menor, na ordem de 40 dB. Para o StarOne C2, foi informado pelo setor de operações da estação de Guaratiba-RJ como sendo aproximadamente igual a 8 dBW.

De posse do valor de potência transmitido (*EIRP* do sinal de beacon), do valor mínimo requerido no receptor, do mapa de contorno da distribuição de potência (*footprint*), das especificações do LNB e cabos usados, define-se e calcula-se os parâmetros da antena requeridos (tamanho, eficiência, tipo etc...).

Como alguns receptores de *beacon* especificam também o nível mínimo da relação portadora-ruído ( $C/N$ ) na sua entrada em que o mesmo se mantém operacional, é preciso confirmar se a antena estimada e que atende aos requisitos de nível de potência, possui uma relação ganho-temperatura de ruído ( $G/T$ ) que também cobre os requisitos da relação  $C/N$ . As especificações básicas necessárias para o projeto de RF juntamente com os cálculos necessários são apresentados na seção 6.1.3.

As coordenadas angulares de apontamento da antena (Azimute e Elevação), bem como a distância satélite-antena, podem ser calculados com precisão através do programa de propagação apresentado na seção 4.5 e cujo código parcial em Matlab está disponível no apêndice B. O programa requer como entrada as informações da coordenada geodésica da antena em terra, dos dados de efemérides do satélite (*2lines elements*), do passo de propagação e os tempos de início e final requerido.



Tabela 6.1: Relação de satélites Geo-estacionários com visibilidade adequada para a localização de Cuiabá

Satélite	Localiz. (Graus)	EIRP (dBw)	Elevação (graus)	Azimute (graus)	Incl. LNB (graus)	Incl. Órbita (graus)	POL.	Distância (Km)	Frequência (MHz)	Beacon	Ano lanç.
Intelsat 806	40 W	46.0	63.8	47.6	-44.9	0.0370	H	36889.4	11701H		1998
Intelsat 11	43 W	43.0	66.4	41.1	-39.2	0.0192	V/H	36800.0	N/D		2007
Intelsat 14	45 W	46.4	67.3	37	-34.7	0.0108	V	36771.7	11694V / 11695H		2009
NSS 703	47 W	36.1	68.7	30.7	-29.7	2.0778	V	36727.7	11198R		1994
Intelsat 1R	50 W	41.0	70.4	22.3	-21	0.0430	V	36683.9	11699C		2000
Galaxy 11	56 W	48.5	71.6	0.7	-0.6	0.0332	V / H / C	36647.1	12195V / 11702 C		1999
Intelsat 9	58 W	45.1	71.5	352.9	6.5	0.0150	V/H	36652.8	11699H / 11700.5V		2000
Intelsat 16	58 W	50.5	71.5	353.1	6.5	0.0118	H	36652.5	12198.25R / 12198.75R		2010
Amazonas 1	61 W	45.0	70.7	342.7	16.6	0.0499	V	36673.2	11701V		2004
Amazonas 2	61 W	46.0	70.7	342.7	16.6	0.0442	V	36673.2	11701V		2009
Telstar 14	63 W	44.0	70.1	336.6	22.5	0.0071	V	36689.8	12197.4V / 12197.6V		2004
StarOne C1	65 W	48.0	68.9	329.8	28.9	0.0500	V/H	36723.1	11701H / 12199.8V		2007
StarOne C2	70 W	48.0	65.7	317.5	40.6	0.0460	V/H	36824.1	11700.5H / 12199.3V		2008
Rainbow 2	72 W	45.0	64.0	313.3	44.4	0.0146	V/H	36881.3	11702V / 12198H		2000
Venesat 1	78 W	53.2	58.9	303.9	53.2	0.0260	V	37079.6	11700V		2008
Galaxy 28	89 W	46.0	48.2	292.5	62.8	0.0352	V / H	37597.6	12198 V		2005
Galaxy 3C	95 W	48.5	42.1	288.4	66.0	0.0353	V / H	37955.7	12199 H / 11704 V		2002

### 6.1.1 Considerações para Cálculo de enlaces via satélite

O elemento chave para verificar a qualidade de um enlace de RF via satélite é através da relação portadora-ruído (C/N) na entrada do receptor. A relação C/N pode ser expressa por:

$$C/N = \frac{(P_t G_t / L_t) G_r}{L_{el} L_a N} \quad (6.1)$$

Onde  $P_t$  é a potência de saída do transmissor do satélite,  $N$  é a potência de ruído total captada,  $G_t$  é o ganho da antena do satélite e  $L_t$  é a perda do sistema de transmissão do satélite (descasamento impedância, filtros, chaves, cabos, guia de ondas).  $G_r$  é o ganho da antena de recepção,  $L_{el}$  é a perda no espaço livre e  $L_a$  são as perdas adicionais não incluídas na fórmula (perda na atmosfera, erro de descasamento de polarização etc...).

Uma vez que o ganho da antena de recepção  $G_r$  é dependente da frequência sendo utilizada, e um refletor sólido pode efetivamente ser operado em qualquer frequência, normalmente os dados disponíveis pelo fabricante são o diâmetro ( $d$ ) ou a área física da sua abertura ( $A_{fis} = \pi(d/2)^2$ ) e o seu rendimento ( $\eta$ ), que se relacionam com o ganho através da seguinte equação:

$$G_r = \frac{4\pi(A_{fis}\eta)}{\lambda^2} = \frac{4\pi A_{ef}}{\lambda^2} \quad (6.2)$$

Onde  $A_{ef}$  é a área efetiva de recepção da antena,  $\lambda$  é o comprimento de onda da frequência utilizada.

Com relação ao satélite, a informação disponibilizada pelo operador de satélite é a potência EIRP, dada por:

$$EIRP = \frac{P_t G_t}{L_t} \quad (6.3)$$

A atenuação no espaço livre e o ganho da antena receptora são definidos pelas equações a seguir:

$$L_{el} = \left( \frac{4\pi d}{\lambda} \right)^2 \quad (6.4)$$

Onde  $d$  é a distância entre o satélite e antena de recepção e  $\lambda$  é o comprimento de onda da frequência utilizada.

Substituindo 6.2, 6.3 e 6.4 em 6.1, pode-se reescrever a relação C/N como:

$$C/N = \frac{(EIRP)A_{fis}\eta}{4\pi d^2 L_a N} \quad (6.5)$$

A potência de ruído  $N$  em Watts referenciada à entrada do Amplificador primário do sistema de recepção é dado por:

$$N = KT_{sis}B \quad (6.6)$$

Onde  $K$  é a constante de Boltzmann's que vale  $1,38 \cdot 10^{-23} J/K$ ,  $T_{sis}$  é a temperatura de ruído do sistema de recepção referenciado aos terminais da antena dado em graus Kelvin ( $K^\circ$ ) e  $B$  é a largura de banda da entrada do receptor em Hz.

Quando os dados disponíveis do fabricante são o diâmetro e o rendimento do refletor, a equação da relação C/N 6.5 pode ser reescrita como:

$$C/N = \frac{(EIRP)A_{fis}\eta}{4\pi d^2 L_a KT_{sis}B} \quad (6.7)$$

No entanto, para o cálculo de enlace é mais apropriado expressar a equação da relação C/N em dB (decibel), ficando da seguinte forma:

$$\begin{aligned} (C/N)_{dB} = & (EIRP)_{dBW} + (A_{fis})_{dB} + 10 \log \eta - 10 \log 4\pi - 20 \log d - (L_a)_{dB} \\ & - K_{dB} - (T_{sis})_{dB} - B_{dB} \end{aligned} \quad (6.8)$$

Quando o fabricante disponibiliza o ganho do refletor para a frequência utilizada, usa-se nos cálculos a relação C/N em dB, derivada da equação 6.1:

$$C/N_{dB} = (EIRP)_{dBW} - (L_{el})_{dB} - (L_a)_{dB} - K_{dBW} - B_{dB} + \left( \frac{G_r}{T_{sis}} \right)_{dBK^{-1}} \quad (6.9)$$

Essa equação mostra que, uma vez que o satélite já se encontra em órbita e seus parâmetros de transmissão definidos, as únicas variáveis que podem ser administradas em solo para maximizar a relação C/N é através da relação  $G_r/T_{sis}$ . Dada a importância dessa relação, esta é denominada de **figura de mérito** de um sistema de antena.

Se  $(C/N) \propto (G_r/T_{sis})$ , uma maneira de maximizar a relação C/N é através do

aumento do ganho  $G_r$  que, para antenas com subrefletor parabólico e desconsiderando os fatores de melhoria de rendimento, significa sempre um aumento no tamanho do refletor. A outra maneira de maximização é através da diminuição da temperatura de ruído total do sistema  $T_{sis}$ , que pode ser conseguida através do uso de amplificadores de baixo ruído de alto desempenho ou com o uso de estruturas de antenas parabólicas modificadas, como por exemplo, as antenas parabólicas com geometria do tipo *Cassegrain* e *Gregorian* [41].

### 6.1.2 Temperatura de ruído

A temperatura equivalente do ruído de um sistema de recepção ( $T_{sis}$ ), que tem relação direta com o nível da potência de ruído do sistema, é composta basicamente pelo ruído gerado no sistema de recepção ( $T_{rec}$ ) mais o ruído da antena ( $T_{ant}$ ). Assim como para a especificação do ganho da antena, indica-se a temperatura de ruído referenciada à entrada do LNB ou LNA.

$$T_{sis} = T_{ant} + T_{rec} \quad (6.10)$$

Por sua vez, o ruído da antena por ser dividida entre o ruído captado do ambiente externo à antena mais o ruído gerado pelas suas perdas internas, sendo dado por:

$$T_{ant} = \frac{T_{amb}}{L} + \frac{290(L - 1)}{L} \quad (6.11)$$

Onde  $T_{amb}$  é o ruído captado pela antena que aparece nos seus terminais e  $L$  representa as atenuações devido aos dispositivos instalados antes do LNB (alimentador, filtros, guia de onda etc...) que em decibel é dada por  $10 \log L$ . O ruído recebido pela antena é reduzido por essas perdas, mas um ruído adicional também é gerado devido a essas perdas.

O ruído representado pela temperatura  $T_{amb}$  é constituído pelo ruído cósmico, ruído emitido pela atmosfera ( $T_{atm}$ ) devido aos gases atmosféricos (vapor de água e oxigênio), possível níveis de ruído gerado pelo homem e ruído emitido pelo corpo terrestre e captado pelos lóbulos laterais da antena, principalmente em baixas elevações. O ruído atmosférico tem uma relação direta com o comprimento do caminho que o sinal atravessa na atmosfera e, portanto mantém uma dependência com o ângulo de elevação da antena. A determinação do ruído atmosférico é um pouco complexo, mas encontra-se em [6] uma curva empírica derivada de medidas em diversos fabricantes de antena em banda Ku, que por sua vez, originou uma fórmula que pode ser utilizada para estimar este ruído em função da elevação.

Essa fórmula é dada por:

$$T_{atm} = 38 + \frac{100}{EL} + \frac{300}{EL^2} \quad (6.12)$$

Onde  $EL$  é o ângulo de elevação da antena em graus.

O ruído cósmico é dominante em baixas frequências. Acima de 1 GHz estima-se um valor constante igual a 2.4 K° [5].

A temperatura de ruído adicionado pelo sistema de recepção referenciado à entrada do LNB, inclui a contribuição do LNB e dos outros componentes de recepção que seguem após o LNB, podendo ser expresso por:

$$T_{rec} = T_{LNB} + \sum \frac{T_i}{G_{i-1}} \quad (6.13)$$

Onde  $T_{rec}$  é a temperatura equivalente do sistema de recepção referenciado à entrada do LNB,  $T_{LNB}$  é a temperatura de ruído do LNB,  $T_i$  é a temperatura de ruído do  $i$ -ésimo componente do sistema de recepção e  $G_{i-1}$  equivale ao ganho de todo o sistema na entrada desse componente.

A temperatura de ruído de um dispositivo de RF é usualmente especificada em termos da sua figura de ruído ( $NF$ ), que é definida como a razão entre a relação sinal-ruído medida na sua entrada ( $S/N_{ent}$ ) pela relação sinal-ruído verificada na sua saída ( $S/N_{saida}$ ) e, portanto,  $NF \geq 1$ . A temperatura de ruído se relaciona com a figura de ruído  $NF$  através da seguinte equação:

$$T_{disp} = 290(NF - 1) \quad (6.14)$$

Onde  $T_{disp}$  é a temperatura de ruído do dispositivo e 290 é a temperatura ambiente dada em Kelvin.

Dado o sistema de recepção desse trabalho, e desconsiderando a parcela de contribuição de ruído do corpo terrestre captado pelos lóbulos laterais e ruído para apontamento direto para o Sol, a temperatura de ruído equivalente  $T_{sis} = T_{ant} + T_{rec}$  referenciada à entrada do LNB pode ser resumida e calculada através da seguinte fórmula:

$$T_{sis} = \frac{(38 + \frac{100}{EL} + \frac{300}{EL^2}) + 2.7}{L} + \frac{290(L - 1)}{L} + T_{LNB} + \frac{T_{beacon}}{G_{LNB}} \quad (6.15)$$

Onde  $L$ , neste caso, representa as perdas no alimentador e guia de onda e  $T_{beacon}$  é a temperatura de ruído do receptor de *beacon*, e que devido ao alto ganho do LNB adquire um valor bem pequeno, podendo ser desconsiderado nos cálculos práticos.

### 6.1.3 Cálculo do Enlace

A partir das especificações básicas dos satélites e das fórmulas apresentadas na seções 6.1.1 e 6.1.2, elaborou-se uma planilha em Excel (*microsoft*) para automação dos cálculos. O resultado desses cálculos estão apresentados na Tabela 6.2.

Verifica-se por intermédio dessa tabela que uma antena de 4.2 m com uma eficiência  $\rho$  igual a 0.6 atende aos requisitos iniciais, uma vez que a margem calculada foi igual a 27.5 dB para as condições de tempo bom, e com chuva no pior caso ainda sobraria uma margem de 2.5 dB. Os mesmos cálculos para uma antena de 1m, mostram que esse tamanho seria insuficiente já que a margem encontrada seria de apenas 14.5 dB com tempo bom e estaria cerca de 10 dB abaixo do nível mínimo necessário para o pior caso de taxas de chuva.

Importante notar ainda que, para o nível de EIRP informado pelas operadoras do satélite, referente aos feixes úteis, uma antena com diâmetro de 1m já seria suficiente para o objetivo dessa experiência se considerarmos apenas o nível de sinal recebido, dada que a margem de cálculo está estimada num valor por volta de 54 dB. Entretanto, como o sinal útil possui modulação geralmente de faixa larga, cujo formato pode se alterar em função das mudanças das informações sendo transportadas, o seu uso dificultaria a detecção de variações causadas apenas pelo meio físico satélite-antena, daí a necessidade de uso do sinal de *beacon* e, por consequência de uma antena maior.

Tabela 6.2: Análise do Enlace satélite Antena

Enlace de descida (Satélite Geoestacionário)				
Parâmetros de entrada				
Satélite	Beacon Star-one C2	Beacon Star-one C2	Star-one C2	Star-one C2
Data de lançamento	Apr-08	Apr-08	Apr-08	Apr-08
EIRP (dBW): Satélite	8	8	48	48
F: Frequência (GHz)	12	12	12	12
K : constante de Boltzman	1.38E-23	1.38E-23	1.38E-23	1.38E-23
B (KHz): Largura de banda	0.5	0.5	20000	20000
Le (graus norte) : latitude da estação terrena	-15.555	-15.555	-15.555	-15.555
le (graus oeste) : longitude da estação terrena	56.07	56.07	56.07	56.07
ls (graus oeste) : longitude do ponto sub-satélite	70	70	70	70
d (m): Diâmetro da antena	4.2	1	4.2	1
$\eta$ : eficiência da antena	0.6	0.6	0.6	0.6
L (dB) : Atenuação no alimentador, guia de onda	0.5	0.5	0.5	0.5
Glnb (dB): Ganho nominal do LNB	60	60	60	60
NF(dB): Figura de ruído do LNB	0.8	0.8	0.8	0.8
C1 (m) : Distância do cabo em banda L - RG-6	30	30	30	30
Ae (dB/m) = Atenuação específica cabo em banda L	0.25	0.25	0.25	0.25
At2 (dB) : Atenuação adicional : divisores, acopladores etc...	0	0	0	0
Atchuva (dB) : Aten. devido a chuva: máximo esperado Cuiabá	25	25	25	25
Cálculos				
$\lambda(m) = 3 * 10^8 / F$ : comprimento de onda	0.025	0.025	0.025	0.025
$\cos(\gamma) = \cos(Le) \cos(ls - le)$	0.93504	0.93504	0.93504	0.93504
$\sin(\gamma) = \sqrt{1 - (\cos(\gamma))^2}$	0.354539	0.354539	0.354539	0.354539
$D = 42242(1.02274 - 0.301596)(\cos(Le) \cos(ls - le))^{1/2}$ : Distância (Km)	36355.99	36355.99	36355.99	36355.99
$s = 0, 5(a + c + \gamma)$	25.125	25.125	25.125	25.125
$El^0 = \arccos[\sin(\gamma)/(1.02274 - 0.301596 \cos(\gamma))^{1/2}]$	65.673	65.673	65.673	65.673
$AZ^0 = 360 - [2 \arctan[(\sin(s - \gamma) \sin(s - Le) / \sin(s) \sin(le - ls))^{1/2}]]$	317.234	317.234	317.234	317.234
$Ae = 10 \log[(4\pi D/\lambda)^2]$ : Atenuação espaço livre	205.24	205.24	205.24	205.24
$Gar(dB) = 10 \log[(4\pi(\pi(d/2)^2)/\lambda^2) - L]$ : Ganho da antena	52.33	39.27	52.33	39.27
$Tatm(k) = 30 + (100/El) + (300/El^2)$ :Temp. de ruído atmosférico	31.55	31.55	31.55	31.55
$Tlnb(k) = 290[10^{(NF/10)} - 1]$ :Temperatura ruído do LNB	58.66	58.66	58.66	58.66
$Ts(k) = (Tatm + 2.7)/(10^{(L/10)}) + 290(10^{(L/10)} - 1)/(10^{(NF/10)})$ :	120.72	120.72	120.72	120.72
At1 (dB) = (Ae) * C1 : Atenuação cabos banda L	7.50	7.50	7.50	7.50
Gt (dB) = (Gar + Glnb - At1 - At2) : Ganho total estação	104.83	91.77	104.83	91.77
Pr_máx (dBm)=(EIRP(dBw)+30 - Ae + Gt) : Potência máx. entrada receptor	-62.407	-75.471	-22.407	-35.471
Pr_min (dBm)=(EIRP(dBw)+30 - Ae - Atchuva + Gt) : Potência min. ent. rec.	-82.407	-95.471	-42.407	-55.471
Nível mínimo ent. Receptor (dBm): (na faixa de atuação do AGC)	-90	-90	-90	-90
<b>Margem seco (dB) : Pr_máx (dBm) - nível mínimo Receptor (dBm)</b>	<b>27.593</b>	<b>14.529</b>	<b>67.593</b>	<b>54.529</b>
<b>Margem chuva(dB) : Pr_máx (dBm)-nível mín. Rec.(dBm)-Atchuva(dB)</b>	<b>2.593</b>	<b>-10.471</b>	<b>42.593</b>	<b>29.529</b>
G/T (dB/K) = Gar(dB) - Ts (dBk) : Figura de mérito	31.51	18.45	31.51	18.45
C/N (dB) = EIRP(dBw)-Ae(dB) - K(dB) -B (dB) + G/T(dB) : sinal ruído	35.89	22.82	29.87	16.80
C/N0 (dB) = EIRP(dBw)-Ae(dB) - K(dB) + G/T(dB) : sinal densidade de ruído	62.88	49.81	102.88	89.81

## 6.2 Subsistema de Aquisição

O sistema de aquisição e Processamento é responsável pela aquisição, datação, pós processamento e armazenamento dos dados. Para a realização dessas tarefas, o sistema se utiliza do receptor, da estação Meteorológica, do relógio gerador de padrão de tempo (GPS), de um Computador Pessoal (PC) rodando sistema operacional Windows XP e de dois programas de computador denominados de *AQUISPROG* (que controla todo o processo de aquisição) e *PROCESSPROG* que faz o pós-processamento das medidas e extrai o valor efetivo da atenuação. O programa *AQUISPROG* tem o objetivo de aquisição e gravação num arquivo de texto das seguintes informações sincronizadas:

- Data
- Tempo
- Nível da tensão de AGC
- Taxa de Precipitação
- Temperatura
- Estado de trava (*Lock*) do receptor
- Frequência sintonizada
- Valor do atenuador do receptor

Conforme verificado no diagrama em blocos da Figura 2.1, a data e o tempo são obtidos do relógio GPS através da interface padrão TCP/IP e protocolo NTP. A taxa de precipitação (mm/h) e a temperatura ( $C^{\circ}$ ) são obtidas da estação meteorológica através de interface padrão TCP/IP e protocolo proprietário do fabricante (Davis Weather Station). A tensão de AGC é digitalizada, e junto com a informação de estado de trava (*lock*) é emitida pelo receptor através de uma interface serial RS-232 numa taxa fixa de 1 mensagem por segundo. A informação de frequência e do estado de trava é obtida do receptor através de interface padrão TCP/IP e protocolo específico do fabricante do receptor (ASC Corporation).

Todas essas informações são coletadas pelas respectivas interfaces de comunicação no PC a uma taxa fixa de 1 mensagem por segundo, gerenciadas através do programa de aquisição *AQUISPROG*. Esse programa foi desenvolvido em linguagem Delphi, que além de gerenciar as atividades de leitura dos dados das diversas portas de comunicação, também controla dinamicamente o valor da entrada do atenuador do receptor. O diagrama simplificado do programa *AQUISPROG* está ilustrado na Figura 6.5.



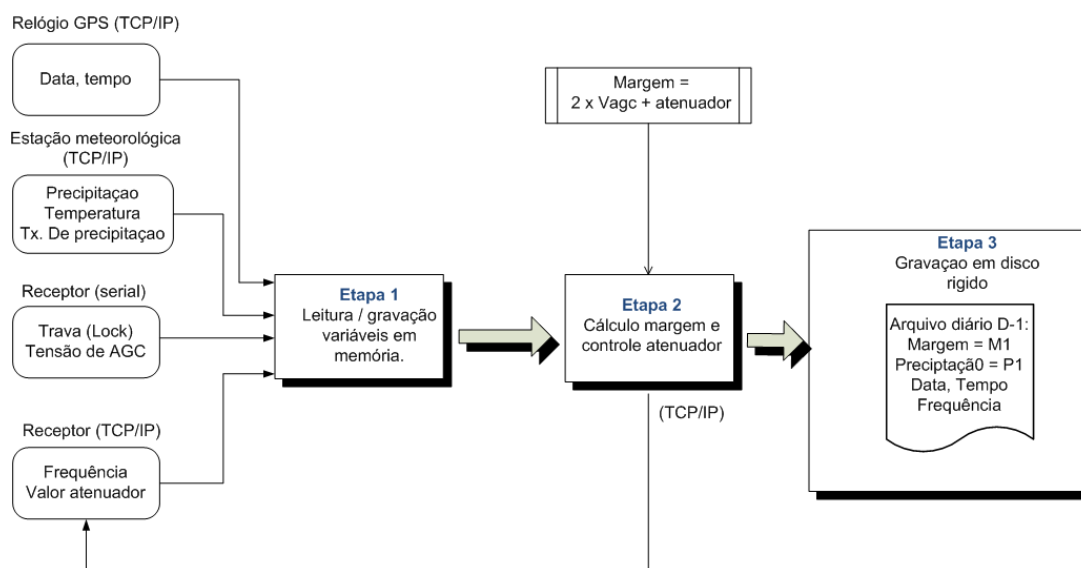


Figura 6.2: Diagrama simplificado do programa de aquisição *AQUISPROG*

Esse controle dinâmico do atenuador de entrada se faz necessário pois, embora os níveis de entrada do receptor permita variações de -90 a -30 dBm (faixa dinâmica de 60 dB), a tensão de AGC tem uma excursão total de 0 - 10 Volts para um gradiente de 0.5 V/dB, condicionando dessa forma, a apenas 20 dB a variação do nível de RF na sua entrada sob domínio de atuação da tensão de AGC. Como o sistema foi especificado para permitir atenuações de até 25 dB, a maneira encontrada de contornar essa limitação é através da atuação pró-ativa nos atenuadores de entrada do receptor, que neste receptor utilizado, pode ser controlado remotamente pela interface TCP/IP.

Essa necessidade surge a partir da ocorrência de precipitação, quando o nível de RF começa a cair e junto com ele a tensão de AGC. Se essa atenuação atingir um valor por volta de 20 dB, o valor da tensão de AGC atingiria também o valor mínimo de 0V e saturaria nesse valor, impossibilitando, a partir desse ponto, a leitura correta da atenuação.

O procedimento consiste em ajustar inicialmente o atenuador de entrada de modo a manter a tensão de AGC no maior valor possível ( $\leq 9.5V$ ) para o sinal recebido durante tempo bom sem chuva (que coincide com o máximo nível de sinal). Se durante a ocorrência de precipitação, o nível na entrada do receptor sofrer atenuações maiores que 18 dB, o programa *AQUISPROG* atua no receptor diminuindo o atenuador de entrada, para que a tensão de AGC volte para dentro da faixa dinâmica (0-10V) e continue permitindo que a atenuação no nível de sinal de RF seja lido através dessa tensão DC.

O programa grava um arquivo diário (24h) no formato texto com todas essas informações adquiridas a cada 1 segundo, perfazendo um total de 86400 linhas e um tamanho aproximado de 6 Mega Bytes de dados por dia. Encontra-se um exemplo do início desse arquivo de saída na Tabela 6.3.

Tabela 6.3: Exemplo do arquivo de saída do programa de aquisição

dd/mm/yyyy	hh:mm:ss.zzz	Freq	Att	Lock	SS	Rain	Temp
21/01/2012	23:59:52.220	1700.5	15	1	6.19	0	26.3
21/01/2012	23:59:53.220	1700.5	15	1	6.21	0	26.3
21/01/2012	23:59:54.220	1700.5	15	1	6.23	0	26.3
21/01/2012	23:59:55.220	1700.5	15	1	6.2	0	26.3
21/01/2012	23:59:56.221	1700.5	15	1	6.21	0	26.3
21/01/2012	23:59:57.221	1700.5	15	1	6.21	0	26.3
21/01/2012	23:59:58.220	1700.5	15	1	6.21	0	26.3
21/01/2012	23:59:59.220	1700.5	15	1	6.21	0	26.3
22/01/2012	00:00:00.220	1700.5	15	1	6.2	0	26.3
22/01/2012	00:00:01.220	1700.5	15	1	6.19	0	26.3
22/01/2012	00:00:02.220	1700.5	15	1	6.21	0	26.3
22/01/2012	00:00:03.220	1700.5	15	1	6.17	0	26.3
22/01/2012	00:00:04.220	1700.5	15	1	6.19	0	26.3
22/01/2012	00:00:05.220	1700.5	15	1	6.2	0	26.3
22/01/2012	00:00:06.220	1700.5	15	1	6.19	0	26.3
22/01/2012	00:00:07.220	1700.5	15	1	6.19	0	26.3
22/01/2012	00:00:08.220	1700.5	15	1	6.21	0	26.3
22/01/2012	00:00:09.220	1700.5	15	1	6.2	0	26.3

### 6.3 Subsistema de Processamento dos Dados

Uma vez obtido e gravado o arquivo de saída, o programa *PROCESSPROG* de processamento entra em ação. Esse novo programa que faz as compensações devidas e extrai o valor final da atenuação instantânea, utilizando-se das informações do valor da tensão de AGC, do valor do atenuador de entrada, e dos valores medidos nos dias anteriores e posteriores.

Na prática a órbita de um satélite de comunicação não é completamente estacionária em relação a um ponto na terra. Forças adicionais que atuam no satélite provocam alterações no formato da sua órbita (excentricidade), na orientação do seu plano orbital (inclinação), na longitude do ponto sub-satélite e na orientação do seu plano orbital [30]. Do ponto de vista de uma antena na terra, essas diversas oscilações no movimento do satélite são sentidas como variações nos ângulos das coordenadas de azimute e elevação, que de outro modo seriam estáveis.

Por sua vez, as variações angulares provocam uma variação no nível de sinal recebido que, pode ser maior ou menor, dependendo da frequência utilizada e da largura de

feixe da antena. Como essas variações tem componentes diárias, de longo prazo (dias) e dependem dos comandos de controles de órbita e atitude comandados pela operadora do satélite em terra, torna-se necessário um novo processamento (pós-processamento) no arquivo de saída gerado pelo sistema de aquisição para a determinação efetiva do nível de atenuação ocorrido em determinado instante, ou durante um evento de chuva. Além disso um pós-processamento é necessário para converter a tensão de AGC em valores de atenuação levando em conta o valor do atenuador de entrada programado no receptor naquele instante.

Os gráficos da Figura 6.3 representam a variação diária (24 horas) dos ângulos de elevação e azimute para o satélite StarOne-C2 no dia 20/dez 2011, cuja inclinação atual no seu plano orbital em relação ao plano do equador é igual a  $0.0541^\circ$ . A variação angular observada também em todos os outros dias, é da ordem de  $0.15^\circ$  em EL e  $0.09^\circ$  em AZ. Como a largura de feixe de 3dB da antena utilizada na banda Ku é por volta de  $0.4^\circ$ , somente a variação angular no eixo de azimute pode provocar uma variação no nível recebido diário na ordem de 2dB.

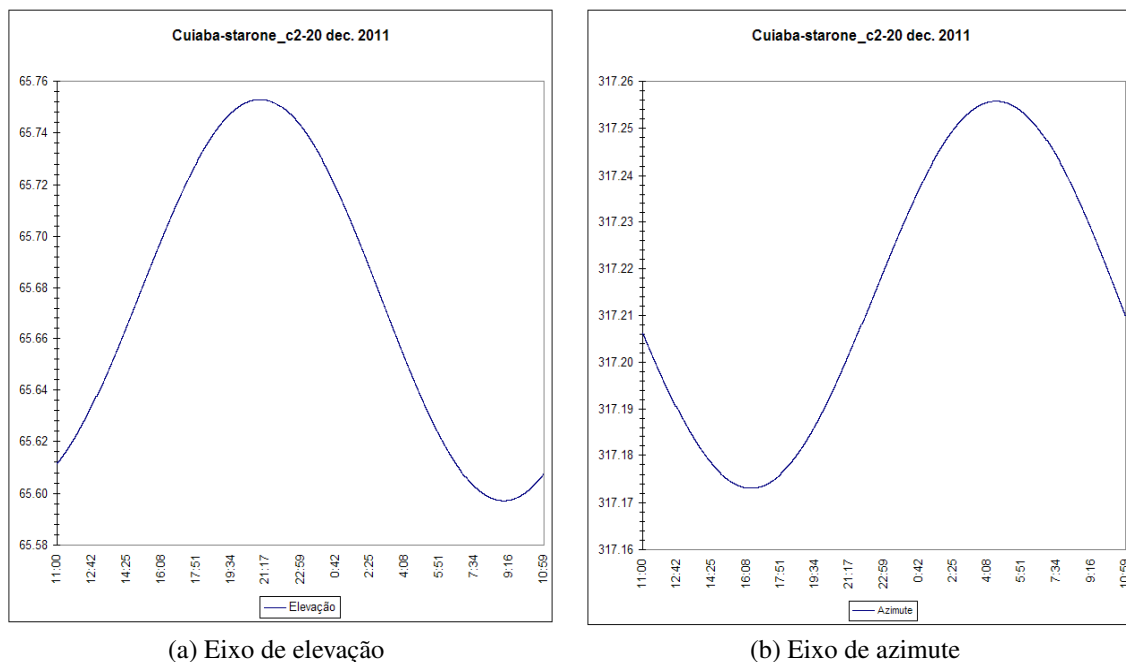


Figura 6.3: Variação angular nos eixo de elevação e azimute do satélite Star One-C2

Observou-se ainda durante as análises, que uma pequena parcela dessa variação na tensão de AGC era proveniente da variação da temperatura externa ao longo do dia. Essa parcela de variação pode ser diminuída através da utilização de dispositivos de RF de

melhor qualidade.

O valor da tensão de ACG ( $V_{AGC}$ ) medida em determinado instante, para o receptor utilizado nesse projeto, cujo gradiente de realimentação é de 0.5 dB/V, é convertido em atenuação (Att) através da fórmula  $Atenuacao = 2 \times V_{AGC}$ . Entretanto, como o valor instantâneo da atenuação depende também do atenuador de entrada do receptor, torna-se necessário inserir o conceito de margem em dB. A margem é o resultado da tensão de ACG convertido em atenuação, somado ao atenuador de entrada do receptor ( $Att_{in}$ ), sendo dessa forma, dada por:

$$Margem_{dB} = 2 \times V_{AGC}(V) + Att_{in}(dB) \quad (6.16)$$

A margem reflete, em última instância, a capacidade máxima de atenuação medida pelo sistema. E a variação no seu valor, considerando um determinado nível inicial de referência indica a atenuação sofrida pelo sinal, objeto desse estudo.

A Figura 6.4 ilustra o comportamento típico diário da margem em dB para dias com céu claro sem chuvas e nuvens, medida no dia 19 de junho de 2011. Esta é medida a cada 1 seg. e em seguida é feita uma média de 60 medidas (1 minuto), para coincidir com o intervalo de 1 minuto da amostragem da taxa de precipitação. Nota-se que a margem permanece com pouca variação entre 18:30 e 06:30 (horário local: GMT-4:00) com valor médio de cerca de 27.86 dB e amplitude de variação por volta de 0.5 dB, e fora desse período, coincidindo com o intervalo durante o dia, sofre uma diminuição de aproximadamente 1.7 dB, como comprovado pela amplitude dada pela Tabela 6.4. Isto indica que o sistema proposto nesse experimento pode medir uma atenuação de até 26.94 dB imposta ao sinal.

Tabela 6.4: Estatística da margem (dB) diária

<i>Margem (dB)</i>	
Média	27.86828472
Mediana	28.09
Desvio padrão	0.549263113
Amplitude	1.71
Mínimo	26.94
Máximo	28.65

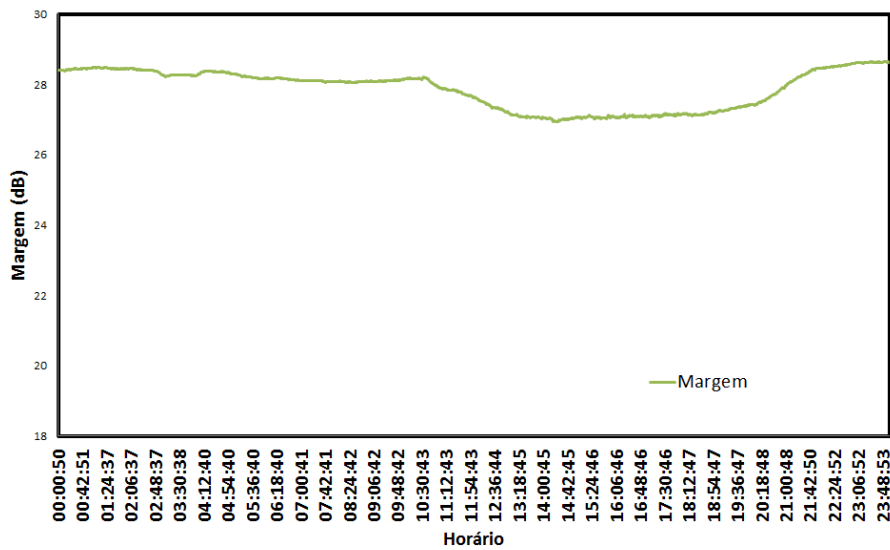


Figura 6.4: Margem durante céu claro

Para extrair o valor da atenuação no meio físico entre o satélite e a antena, desconsiderando as atenuações provocadas pela variação angular e dispositivos eletrônicos, torna-se necessário encontrar uma margem de referência, a partir do qual o valor da margem medida naquele instante possa ser comparada, para então se extrair o valor líquido da atenuação.

Em condições ideais em dia de céu claro, o valor da margem deveria se manter constante, e este seria o valor de referência para medir a atenuação durante um evento de chuva. Como isso não ocorre na prática, o valor de referência pode ser encontrado como o resultado da média horária entre a margem observada nos dias anteriores e posteriores ao dia efetivo das medidas. Experiências similares, descritas em [42] e [43] utilizaram-se dessa mesma estratégia.

Desta forma, o software de pós-processamento foi projetado para, ao calcular a atenuação, tomar como referência a média entre valores diários anteriores e posteriores ao momento da medida. O procedimento para se calcular a atenuação consiste em:

1. Leitura sincronizada de 03 arquivos de saída do programa de aquisição. Do arquivo que se quer analisar e dos arquivos dos dias anteriores e posteriores.
2. Obtenção em cada instante da média entre o dia anterior e posterior ao dia analisado e cálculo da atenuação através da diferença em cada instante do valor da margem obtido menos a média calculada.
3. Gravação em arquivo dos dados de data, tempo, frequência, atenuação, taxa de

precipitação e temperatura.

Uma vez que o comportamento da variação da margem tem um comportamento parecido de um dia para o outro, esse procedimento é capaz de filtrar grande parte da variação e mostrar a atenuação efetivamente ocorrida entre o satélite e a antenna. O diagrama simplificado do programa de processamento é apresentado na Figura 6.5.

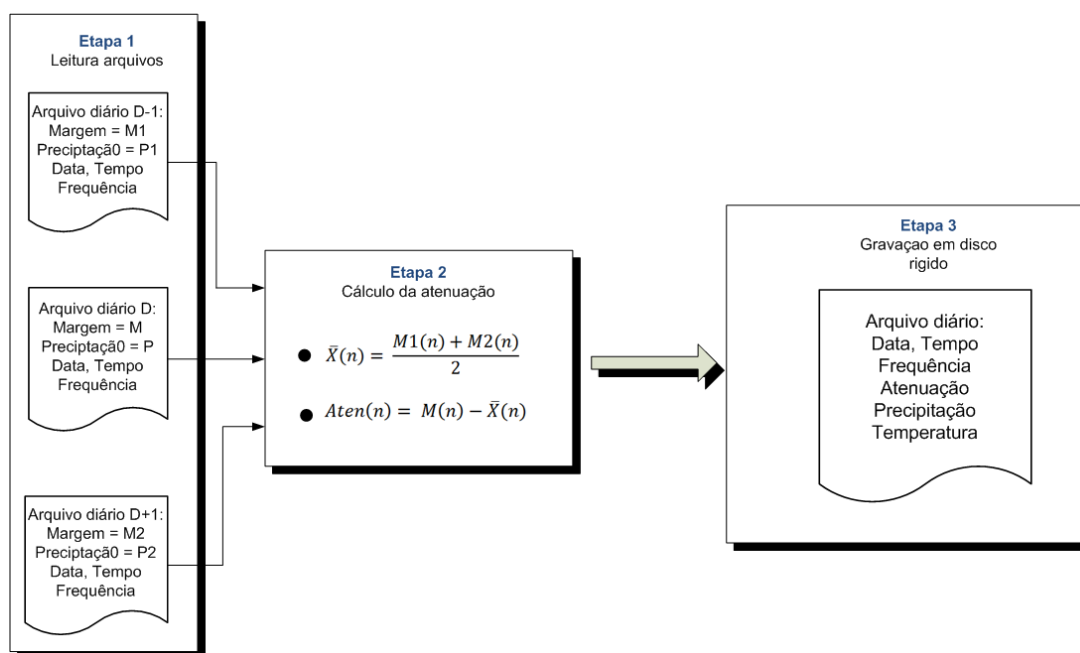


Figura 6.5: Diagrama simplificado do programa de processamento *PROCESSPROG*

A Figura 6.6 mostra o resultado da atenuação resultante e proveniente da saída do programa de processamento, para o mesmo dia do gráfico anterior da Figura 6.4, quando se leva em conta essas considerações. Verifica-se que a amplitude da variação diária ficou igual a 0.8 dB. Este valor define, por sua vez, a precisão da medida da atenuação durante a ocorrência da chuva para o sistema em questão.

A Figura 6.7 ilustra o comportamento típico da atenuação obtida durante um dia de ocorrência de chuva, após levar em conta como referência os valores médios horários do dia anterior e posterior. A atenuação medida fica próxima de zero, como esperado, até o momento em que começa uma pequena oscilação por volta de 10:45:00 GMT sem ainda qualquer registro de ocorrência de chuva, que só começa a ocorrer por volta de 17:17:00 GMT. Essa oscilação coincide com o período diário onde há uma elevação de temperatura e consequente oscilação da tensão de AGC medida, coerente com o que ocorre também em outros dias, como pode ser observado por outros gráficos ilustrados no apêndice A.

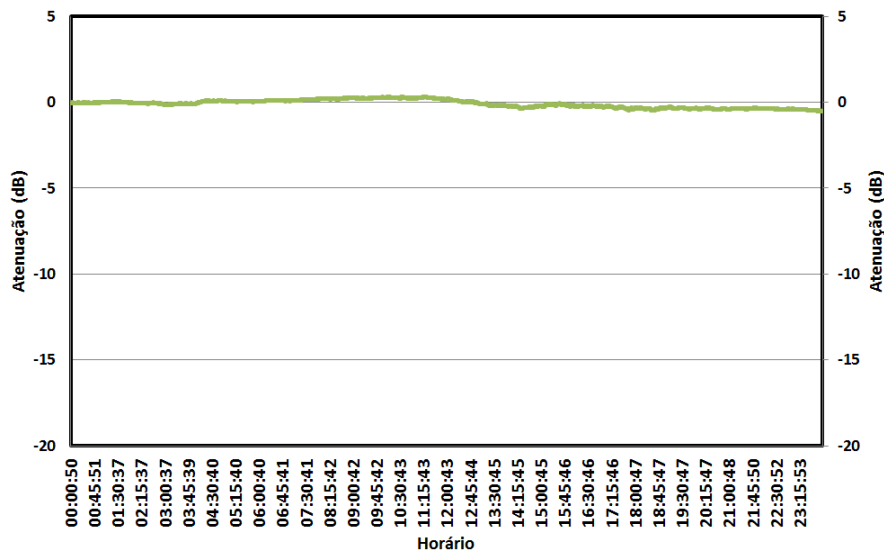


Figura 6.6: Atenuação verificada em 19/06/2011 sem chuva e céu claro

Durante o evento da chuva, verifica-se uma completa correlação entre a chuva e atenuação medida, embora com uma pequena defasagem entre eles. Nota-se ainda que após a chuva, o nível da atenuação não volta para os valores medidos de antes do evento. Esse efeito se deve à diminuição da temperatura que sempre ocorre após a chuva, e que por sua vez, provoca um aumento do ganho do LNB, aumentando o nível de recepção medido.

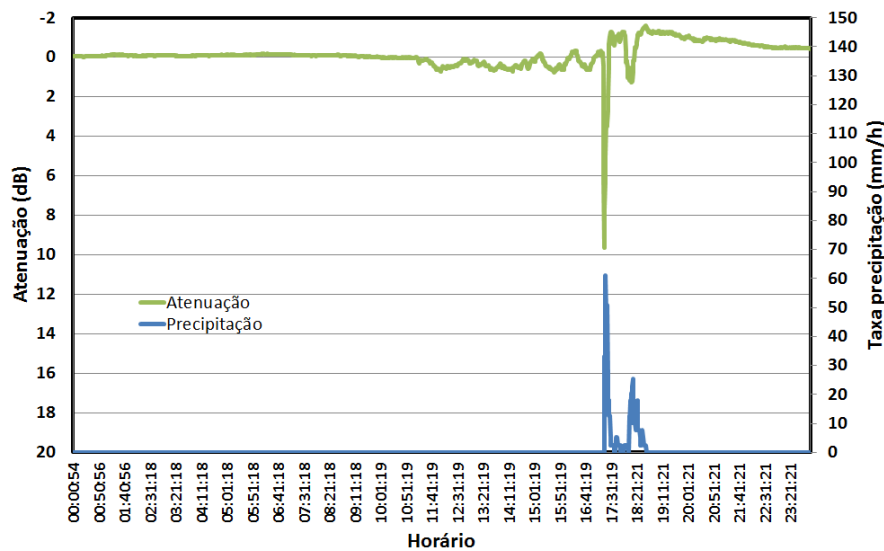


Figura 6.7: Atenuação e precipitação medida no dia 30/01/2012

Um exemplo do arquivo de saída desse programa é mostrado na Tabela 6.5. Como a taxa de precipitação é amostrada a cada minuto e a leitura da margem a cada 1 segundo,

o programa faz uma média de 60 medidas da margem para sincronizar as leituras dessas duas informações.

O arquivo de saída diário contém as informações atualizadas a cada um minuto, totalizando 1440 linhas, e um tamanho em média de 136 KBytes. Além dos dados da data, tempo, precipitação e atenuação, o arquivo possui também os dados de temperatura e da frequência de descida do satélite, cuja FI está sintonizada no receptor.

Tabela 6.5: Exemplo do arquivo de saída do programa de aquisição

Data	Tempo	Beacon_freq	Precip_med.	Temper.	Atenuação
30/01/2012	00:00:53.830	11700.52	0	25.8	0.07
30/01/2012	00:01:53.829	11700.52	0	25.8	0.06
30/01/2012	00:02:53.830	11700.52	0	25.8	0.05
30/01/2012	00:03:53.829	11700.52	0	25.8	0.07
30/01/2012	00:04:53.828	11700.52	0	25.8	0.05
30/01/2012	00:05:53.829	11700.52	0	25.8	0.05
30/01/2012	00:06:53.829	11700.52	0	25.8	0.05
30/01/2012	00:07:53.829	11700.52	0	25.8	0.03
30/01/2012	00:08:53.827	11700.52	0	25.8	0.04
30/01/2012	00:09:53.829	11700.52	0	25.8	0.03

## 6.4 Considerações finais do capítulo 6

Nesse capítulo foram apresentadas, os fundamentos e os cálculos para o dimensionamento do sistema de recepção do experimento, bem como a metodologia empregada para o processo de aquisição e processamento dos dados.

Verificou-se pelos cálculos, que dada as especificações dos amplificadores de baixo ruído comercialmente disponíveis, é necessário o uso de uma antena com refletor parabólico de 4.2 m de diâmetro, para que o nível de sinal recebido fique 27 dB acima do nível mínimo de entrada receptor, durante condições de céu claro. Esse valor de 27 dB define por sua vez a margem do sistema, ou o valor máximo da atenuação que o sistema é capaz de registrar durante um evento de chuva.

Uma simulação apresentada na tabela 6.2, mostra ainda que uma antena de 1m, como foi inicialmente cogitada, resultaria numa margem de apenas 14 dB, o que inviabiliza as medidas de atenuação em toda a faixa esperada para a banda Ku na região do estudo.

Ficou demonstrado ainda através de simulações que os erros de apontamento devido



à variações no ponto sub-satélite nos eixos de azimute e elevação para o satélite escolhido StarOne C2, é respectivamente por volta de  $0.15^\circ$  e  $0.1^\circ$ . Medições mostraram que esse erro de apontamento na banda Ku provoca uma variação diária na potência do sinal recebido de 1.7 dB durante céu claro.

Usando a estratégia de usar como referência para cálculo da atenuação a média entre a margem medida no dia anterior e posterior ao evento em céu claro, mostrou que o erro de medida de potência é diminuído para cerca de 0.5 dB.

## 7 RESULTADOS E DISCUSSÕES

### 7.1 Subsistema de aquisição e processamento dos dados

Para a correta determinação do nível de atenuação ocorrido durante um evento de chuva, é necessário antes de tudo, estipular um nível de referência a partir do qual a margem (em dB) efetivamente medida pelo subsistema possa ser comparada, para então extrair o valor líquido da atenuação. Como sugere os resultados obtidos nesse trabalho, esse nível de referência deve ser estipulado através da média horária entre os dias de tempo bom anteriores e posteriores ao dia efetivo das medidas.

A figura 7.1 ilustra o gráfico do nível do sinal recebido no dia 18 de junho de 2011 (dado pela margem) plotado junto com a temperatura, e as variações angulares nos eixos de elevação (EL) e azimute (AZ). Neste dia e em praticamente todos os dias observados, como pode ser comprovado pela sequência de gráficos no apêndice A, o perfil da temperatura e do sinal recebido é bastante repetido, denotando um padrão de variação. Nota-se que a temperatura tem um ciclo de variação diário com um pico mínimo por volta de 06:30 e pico máximo ao redor de 14:30 horário local, apresentando uma amplitude de variação média diária por volta de 14 graus.

O gráfico mostra também um padrão diário de variação do erro angular nos eixos de AZ e EL, que foram medidos a partir do ajuste angular inicial onde o nível de recepção obtido foi máximo ( $AZ = 317.31^\circ$  e  $EL = 65.67^\circ$ ). As amplitudes de variação nos eixos de AZ e EL são bastante similares, atingindo valores na ordem de  $0.15^\circ$  em EL e  $0.20^\circ$  em AZ. Esse padrão de variação angular diário depende da inclinação do plano orbital do satélite, associada ao movimento de rotação da Terra. Considerando que a largura de feixe de meia potência da antena para a frequência de 12 GHz é da ordem de  $0.4^\circ$ , a variação angular percebida pela antena fixa, reflete em uma variação no nível de sinal recebido que poderia chegar até 3 dB, dada o valor da variação em AZ.

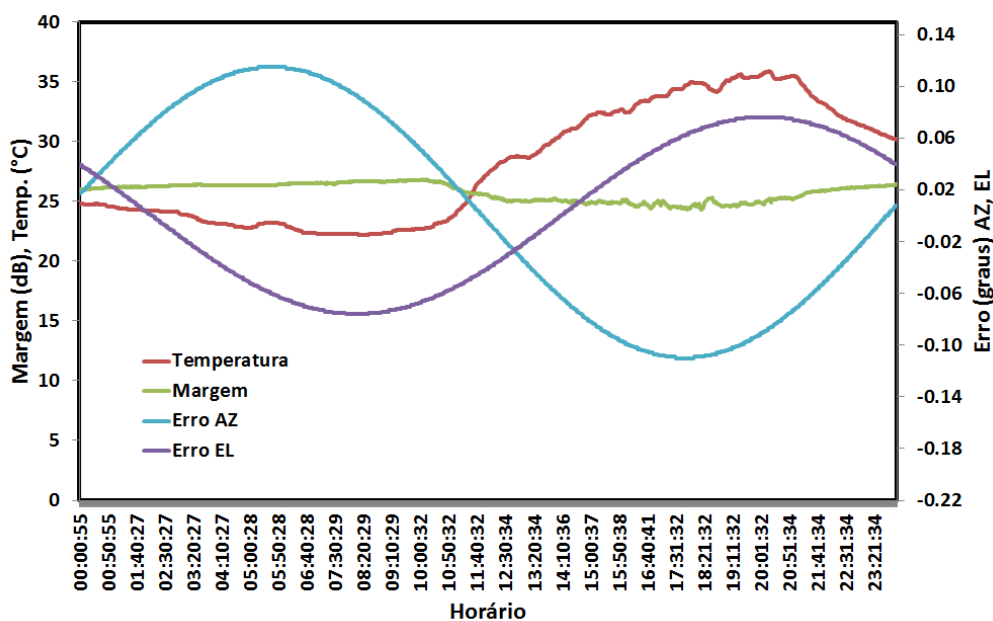
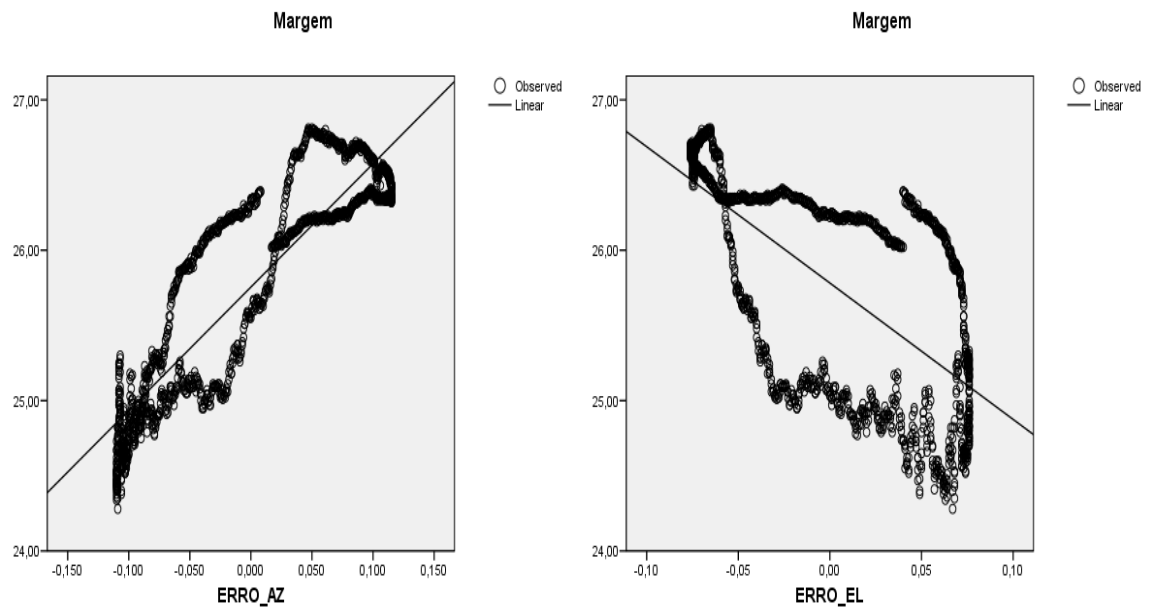


Figura 7.1: Ilustração do sinal recebido associada à temperatura variações em AZ e EL

A determinação do grau de correlação dessas três variáveis (*Erro-AZ*, *Erro-EL* e *Temperatura*) com o nível de sinal medido, mostram um alto grau de correlacionamento. A correlação entre duas variáveis pode ser comprovada através do cálculo do coeficiente de correlação ( $r$ ) em ambos os trechos, cujo valor calculado usando a fórmula de Pearson através do programa de estatística (SPSS – Statistical Package for the Social Sciences), foi igual a -0.884 para a temperatura, -0.756 para o erro em Elevação e 0.880 para o erro em azimute. O grau de correlação para valores do coeficiente de correlação entre 0.6 e 0.9 é considerado "forte", e acima de 0.9 é considerado "muito forte"[44].

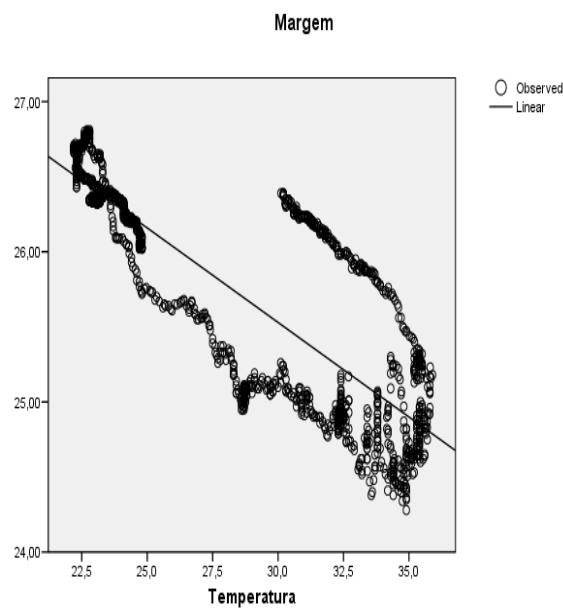
A associação existente entre o nível de sinal recebido e a margem pode ser melhor observada através da análise dos gráficos de dispersão individual apresentado na Figura 7.2.

Percebe-se ainda uma variação negativa da margem com a temperatura, onde um aumento na temperatura provoca uma diminuição na margem de recepção e vice-versa. Levando em conta que o nível de potência recebida não se altera com a variação da temperatura, e os equipamentos internos são mantidos numa temperatura constante, constata-se que essa variação é causada pelo comportamento do único dispositivo ativo localizado na parte externa, o LNB. Muito provavelmente o uso de um LNB de outro fabricante, com melhor desempenho nominal de ganho x temperatura, a amplitude média da variação da



(a) Margem X Azimute

(b) Margem X Elevação



(c) Margem X Temperatura

Figura 7.2: Gráfico de dispersão entre a margem e as variáveis AZ, EL e Temperatura

margem seria menor.

O gráfico 7.3 ilustra a variação do sinal recebido em dB junto com a temperatura num período de 22 dias corridos. Além da variação diária observada, percebe-se outra variação de período maior que, para esse ciclo analisado, apresentou uma periodicidade de aproximadamente 20 dias. Essa variação é dependente da correção orbital provinda das estações de controle e, portanto, de difícil previsão. A amplitude de variação do sinal recebido nesse período foi igual a 6.67 dB e valor médio igual a 28.77 dB. Desta forma, o uso do valor médio como valor de referência para o cálculo da atenuação final, poderia levar a um erro por volta de 3dB para os dias em que o nível recebido se encontrasse mais afastado da média.

No entanto, como ambas variações são periódicas, uma forma de calcular a efetiva atenuação para um certo momento pode ser feita através da comparação entre o valor da margem obtida naquele instante e a média dos valores para o mesmo horário entre o dia anterior e posterior ao dia da medição. Exatamente como sugerem experiências similares encontradas nos trabalhos de [42] e [43].

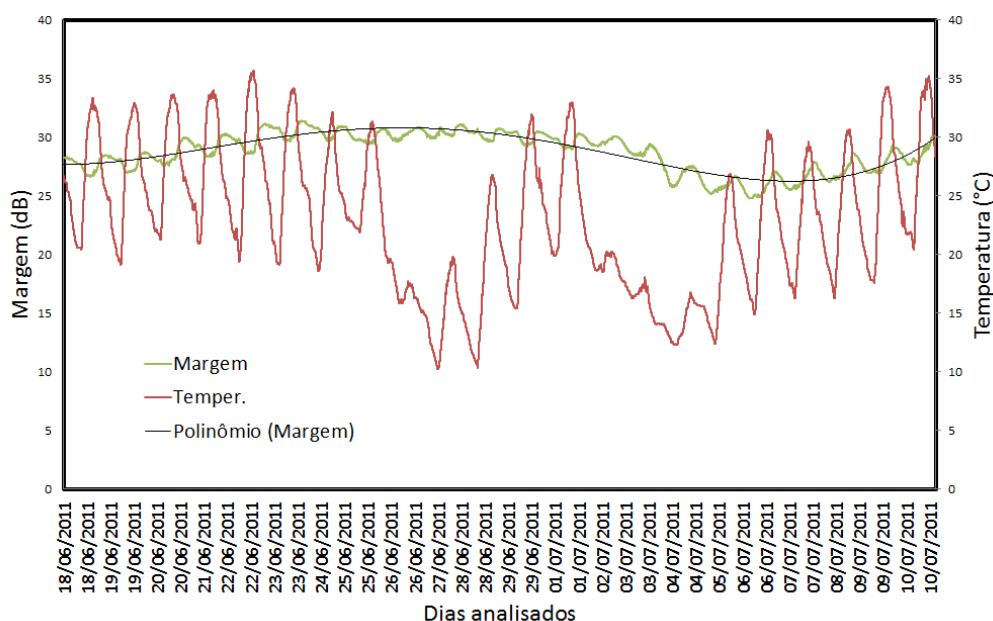


Figura 7.3: Margem e Temperatura céu claro entre 18/06 a 10/07/2011

Uma análise mais cuidadosa dos arquivos revelou: casos em que há registros de atenuação com valores grandes em relação ao nível esperado para a intensidade de chuva medida, registro de atenuação mesmo sem ter havido nenhum registro de chuva no

pluviômetro, defasagem entre o início da percepção de atenuação no sinal e o início de registro de chuva. Todos esses efeitos podem ser explicados devido à característica de distribuição espacial e temporal da célula de chuva na região de diâmetro pequeno, que pode ocorrer no caminho entre a antena e o satélite sem que tenha atingido ainda o local da antena, impossibilitando sua percepção pelo pluviômetro.

Uma pequena defasagem é aceita devido à metodologia da medida que, no caso da atenuação (via tensão de AGC) é quase instantânea, enquanto para a precipitação o processo é mais demorado, pois é necessário um certo tempo para a acumulação da água na balsa do pluviômetro antes do seu registro. Uma outra explicação para o registro de pequenas atenuações sem o registro de precipitação é devido à ocorrência de chuva leve ou chuvisco (quando o diâmetro da gota é inferior a 0.5 mm) próximo à antena, cujo registro no pluviômetro demora a ocorrer ou pode até mesmo nem ocorrer, uma vez que há a necessidade de acumulação de uma certa quantidade de água na balsa do pluviômetro para que o registro se efetive.

O gráfico da figura 7.4 ilustra um evento de chuva ocorrida no dia 07/02/2012 em que há valores de atenuação medida fora do esperado sem ter havido registro de precipitação no momento. O registro de atenuação começou por volta de 21:50:00 - GMT enquanto

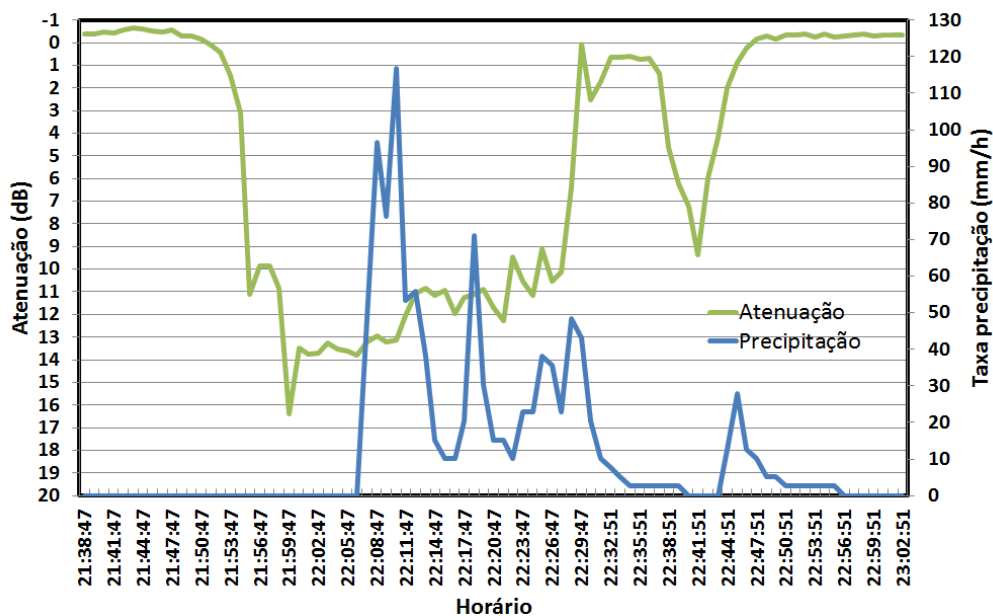


Figura 7.4: Atenuação e precipitação medida no dia 07022012

o registro de precipitação só começa a ocorrer em 22:06:00, resultando numa defasagem de aproximadamente 16 minutos. A magnitude da atenuação medida na média de aproxi-

madamente 13 dB, sugere a ocorrência de chuva cruzando o caminho entre o satélite e a antena, mas fora da área de captação do pluviômetro.

O gráfico da figura 7.5 mostra o comportamento da atenuação e da taxa de precipitação observados durante 14 dias com chuva em Cuiabá. Observa-se uma boa correlação entre as duas variáveis e que a atenuação máxima chegou a 14 dB quando a taxa de precipitação foi superior a 160 mm/h. Em alguns trechos em que a atenuação foi mais pronunciada em relação ao que se poderia esperar para a taxa de precipitação medida, levam a sugerir que apenas um pluviômetro, como utilizado nessa experiência, é insuficiente para estabelecer um índice de correlação com precisão entre essas duas variáveis.

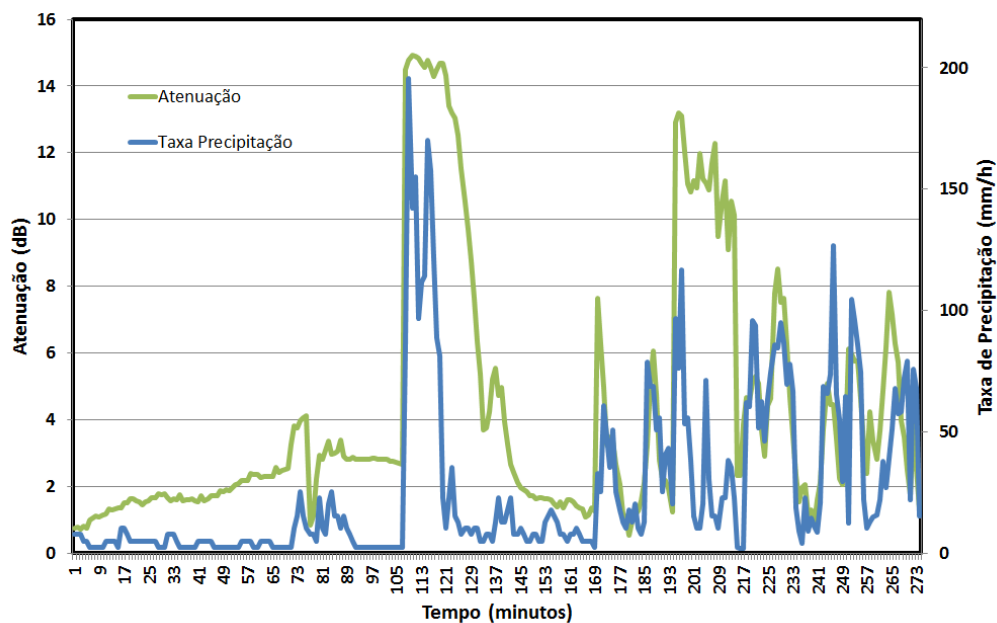


Figura 7.5: Comportamento da Atenuação em função da Taxa de precipitação de todos os eventos de chuva ocorridos entre 10/06/2011 a 27/02/2011

## 7.2 Subsistema de RF

Devido à dificuldade em se encontrar informações precisas sobre o transpônderes dos satélites, fez-se necessário antes da definição de alguns equipamentos e do satélite a ser utilizado, a medição do espectro do sinal de RF, através do uso de um analisador de espectros. O objetivo é a verificação do correto apontamento da antena para maximização do nível de sinal, o ângulo de ajuste de polarização, o valor correto da frequência de descida do sinal de *beacon*, seu nível de potência, e sua estabilidade em frequência.

Essa verificação inicial, possibilitou a escolha definitiva do receptor utilizado e das características finais do LNB. A figura 7.6 ilustra o sinal do espectro do satélite Star One C2, de onde se observa que a frequência, divulgada no seu manual técnico como de valor 11700.50 MHz, tem um valor real de 11700.518 MHz (1700.518 MHz + 10.00 GHz (LO)), isto é, aproximadamente 20 KHz afastado do valor especificado. Essa diferença de 20 KHz, se não compensada na frequência programada do receptor, resulta em erros de leitura da tensão de AGC.

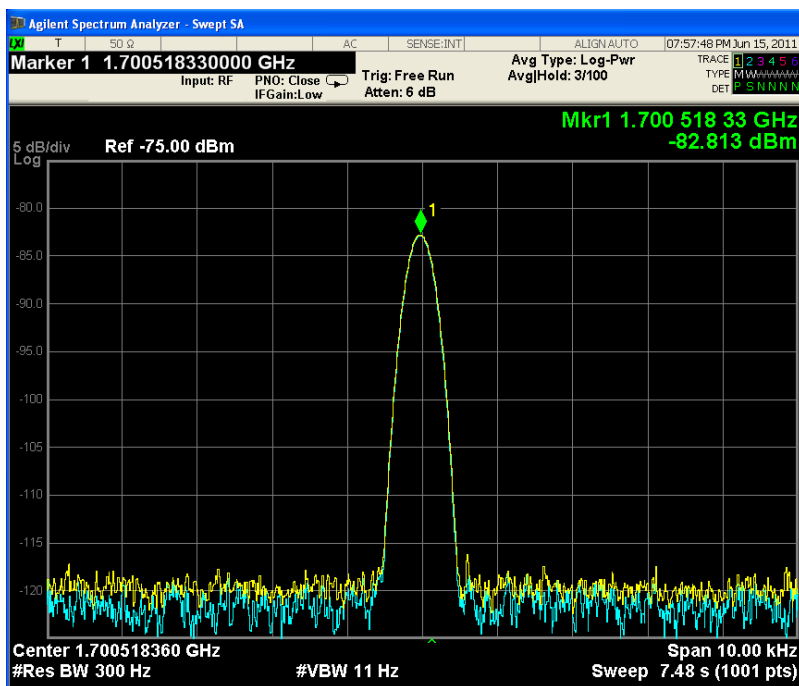


Figura 7.6: Sinal de beacon do satélite Star-One C2

Um outro efeito necessário de ser verificado é quanto à estabilidade em frequência do sinal recebido. A figura 7.7 ilustra o sinal do StarOne C2 após 24 horas de medição.



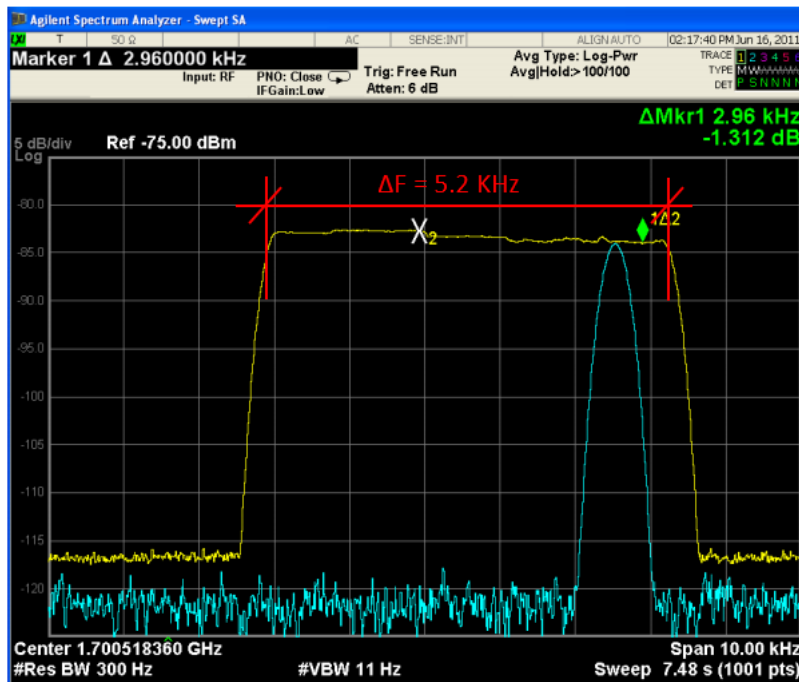


Figura 7.7: Deslocamento em frequência diário do sinal de beacon do satélite Star-One C2

A depender da largura de banda do receptor de *beacon*, que é geralmente muito estreita e na ordem de  $\pm 30 \text{ kHz}$ , uma variação em frequência do sinal recebido pode levar o sinal de entrada para fora de largura de banda do receptor e, que também resultaria em leituras erradas da tensão de AGC. Para verificar essa variação na prática, usa-se uma função no analisador de espectro de retenção máxima (*max hold*) do sinal, que registra na tela os valores máximos para cada valor de frequência, mostrando dessa forma a variação em frequência.

A variação medida foi de aproximadamente  $\pm 3 \text{ kHz}$ . Essa variação em frequência constatada, não pode ser creditada somente ao transmissor do satélite, pois o oscilador do LNB também possui uma especificação de estabilidade, cujo valor para o LNB usado nesse experimento é igual a  $\pm 10 \text{ kHz}$ . De qualquer modo, a variação medida na entrada do receptor, reflete a variação total imposta ao sistema.

A figura 7.8 ilustra o espectro do sinal de imagem padrão DVB-S do Star One C2 para as polarizações horizontais e verticais. Verifica-se que a potência total para as duas frequências de descida é aproximadamente 38 dB maior que a potência do sinal de *beacon*, um valor bem aproximado do que foi previamente calculado, comprovando ainda a necessidade do uso de uma parábola de 4.2 m de diâmetro para a recepção do sinal de

beacon.

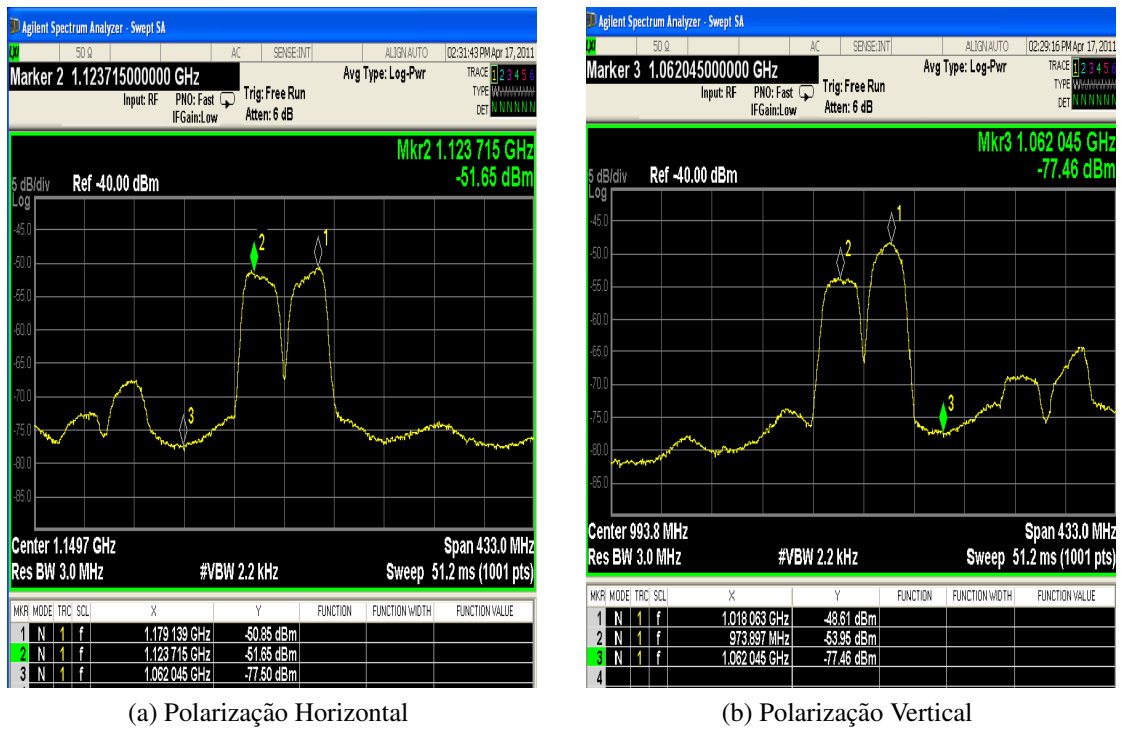


Figura 7.8: Sinal de Recepção do StarOne-C2 nas polarizações horizontal e vertical

### 7.3 Procedimento de verificação da curva filtro rec.

O objetivo dessa verificação, é checar se o formato da curva de resposta do filtro de entrada do receptor, considerando a variação de frequência na sua entrada com sendo de  $\pm 5$  kHz ( ver seção 7.2 ), tem alguma influência na variação na tensão de AGC. Como a atenuação medida no sinal é feita através da tensão de AGC, a magnitude dessa variação pode levar a uma interpretação errada do valor da atenuação.

O procedimento de teste consiste na geração um sinal de RF com varredura centrada na frequência central do receptor enquanto se monitora em tempo real a variação da tensão de AGC, através de um conversor A/D. Dentro da largura de banda do receptor ( $\pm 30$  kHz), idealmente a tensão de AGG deve se manter o mais constante possível. A figura 7.9 ilustra o diagrama de ligação utilizado para a realização dessa verificação.

A saída do gerador sintetizador de frequência foi ligado diretamente à entrada do receptor e teve seus parâmetros principais ajustados do seguinte modo:

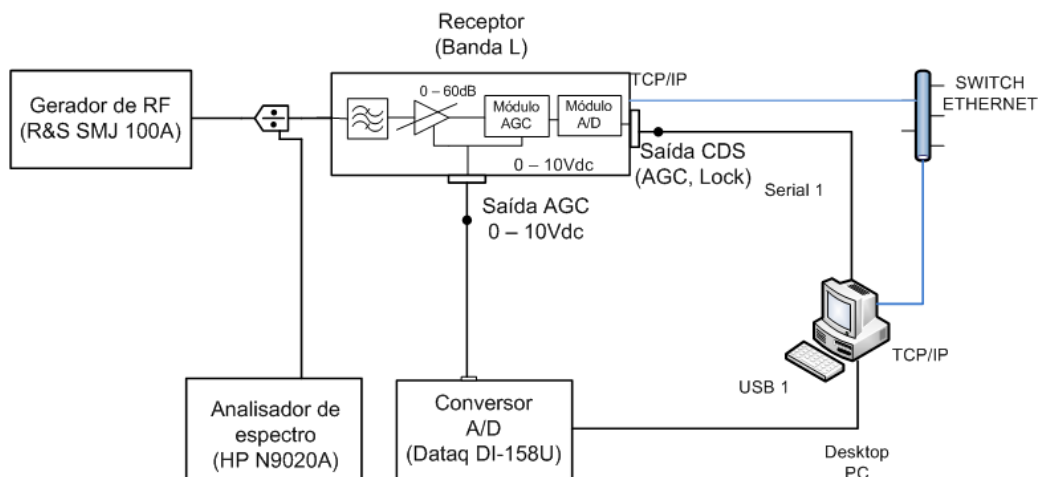


Figura 7.9: Diagrama de ligação equipamentos para testes do filtro de entrada receptor

- Frequência central: 1700.520 MHz
- Nível de potência: - 50 dBm
- Largura varredura: 80 kHz
- Passo em frequência: 100 Hz
- Tempo entre passo: 0.2 seg

O receptor foi configurado para a frequência do *beacon* do satélite StarOne, convertida para FI no valor de 1700.520 MHz e atenuador de entrada igual a 40 dB. Embora o valor nominal dessa frequência seja igual a 1700.500 MHz, medidas precisas do valor que efetivamente chega ao receptor revelou um valor igual a 1700.518360 MHz, aproximadamente 18 kHz fora da nominal. Essa diferença não pode ser creditada totalmente a um possível desvio de frequência do satélite, tendo em vista que se o oscilador local do LNB não for de exatamente 10 GHz, também pode ocasionar essa diferença.

O conversor A/D foi configurado para gravar o sinal na taxa de amostragem de 5 amostra/seg. para permitir a sincronização com a frequência gerada no sintetizador, para fins de edição em planilha eletrônica do valor exato da frequência.

A figura 7.10 ilustra o gráfico com o resultado do teste. Verifica-se que a largura de banda de 3dB do receptor é de aproximadamente 58.5 kHz e a sua resposta apresenta um comportamento disforme entre a frequência central programada no receptor e as bandas inferiores e superiores. O ideal seria a Frequência central estar localizado no valor médio do gráfico e também a curva de resposta apresentar uma simetria para os lados inferiores e superiores à frequência central.

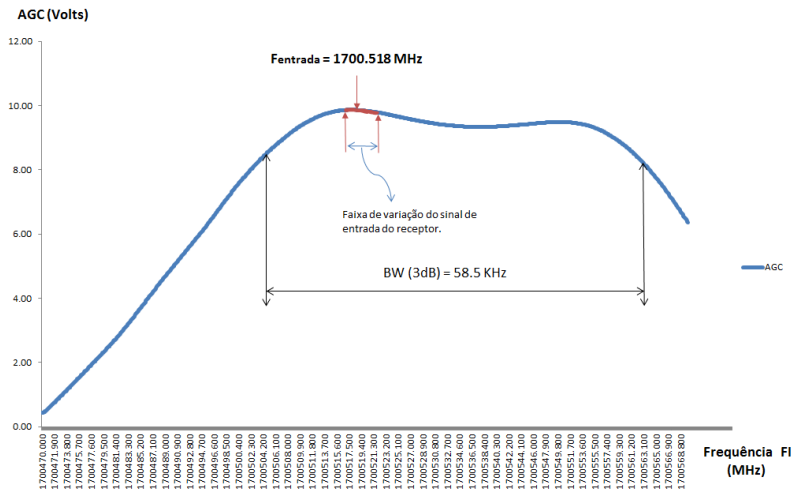


Figura 7.10: Resposta do filtro de entrada do receptor

Considerando a variação em frequência do sinal de  $\pm 5$  kHz, como destacado no gráfico, extrai-se dos dados que essa variação provoca uma oscilação na tensão de AGC de aproximadamente  $\pm 0.06$  Volts, o que corresponde a uma variação em dB igual a 0.12 dB. Esse é o valor dessa contribuição na variação total do sinal da tensão de AGC e consequentemente do nível de entrada monitorado. De qualquer modo, esse valor pode ser considerado pequeno, constatando ter pouca influência na precisão da medida do nível de sinal.

## 7.4 Procedimento de calibração do sensor chuva

Este procedimento tem o objetivo de verificar se o valor medido de taxa de precipitação em mm/h pelo sistema está correto, além de verificar o valor do erro de medida que pode ser esperado. A figura 7.11 mostra o diagrama de montagem usado para esse teste. Para o procedimento utiliza-se uma garrafa com volume em litros calibrada e um dispositivo de controle de fluxo, que mantém o fluxo constante. O volume do líquido da garrafa despejado na abertura do coletor deve ser igual ao valor medido.

Para o dispositivo de medida da precipitação usado nesse experimento, do tipo balde basculante, para cada enchimento do balde e que equivale a uma altura de precipitação de 0.2 mm, é informado um pulso para o módulo interno da estação. Através da quantidade de pulsos e da sua taxa de envio, é possível obter respectivamente a precipitação (em mm) e a sua taxa de precipitação (em mm/h). Portanto temos que a precipitação (R) em função

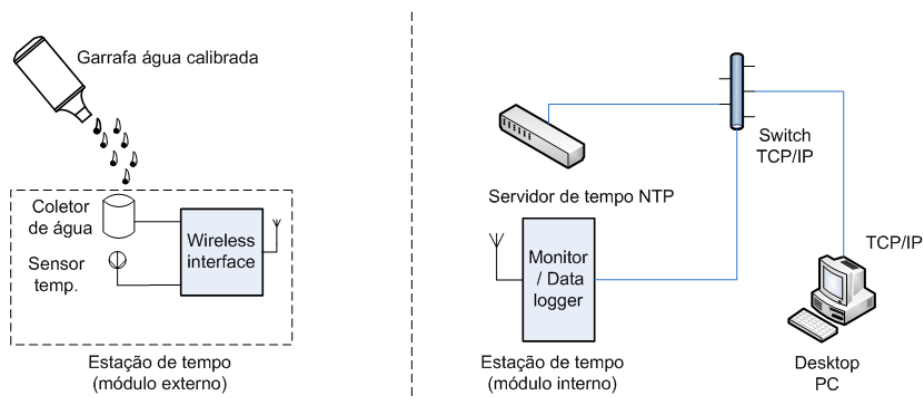


Figura 7.11: Diagrama para calibração sensor de chuva

do número de pulsos pode ser dada por:

$$R_{(mm)} = pulsos \times 0.2 \quad (7.1)$$

Por sua vez, a taxa de precipitação (RR) em função do número de pulsos é definida por:

$$RR_{(mm/h)} = \frac{pulsos \times 720}{T(s)} \quad (7.2)$$

Onde  $T(s)$  é o tempo em segundos, entre o primeiro e o último pulso recebido.

Considerando o coletor utilizado (modelo Davis 6163C) nesse experimento tem uma abertura com área igual a  $214 \text{ cm}^2$ , o cálculo do volume (V) em  $\text{mm}^3$ , em função do número de pulsos, pode ser dado pela seguinte fórmula:

$$V_{(mm^3)} = pulsos \times 0.2mm \times 21400mm^2 = pulsos \times 4280 \quad (7.3)$$

O volume em mililitros (ml) em função do número de pulsos é dado por:

$$V_{(mL)} = pulsos \times 4280 \times 10^{-3} = pulsos \times 4.28 \quad (7.4)$$

Foram realizados cinco testes para verificação do erro percentual, cujos resultados ficaram dentro da especificação inicialmente estipulada para o sistema.

## 7.5 Procedimento de calibração do apontamento angular

O apontamento da antena para um determinado satélite, é feito através do posicionador eletromecânico, usando as coordenadas previamente conhecidas de elevação e azimute.

A referência física para o eixo de elevação ( $0^0$  EL) é relativamente simples de ser encontrada, uma vez que o zero grau de elevação equivale a um plano paralelo ao horizonte, que pode ser obtido através do nivelamento da base de sustentação da parábola, utilizando-se de um nível de bolha profissional. Após o nivelamento físico, entra-se com compensações na leitura do *encoder*, para que seu valor passe a indicar zero grau.

O estabelecimento da referência para o eixo de azimute é um pouco mais complicada. Por definição, o ângulo de referência de azimute ( $0^0$  AZ) está alinhado com o eixo do Norte verdadeiro do local e sofre incrementos positivos na direção do Leste. De modo grosseiro essa referência inicial pode ser obtida através do uso de um GPS com bússola, que possui indicação do Norte verdadeiro. Entretanto esse método não fornece uma precisão adequada para o requisito de apontamento inicialmente estabelecido, que foi definido com sendo de  $0.2^0$ .

Um método prático de encontrar o alinhamento do Norte verdadeiro que resulta numa boa precisão, é através da utilização do Sol. Esse método se baseia em apontar a antena diretamente para o Sol até que a sombra projetada do alimentador fique exatamente no vértice da parábola, indicando o perfeito alinhamento, conforme mostrado na Figura 7.12. Quando essa situação é atingida, compara-se a leitura fornecida pelo *encoder* de AZ com as coordenadas angulares esperada para o Sol naquele instante. A diferença que resulta dessa comparação é inserida como compensação na leitura proveniente do *encoder* até que os valores fiquem coincidentes. Dentre as diversas ferramentas que possibilitam encontrar as coordenadas angulares do Sol em tempo real, utilizou-se nesse procedimento o software *Satellite Antenna Alignment*, cuja versão de avaliação do fabricante já fornece essa informação.

Após uma sequência de 04 procedimentos de calibração foram obtidos os resultados apresentados na tabela 7.1. O erro em AZ ficou por volta de  $0.05^0$  e em EL de aproximadamente  $0.03^0$ .



Figura 7.12: Alinhamento da antena ao Sol calibração de apontamento

Tabela 7.1: Calibração do sensor de posição

Procedimento	Posição Solar (graus)		Encoder (graus)		Erro (graus)	
	Azimute	Elevação	Azimute	Elevação	Azimute	Elevação
1	101.23	65.01	99.1	65.15	2.13	-0.14
2	102.56	66.15	101.5	66.01	1.06	0.14
3	102.78	67.56	102.68	67.45	0.1	0.11
4	102.86	68.15	102.81	68.12	0.05	0.03

## 7.6 Considerações finais do capítulo 7

Apresentou-se nesse capítulo os resultados principais das medidas do sistema de aquisição e processamento durante um período aproximado de 06 meses, que coincidiu com o período da estação chuvosa na região de estudo. Mostrou-se ainda os procedimentos de calibração e seus resultados, necessários para garantir a confiabilidade das medidas registradas.

Percebe-se que o sinal de RF recebido apresenta uma variação periódica diária e uma outra variação de ciclo maior, que está bem correlacionada com as variações de órbita esperadas pelo satélite em questão. Mostrando ainda que essa variação depende muito pouco das variações da temperatura ambiente, como se esperava inicialmente antes dos

resultados medidos.

Medidas da precipitação e atenuação durante a ocorrência de chuva mostraram em certos casos uma falta de correlação entre essas duas grandezas. Isso sugere a existência de chuvas no percurso do sinal, sem a mesma ser captada pelo sensor de precipitação. Durante o período de medidas, foram registradas valores de atenuação de no máximo 15 dB e taxas de precipitação máxima por volta de 200 mm/h, valor este bastante elevado, mas dentro do esperado para a região.

Medidas de verificação do subsistema de RF, através da visualização do espectro recebido do sinal de Beacon e do sinal do segmento de usuário DVB-S do satélite StarOne C2, mostram que a variação em frequência do sinal de RF recebido é de aproximadamente  $\pm 3$  KHz, estando ainda o sinal de beacon cerca de 38 dB abaixo do sinal DVB-S, o qual é direcionado aos usuários de TV.



## 8 CONCLUSÃO

Nesta dissertação foram apresentados o projeto, a montagem e a operacionalização de um sistema de medição da atenuação aliada à taxa de precipitação instantânea.

Durante o estudo observou-se que o modelo proposto da estação com seus componentes atendem e são necessários para a efetiva medição da atenuação do sinal. A capacidade de medição da atenuação (margem) é da ordem de 27 dB com erro de medida menor que 1 dB. O erro máximo encontrado na datação dos eventos foi de 300 ms, ficando abaixo da especificação estipulada no estudo.

A operação do sistema se mostrou estável, com poucas falhas no período inicial, que após sanadas passou a operar ininterruptamente durante o período de coleta de dados (06 meses). Nesse período, a atenuação máxima observada foi por volta de 15 dB e a taxa de precipitação máxima registrada por volta de 180 mm/h.

A estratégia de usar como referência para o cálculo da atenuação os valores de níveis de sinal medidos nos dias anteriores e posteriores ao evento, mostrou-se essencial para se obter um erro menor que 1 dB, visto que a variação média do sinal recebido após alguns dias e sem chuva pode chegar a atingir cerca de 3 dB.

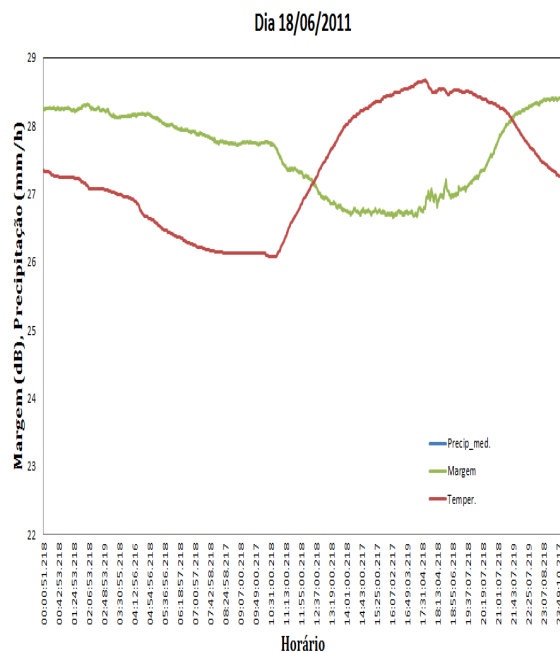
Acredita-se que a estação, devido aos ajustes realizados durante o estudo, atenderá ao objetivo proposto de coleta de dados de longo prazo, visando a construção de um banco de dados que possa servir para estudos futuros, que permita analisar os dados obtidos à luz dos modelos teóricos utilizados.

No posicionamento de antenas, esta dissertação ofereceu a oportunidade de estudar e implementar diversas ferramentas de computação na implementação de algoritmos de propagação de órbitas.

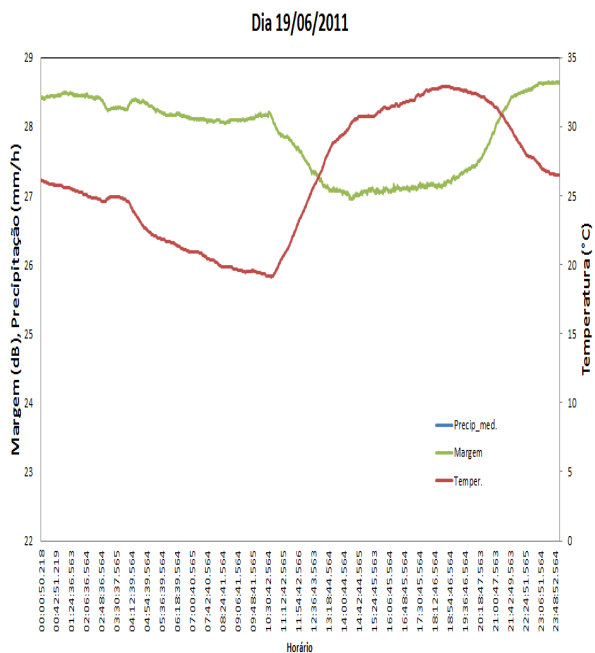
Finalmente, sugere-se no desenvolvimento de trabalhos futuros nessa mesma linha de pesquisa, os itens que se seguem:

- Tendo em vista a ocorrência de valores significativos de atenuação medidos sem o correspondente registro de ocorrência de chuva, a instalação de um outro sensor na direção do azimute de apontamento da antena, aumentaria a análise de correlação entre esses dois parâmetros. Esse efeito se deve a ocorrência de células de chuva no trajeto do sinal de diâmetro pequeno, porém de grande intensidade, que ocorre nessa região de estudo.
- Vários programas foram desenvolvidos em separado durante o projeto, como o programa de aquisição desenvolvido em Dhelphi e os módulos de aquisição e de pós-processamento desenvolvido em Matlab. Uma melhoria em um outro trabalho seria a integração e o encapsulamento desses programas em uma interface operacional única e mais amigável.
- Uma melhoria no erro de atenuação medido pode ser conseguido através da implementação de um programa de auto rastreamento no posicionador da antena. As variações angulares do satélite são aprendidas pelo sistema que depois passa a comandar a antena e acompanhar essas variações. O procedimento consiste em registrar em intervalos regulares os valores de apontamento quando ocorre o máximo nível de tensão de AGC nos receptores e conseqüentemente a máxima recepção de sinal. Os apontamentos registrados associados ao tempo são anotados em um arquivo, que depois são usados pelo sistema de controle para o apontamento da antena. Esse tipo de modo de apontamento é conhecido como *step track*, sendo muito utilizado em sistemas de recepção que usa antenas grandes e com largura de feixe pequeno.

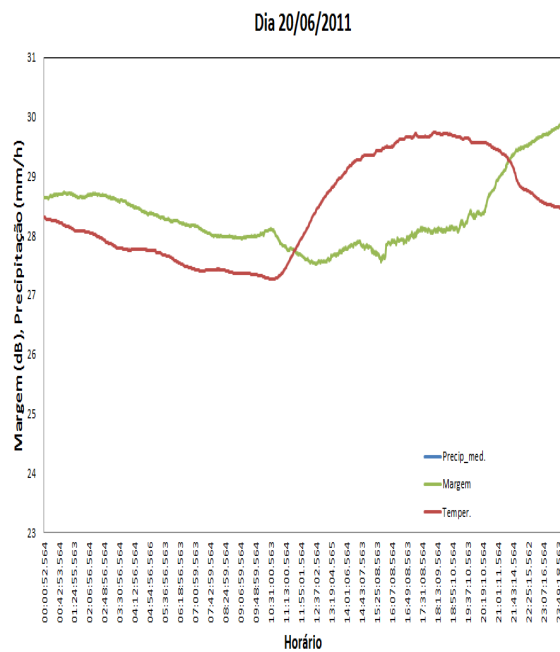
**APÊNDICE A - SEQUÊNCIA DIÁRIA DE  
GRÁFICOS DA MARGEM E  
TEMPERATURA**



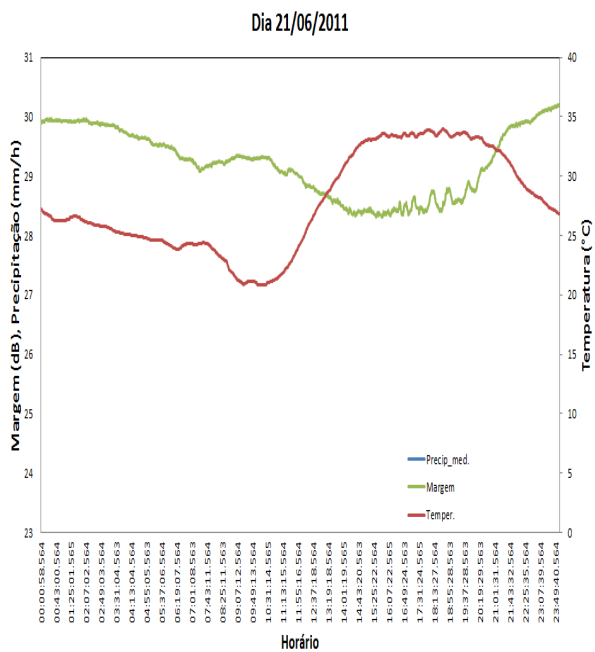
(a) Variação Margem e Temperatura



(b) Variação Margem e Temperatura

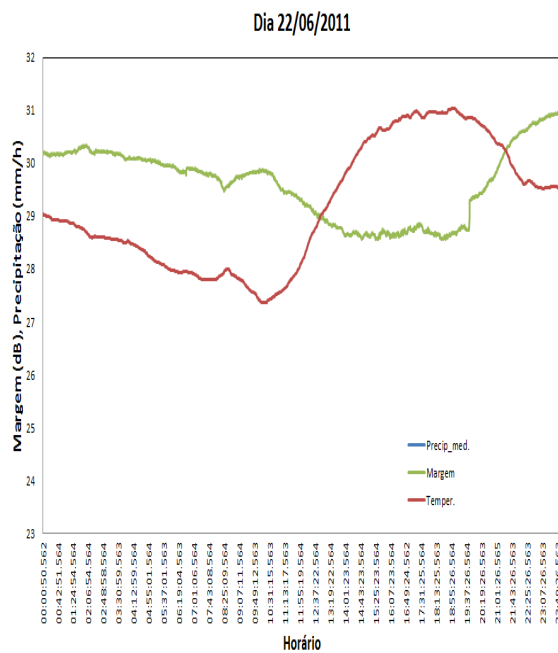


(c) Variação Margem e Temperatura

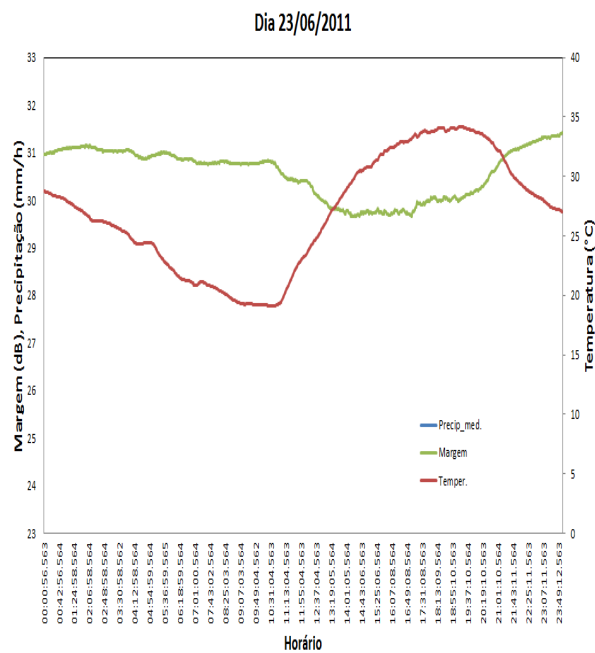


(d) Variação Margem e Temperatura

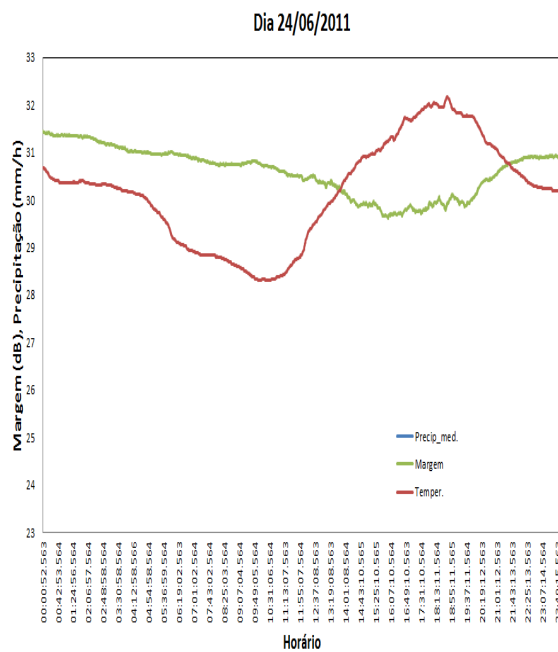
Figura A.1: Gráficos ilustrando a variação diária entre a Margem e temperatura entre 18/06 a 21/06/2011



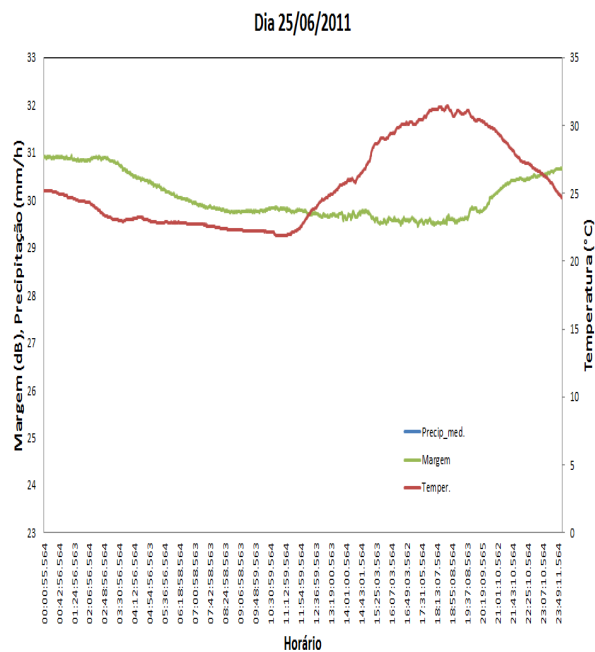
(a) Variação Margem e Temperatura



(b) Variação Margem e Temperatura



(c) Variação Margem e Temperatura



(d) Variação Margem e Temperatura

Figura A.2: Gráficos ilustrando a variação diária entre a Margem e temperatura entre 22/06 a 25/06/2011

# APÊNDICE B - PROGRAMA EM MATLAB PARA A PROPAGAÇÃO DE ÓRBITA

```
% Universidade Federal de Uberlândia - Pós Graduação em Engenharia elétrica
% Elaborado por: Glauber Paz Miranda utilizando funções e parte do
% programa principal originalmente criadas por:
% Jeff Beck (beckja@alumni.lehigh.edu)

%Programa secundário do projeto de medição da atenuação devido a
%chuva
%Realiza o cálculo das coordenadas ECI propagadas do satélite e das
%coordenadas ENU da estação terrena, a partir do TLE e coordenadas da
%estação.

%Funções externas: várias (listar!)
%Entradas: 1 - Arquivo TLE do satélite
%           2 - Coordenadas geográficas da estação (WGS-84)
%           3 - Período inicial e final requerido para propagação
%           4 - Intervalo do dado propagado

global tumin mu radiusearthkm xke j2 j3 j4 j3oj2

global opsmode

% // ----- implementation -----

% add operation smode for afspsc (a) or improved (i)
opsmode= input('input opsmode afspsc a, improved i ','s');

% //typerun = 'c' compare 1 year of full satcat data
% //typerun = 'v' verification run, requires modified elm file with
% //typerun = 'm' manual operation- either mfe, epoch, or dayof yr
% // start stop and Δ times
typerun = input('input type of run c, v, m: ','s');
if (typerun == 'm')
    typeinput = input('input mfe, epoch (YMDHMS), or dayofyr approach, m,e,d: ','s');
else
    typeinput = 'e';
end;

whichconst = input('input constants 721, 72, 84 ');
rad = 180.0 / pi;

% //-----Alterado por Glauber-----
% Permite entrar com as coordenadas de uma estação terrena: Long(graus), Lat(graus), Alt(metros)
```

```

A=input('Entre com as coordenadas da estação [lat long alt] , ou digite [Enter] para A=[303.93024 -15.55 ...
      235.65]:');
if isempty(A)
    %A=[40 285 235]
    A=[303.93024 -15.5550080004098 235.655869885348];
else
    A;
end

spgd(1) = A(1)* pi/180; %transforma a longitude em radianos; armazena no vetor spgd
spgd(2) = A(2)* pi/180; %transforma a latitude em radianos; armazena no vetor spgd
spgd(3) = A(3); %armazena altura da ET no vetor spgd

lon = spgd(1);
lat = spgd(2);
alt = spgd(3);

[ECEF] = sph_geodetic_to_geocentric(spgd); % encontra as coordenadas ECEF da ET.
ECEF = ECEF / 1000; % Transforma as coordenadas para Km.

halfpi = pi*0.5;
small = 0.00000001;

%-----

% // ----- setup files for operation -----
% // input 2-line element set file
infilename = input('input elset filename: ','s');
infile = fopen(infilename, 'r');
if (infile == -1)
    fprintf(1,'Failed to open file: %s\n', infilename);
    return;
end

if (typerun == 'c')
    outfile = fopen('tmatall.out', 'wt');
else
    if (typerun == 'v')
        outfile = fopen('tmatver.out', 'wt');
    else
        outfile = fopen('tmat.out', 'wt');
    end
end

outfile1 = fopen('ECI.out', 'wt');
outfile2 = fopen('AZEL.out', 'wt');

global idebug dbgfile

% // ----- test simple propagation -----
while (~feof(infile))
    longstr1 = fgets(infile, 130);
    while ( (longstr1(1) == '#') && (feof(infile) == 0) )
        longstr1 = fgets(infile, 130);
    end

    if (feof(infile) == 0)

        longstr2 = fgets(infile, 130);

    if idebug
        catno = strtrim(longstr1(3:7));
        dbgfile = fopen(strcat('sgp4test.dbg.',catno), 'wt');
        fprintf(dbgfile,'this is the debug output\n\n' );
    end
end

```

```

%           // convert the char string to sgp4 elements
%           // includes initialization of sgp4
[satrec, startmfe, stopmfe,  $\Delta$ min] = twoline2rv( whichconst, ...
            longstr1, longstr2, typerun, typeinput);

fprintf(outfile, '%d xx\n', satrec.satnum);
fprintf(1, '%d\n', satrec.satnum);

%           // call the propagator to get the initial state vector value
[satrec, ro ,vo] = sgp4 (satrec, 0.0);

fprintf(outfile, ' %16.8f %16.8f %16.8f %16.8f %12.9f %12.9f %12.9f \n',...
            satrec.t,ro(1),ro(2),ro(3),vo(1),vo(2),vo(3));
%           fprintf(1, ' %16.8f %16.8f %16.8f %16.8f %12.9f %12.9f %12.9f\n',...
%           satrec.t,ro(1),ro(2),ro(3),vo(1),vo(2),vo(3));

tsince = startmfe;

%           // check so the first value isn't written twice
if ( abs(tsince) > 1.0e-8 )
    tsince = tsince -  $\Delta$ min;
end

%           // loop to perform the propagation
while ((tsince < stopmfe) && (satrec.error == 0))

    tsince = tsince +  $\Delta$ min;

    if(tsince > stopmfe)
        tsince = stopmfe;
    end

    [satrec, ro, vo] = sgp4 (satrec, tsince);

    if (satrec.error > 0)
        fprintf(1,'# *** error: t:= %f *** code = %3i\n', tsince, satrec.error);
    end

    if (satrec.error == 0)
        if ((typerun  $\neq$  'v') && (typerun  $\neq$  'c'))
            jd = satrec.jdsatepoch + tsince/1440.0;
            [year,mon,day,hr,minute,sec] = invjday ( jd );

%% //-----Alterado por Glauber em dezembro/2012-----
%% *****inserido comandos para calculo de AZ e EL ...
%% *****

gwstm = JD2GMST(jd); % retorna o tempo sideral médio de Greenwich em graus.
tesig = (gwstm * pi/180) + lon; % converte tempo sideral médio para radianos e encontra o tempo sideral do local
ECI = ECEF*rotmaz(-gwstm * pi/180)'; % Encontra as coordenadas da estação em ECI para o tempo sideral do momento.

spgd2(1) = tesig;
spgd2(2) = lat;
spgd2(3) = alt;

rangev = ro - ECI;
dist = mag(rangev);

[tempvec]= rot3( rangev, tesig );
[ENU]= rot2( tempvec, (halfpi-lat));

%%** calcula o ângulo de elevação e azimute **%%

magENU = mag(ENU);

```



```

e1= asin( ENU(3) / magENU )+180/pi ; %Elevação

az= atan2( ENU(2), -ENU(1))+180/pi; % Azimute
if az < 0;
az = 360 + az;
end;

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

%
%           fprintf(outfile,...
%           ' %16.8f %16.8f %16.8f %16.8f %12.9f %12.9f %12.9f %5i%3i%3i %2i:%2i:%9.6f ...
%16.8f%16.8f%16.8f%12.9f%12.9f%12.9f \n',...
%           tsince,ro(1),ro(2),ro(3),vo(1),vo(2),vo(3),year,mon,day,hr,minute,sec );
%
%           fprintf(outfile, ' %16.8f %16.8f %16.8f %16.8f %12.9f %12.9f %12.9f %5i%3i%3i ...
%2i:%2i:%9.6f %16.8f%16.8f%16.8f%12.9f%12.9f%12.9f \n',...
%           tsince,ro(1),ro(2),ro(3),vo(1),vo(2),vo(3),year,mon,day,hr,minute,sec );
%
%           fprintf(outfile, ' %16.8f %16.8f %16.8f %16.8f %12.9f %12.9f %12.9f %5i%3i%3i %2i:%2i:%9.6f ...
%           \n',...
%           tsince,ro(1),ro(2),ro(3),vo(1),vo(2),vo(3),year,mon,day,hr,minute,sec );
%
%           fprintf(outfile1, ' %16.8f %16.8f %16.8f %16.8f %12.9f %12.9f %12.9f %5i%3i%3i ...
%           %2i:%2i:%9.6f \n',...
%           tsince,ro(1),ro(2),ro(3),ECI(1),ECI(2),ECI(3),year,mon,day,hr,minute,sec );
%
%           fprintf(outfile2, ' %12.9f %12.9f %5i%3i%3i %2i:%2i:%9.6f \n',...
%           e1,az,year,mon,day,hr,minute,sec );
%
else
fprintf(outfile, ' %16.8f %16.8f %16.8f %16.8f %12.9f %12.9f %12.9f \n',...
tsince,ro(1),ro(2),ro(3),vo(1),vo(2),vo(3));
fprintf(1, ' %16.8f %16.8f %16.8f %16.8f %12.9f %12.9f %12.9f \n',...
tsince,ro(1),ro(2),ro(3),vo(1),vo(2),vo(3));
%
%
[p,a,ecc,incl,node,argp,nu,m,arglat,truelon,lonper ] = rv2coe (ro,vo,mu);

fprintf(outfile, ' %14.6f %8.6f %10.5f %10.5f %10.5f %10.5f \n',...
a, ecc, incl*rad, node*rad, argp*rad, nu*rad, m*rad);
end
end %// if satrec.error == 0

end %// while propagating the orbit

if (idebug && (dbgfile ≠ -1))
fclose(dbgfile);
end

end %// if not eof

end %// while through the input file

fclose(infile);
fclose(outfile);

```

# APÊNDICE C - PROGRAMA PARA O PÓS-PROCESSAMENTO DAS MEDIDAS

```
%Universidade Federal de Uberlândia - Pós Graduação em Engenharia elétrica
%Elaborado por: Glauber Paz Miranda
%Programa secundário do projeto de medição da atenuação devido a
%chuva
%Realiza o pós processamento das medidas extraindo o valor da atenuação em
%(dB)
%Funções externas: nenhuma
%Entradas: 1 - Arquivo diário para análise proveniente do sistema coletor
%           2 - Arquivo do dia anterior
%           3 - Arquivo do dia posterior

clc;
clear;
oldfolder = cd( 'C:\Users\Glauber-MAC\Documents\Mestrado\dados brutos\beacon_new');
infilename = input('\nEntre com o nome do arquivo de dados coletados: ','s');

infilename1 = input('\nEntre com o nome do arquivo dia anterior: ','s');
infilename2 = input('\nEntre com o nome do arquivo dia posterior: ','s');

#####troca virgula por ponto arquivo principal###
arquivo = memmapfile( infilename, 'writable', true );
virgula = uint8(',');
ponto = uint8('.');
arquivo.Data( transpose( arquivo.Data==virgula ) ) = ponto;
delete(arquivo)
#####

#####trocar virgula por ponto arquivo 1#####
arquivo1 = memmapfile( infilename1, 'writable', true );
virgula = uint8(',');
ponto = uint8('.');
arquivo1.Data( transpose( arquivo1.Data==virgula ) ) = ponto;
delete(arquivo1)
#####

#####trocar virgula por ponto arquivo 2#####
arquivo2 = memmapfile( infilename2, 'writable', true );
virgula = uint8(',');
ponto = uint8('.');
arquivo2.Data( transpose( arquivo2.Data==virgula ) ) = ponto;
delete(arquivo2)
#####
```

```

infile = fopen(infilename, 'r');
if (infile == -1)
    fprintf(1, 'Falha ao abrir arquivo: %s\n', infilename);
    return;
end

infile1 = fopen(infilename1, 'r');
if (infile1 == -1)
    fprintf(1, 'Falha ao abrir arquivo: %s\n', infilename1);
    return;
end

infile2 = fopen(infilename2, 'r');
if (infile2 == -1)
    fprintf(1, 'Falha ao abrir arquivo: %s\n', infilename2);
    return;
end

C = textscan(infile, ' %s %s %f32 %f32 %d %f32 %f32 %f32 %f32', 'headerLines', 4);
fclose(infile);

C1 = textscan(infile1, ' %s %s %f32 %f32 %d %f32 %f32 %f32 %f32', 'headerLines', 4);
fclose(infile1);

C2 = textscan(infile2, ' %s %s %f32 %f32 %d %f32 %f32 %f32 %f32', 'headerLines', 4);
fclose(infile2);

[pathstr, name, ext] = fileparts(infilename);
ext = '_aten.out';
saida = strcat (name, ext);

outfile = fopen(saida, 'wt');

data = C{1};
tempo = C{2};
freq = C{3};
aten = C{4};
lock = C{5};
agc = C{6};
rain = C{7};
rainrate = C{8};
temp = C{9};

data1 = C1{1};
tempo1 = C1{2};
freq1 = C1{3};
aten1 = C1{4};
lock1 = C1{5};
agc1 = C1{6};
rain1 = C1{7};
rainrate1 = C1{8};
temp1 = C1{9};

data2 = C2{1};
tempo2 = C2{2};
freq2 = C2{3};
aten2 = C2{4};
lock2 = C2{5};
agc2 = C2{6};
rain2 = C2{7};
rainrate2 = C2{8};
temp2 = C2{9};

s1 = 'Data';
s2 = 'Tempo';
s3 = 'AGC';

```

```

s4 = 'Precip_med.';
s5 = 'Temper.';
s6 = 'Prec_calc.';
s7 = 'Beacon_freq';
s8 = 'lock';
s9 = 'Atenuação';

fprintf(outfile, ' %8s %15s %16s %12s %5s %14s %8s %9s \n',s1, s2, s7, s6, s3, s4, s5, s9 );

osc=input ('Entre com a frequência Oscilador local do LNB em GHz (banda Ku):');
if isempty(osc)
    osc=10;
end
while (osc < 9) & (osc > 12)
    disp 'opção inválida'
    osc=input ('Entre com o Oscilador local do LNB em GHz:');
    if isempty(osc)
        osc=10;
    end
end

n = 1;
m = 60;
u = 1;
while m ≤ size(agc,1) && m ≤ size(agc1,1) && m ≤ size(agc2,1);
    j = 0;
    for i=n:m;
        j = j+1;
        x(j) = agc(i);
        y(j) = temp(i);

        x1(j) = agc1(i);
        y1(j) = temp1(i);

        x2(j) = agc2(i);
        y2(j) = temp2(i);
    end;

    agcp = sum(x)/size(x,2);
    temp = sum(y)/size(y,2);

    agcp1 = sum(x1)/size(x1,2);
    temp1 = sum(y1)/size(y1,2);

    agcp2 = sum(x2)/size(x2,2);
    temp2 = sum(y2)/size(y2,2);

    agcM(u) = agcp;
    tempM(u) = temp;
    rainrateM(u) = rainrate(m);
    dataM(u) = data(m);
    tempoM(u) = tempo(m);
    freqM(u) = freq(m);
    rainM(u) = (rain(m) - rain(n))*60;
    atenM(u) = aten(m);

    agcM1(u) = agcp1;
    tempM1(u) = temp1;
    atenM1(u) = aten1(m);

    agcM2(u) = agcp2;
    tempM2(u) = temp2;
    atenM2(u) = aten2(m);
end

```

```

n = n+60;
m = m+60;

rainratep = rainrateM(u);
tempop = char(tempoM(u));
datap = char(dataM(u));
rainp = rainM(u);
freqp = freqM(u) + (osc*1000);
atenp = atenM(u);
margemp = (agcp*2) + atenp;

atenp1 = atenM1(u);
margemp1 = (agcp1*2) + atenp1;

atenp2 = atenM2(u);
margemp2 = (agcp2*2) + atenp2;

Atent = margemp - ((margemp1 + margemp2)/2); % cálculo da atenuação final

u = u + 1;
fprintf(outfile, ' %12s %15s %9.2f %10.2f %10.2f %10.2f %10.2f %8.2f \n', datap, tempop, freqp, rainp, ...
          agcp, rainratep, temp, Atent );
end
cd(oldfolder);
% dataM = dataM'
% tempoM = tempoM'
% agcM = agcM'
% tempM = tempM'
% rainrateM = rainrateM'

fclose(outfile);
fprintf(1, '\nArquivos gerados...\n')
% plot (tempM, agcM);
% ylabel ('Atenuação');
% xlabel ('tempo');

```

## REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] CRANE, R. K. Prediction of attenuation by rain. *IEEE Transaction on Communications*, v. 9, p. 1717–1733, September 1980.
- [2] MILLER, P. Ka band - the future of satellite communication? *TELE-satellite & Broadband*, v. 1, 2007.
- [3] OJO, J.; AJEWOLE, M. O.; SARKAR, S. K. Rain rate and rain attenuation prediction for satellite communication in ku and ka bands over nigeria. *Progress In Eletromagnetics Research*, v. 5, p. 207–223, March 2008.
- [4] ITU-R. *Rec. ITU-R P.837-5. Characteristics of precipitation for propagation modeling*. International Telecommunication Union - ITU, agosto 2007. [Online; acessado em 22-dezembro-2011]. Disponível em: <[http://www.itu.int/dms\\_pubrec/itu-r/rec/p/R-REC-P.837-5-200708-I!!PDF-E.pdf](http://www.itu.int/dms_pubrec/itu-r/rec/p/R-REC-P.837-5-200708-I!!PDF-E.pdf)>.
- [5] IPPOLITO, L. J. *Satellite Communications Systems Engineering: Atmospheric Effects, Satellite Link Design and System Performance*. first. Washington, DC: Wiley, 2008. ISBN 978-0-470-72527-6.
- [6] KADISH, J. E.; EAST, T. W. R. *Satellite Communications Fundamentals*. first. Norwood, MA: Artech House, 2000. ISBN 1-58053-136-9.
- [7] FLAINVILLE, M. C. Q. de. *Análise da Dinâmica da Atenuação por chuvas em Regiões tropicais*. Dissertação (Mestrado) — Pontifícia Universidade Católica do Rio de Janeiro, 2008.
- [8] ITU-R. *Rec. itu-r p.618-10. propagation data and prediction methods required for the design of earth-space telecommunication systems*. International Telecommunication Union - ITU, outubro 2009. [Online; acessado em 22-dezembro-2011]. Disponível em: <[http://www.itu.int/dms\\_pubrec/itu-r/rec/p/R-REC-P.618-10-200910-I!!PDF-E.pdf](http://www.itu.int/dms_pubrec/itu-r/rec/p/R-REC-P.618-10-200910-I!!PDF-E.pdf)>.
- [9] ITU-R. *Rec. itu-r p.1511-01. topography for earth-to-space propagation modelling*. International Telecommunication Union - ITU, janeiro 2001. [Online; acessado em 22-dezembro-2011]. Disponível em: <[http://www.itu.int/dms\\_pubrec/itu-r/rec/p/R-REC-P.1511-0-200102-I!!PDF-E.pdf](http://www.itu.int/dms_pubrec/itu-r/rec/p/R-REC-P.1511-0-200102-I!!PDF-E.pdf)>.
- [10] ITU-R. *Rec. itu-r p.839-3. rain height model for prediction methods*. International Telecommunication Union - ITU, janeiro 2001. [Online; acessado em 23-dezembro-2011]. Disponível em: <[http://www.itu.int/dms\\_pubrec/itu-r/rec/p/R-REC-P.839-3-200102-I!!PDF-E.pdf](http://www.itu.int/dms_pubrec/itu-r/rec/p/R-REC-P.839-3-200102-I!!PDF-E.pdf)>.

- [11] ITU-R. Rec. itu-r p.837-6. characteristics of precipitation for propagation modeling. International Telecommunication Union - ITU, fevereiro 2012. [Online; acessado em 23-dezembro-2011]. Disponível em: <[http://www.itu.int/dms\\_pubrec/itu-r/rec/p/R-REC-P.837-6-201202-I!!PDF-E.pdf](http://www.itu.int/dms_pubrec/itu-r/rec/p/R-REC-P.837-6-201202-I!!PDF-E.pdf)>.
- [12] ARRUDA, B. A. de. *Estudo comparativo das técnicas para cálculo de atenuação devido à chuva*. Dissertação (Mestrado) — Universidade Federal de Uberlândia - UFU, setembro 2008.
- [13] ITU-R. Rec. itu-r p.838-3. specific attenuation model for rain for use in prediction methods. International Telecommunication Union - ITU, fevereiro 2005. [Online; acessado em 23-dezembro-2011]. Disponível em: <[http://www.itu.int/dms\\_pubrec/itu-r/rec/p/R-REC-P.838-3-200503-I!!PDF-E.pdf](http://www.itu.int/dms_pubrec/itu-r/rec/p/R-REC-P.838-3-200503-I!!PDF-E.pdf)>.
- [14] STARONE. *Características do satélite StarOne C2 para projeto técnico de redes de comunicações digitais em banda Ku*. Julho 2008. Na internet. [Online; acessado em 22-julho-2011]. Disponível em: <[http://www.starone.com.br/internas/biblioteca/pdf/CTS-SISCOM-ENGSIS-08003-00\\_C2\\_Banda\\_Ku.pdf](http://www.starone.com.br/internas/biblioteca/pdf/CTS-SISCOM-ENGSIS-08003-00_C2_Banda_Ku.pdf)>.
- [15] ANATEL. *Plano de atribuição, destinação e distribuição de faixas de frequências no Brasil*. Abril 2011. Na internet. [Online; acessado em 22-setembro-2011]. Disponível em: <<http://www.anatel.gov.br/Portal/verificaDocumentos/documento.asp?numeroPublicacao=268570&pub=original&filtro=1&documentoPath=268570.pdf>>.
- [16] KOLAWOLE, M. O. *Satellite Communication Engineering*. First. 270 Madison Avenue, New York 10016: Marcel Dekker, INC, 2002. ISBN 0-8247-0777-X.
- [17] SCIENTIST, U. U. of C. *UCS Satellite Databases*. September 2011. Na internet. Disponível em: <[http://www.ucsusa.org/nuclear\\_weapons\\_and\\_global\\_security/space\\_weapons/technical\\_issues/ucs-satellite-database.html](http://www.ucsusa.org/nuclear_weapons_and_global_security/space_weapons/technical_issues/ucs-satellite-database.html)>.
- [18] ANATEL. *Relação de satélites autorizados a operar no Brasil*. Abril 2011. Na internet. [Online; acessado em 22-dezembro-2011]. Disponível em: <<http://www.anatel.gov.br/Portal/verificaDocumentos/documentoVersionado.asp?numeroPublicacao=262684&documentoPath=262684.pdf&Pub=&URL=/Portal/verificaDocumentos/documento.asp>>.
- [19] CURTIS, H. D. *Orbital Mechanics for Engineering Students*. Second. Burlington, MA: Elsevier, 2010. ISBN 978-0-12-374778-5.
- [20] KUGA, H. K.; RAO, K. R.; CARRARA, V. *Introdução a Mecânica Orbital*. 2008. [Online; acessado em 15-maio-2011]. Disponível em: <[http://www2.dem.inpe.br/val/cursos\\_inpe/apostilas/Ada032.pdf](http://www2.dem.inpe.br/val/cursos_inpe/apostilas/Ada032.pdf)>.
- [21] CAPDEROU, M. *Satellites - Orbit and Missions*. first. France: Springer, 2005. ISBN 2-287-21317-1.

- [22] RODDY, D. *Satellite Communications*. fourth. [S.l.]: McGraw-Hill, 2006. ISBN 978-0-07-146298-3.
- [23] VALLADO, D. A. *Fundamentals of Astrodynamics and Applications*. Third. 401 Coral Circle, El Segundo, CA 90245 USA: Microcosm Press and Kluwer Academic Publishers, 2010. ISBN 1-881883-12-4.
- [24] KELSO, T. *Orbit Propagation Propagation - Part II*. Março 1995. Na internet. [Online; acessado em 22-julho-2011]. Disponível em: <<http://celestrak.com/columns/v01n04/>>.
- [25] ANTUNES, C. *Levantamentos topográficos - Apontamentos de topografia*. Maio 1995. Na internet. [Online; acessado em 22-dezembro-2011]. Disponível em: <<http://br.monografias.com/trabalhos914/levantamentos-topograficos-apontamentos/levantamentos-topograficos-apontamentos.pdf>>.
- [26] USA, D. M. A. *Datums, Ellipsoides, Grids, and Grid reference Systems*. 8613 Lee Highway, Fairfax-Virginia, Setembro 1990. [Online; acessado em 18-novembro-2011]. Disponível em: <[https://www1.nga.mil/ProductsServices/GeodesyandGeophysics/WorldGeodeticSystem/Documents/8358\\_1a.pdf](https://www1.nga.mil/ProductsServices/GeodesyandGeophysics/WorldGeodeticSystem/Documents/8358_1a.pdf)>.
- [27] VALLADO, D. A. et al. Revisiting spacetrack report 3. *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, p. 86, 2006. [Online; acessado em 18-julho-2011]. Disponível em: <<http://trs-new.jpl.nasa.gov/dspace/bitstream/2014/32359/1/94-0091.pdf>>.
- [28] SEIDELMANN, P.; OFFICE, U. S. N. O. N. A. *Explanatory Supplement to the Astronomical Almanac*. University Science Books, 2005. ISBN 9781891389450. Disponível em: <<http://books.google.com.br/books?id=uJ4JhGJANb4C>>.
- [29] HOOTS, F. R.; ROEHRICH, R. L.; KELSO, T. Spacetrack report 3 - models for propagation of norad elements set - compiled version. *North American Aeospace Defense Command - NORAD*, p. 87, 1980. [Online; acessado em 18-julho-2011]. Disponível em: <<http://www.amsat.org/amsat/ftp/docs/spacetrk.pdf>>.
- [30] SOOP, E. M. Introduction do geostationary orbits. *ESA - european space agency*, v. 1, 1983.
- [31] ARMELLINI, F. *Projeto e implementação do controle de posição de uma antena de radar meteorológico através de servomecanismos*. Dissertação (Mestrado) — Escola Politécnica da Universidade de São Paulo, 2006.
- [32] FITZGERALD, C. K. J. A. E.; UMANS, S. D. *Máquinas Elétricas com introdução à eletrônica de potência*. 6. ed. Porto Alegre: Bookman Companhia Ed, 2006. ISBN 8560031049.
- [33] WEG. *Motores de indução alimentados por inversores de frequência*. Jaraguá do Sul - SC, novembro 2009.



- [34] MASCHERONI, M. L. e. D. G. J. M. *Guia de Aplicação de Inversores de Frequência*. [S.l.].
- [35] YAMAGUTI, W. *A User S Band Data Collection Receiving Station for the Brazilian Environmental Data Collection System*. [S.l.], Setembro 2004.
- [36] VIASAT. *A comparison of tracking pedetal geometries*. [S.l.], abril 2005.
- [37] ATLANTA, S. Elevation-over-azimuth tracking limitations. *Eletro-Products Business Division*, v. 1, September 1980.
- [38] GAWRONSKI, W.; MELLSTROM, J. A. Field verification of the wind tunnel coefficients. *TDA Progress Report 42-119*, p. 11, Novembro 1994.
- [39] JPL. *Antenna Structure Fundamentals*. 1994. [Online; acessado em 15-maio-2011]. Disponível em: <<http://trs-new.jpl.nasa.gov/dspace/bitstream/2014/32359/1/94-0091.pdf>>.
- [40] LEMOS, J. H. V.; PALEROSI, A. C.; ARAKAKI, F. K. Modelamento e análise estrutural de uma antena com refletor parabólico para o sistema brasileiro de coleta de dados ambientais. p. 14, 2009.
- [41] VOLAKIS, J. L. *Antenna Engineering Handbook*. fourth. Two Penn Plaza, NY 10121-2298: McGraw-Hill Companies, 2007. ISBN 978-0-07-147574-7.
- [42] MAEKAWA, Y. et al. Effects of tropical rainfall to the ku-band satellite communications links at the equatorial atmosphere radar observatory. *Journal of the Meteorological Society of Japan*, v. 84A, p. 211–226, March 2006.
- [43] MANDEEP, J. S. Equatorial rainfall measurement on ku-band satellite communication downlink. *Progress In Eletromagnetics Research*, p. 195–200, 2007.
- [44] CALLEGARI-JACQUES, S. M. *Bioestatística Princípios e Aplicações*. Primeira. Av. Jerônimo de Ornelas, 670, Santana, Porto Alegre-RS: Editora Artmed, 2003. ISBN 978-85-363-0092-4.