

Dissertação de Mestrado

Inatel

Instituto Nacional de Telecomunicações

**SISTEMAS ESPACIAIS DE
NAVEGAÇÃO E O IMPACTO DO
EFEITO DOPPLER NO “GEOLOCAL”**

MARCELO CESARINO CHAHUD SABSUD

DEZEMBRO/ 2008

INSTITUTO NACIONAL DE TELECOMUNICAÇÕES – INATEL

MESTRADO EM TELECOMUNICAÇÕES

**SISTEMAS ESPACIAIS DE NAVEGAÇÃO E O IMPACTO DO EFEITO
DOPPLER NO “GEOLOCAL”**

MARCELO CESARINO CHAHUD SABSUD

Dissertação apresentada ao Mestrado em
Telecomunicações do Instituto Nacional de
Telecomunicações – INATEL, como
requisito parcial para obtenção do título de
Mestre em Telecomunicações.

ORIENTADOR: PROF. DR. ADONIAS COSTA DA SILVEIRA

CO-ORIENTADOR: PROF. DR. PIERRE KAUFMANN

SANTA RITA DO SAPUCAÍ - MG

2008

MARCELO CESARINO CHAHUD SABSUD

**SISTEMAS ESPACIAIS DE NAVEGAÇÃO E O IMPACTO DO EFEITO
DOPPLER NO “GEOLOCAL”**

Esta dissertação foi julgada e aprovada para a obtenção
do título de Mestre em Telecomunicações do Instituto
Nacional de Telecomunicações

Santa Rita do Sapucaí, de 17 de Dezembro de 2008.

Membros da Banca

Prof. Dr. Adonias Costa Da Silveira

Orientador

Prof. Dr. Rodolpho Vilhena de Moraes

Examinador Externo

Prof. Dr. Pierre Kaufmann

Examinador Interno

“Seja você quem for, seja qual for a posição social que você tenha na vida, a mais alta ou a mais baixa, tenha sempre como meta muita força, muita determinação e sempre faça tudo com muito amor e fé em Deus, que um dia você chega lá. De alguma maneira você chega lá.”

Ayrton Senna

“Don't forget to leave good footprints behind”

(FootPrints, Yes, Album: Keystudio,2001)

DEDICATÓRIA

Aos meus pais.

AGRADECIMENTOS

Agradeço à Deus.

Agradeço aos meus pais, Marco Antonio Chahud Sabsud e Rosangela Aparecida Cesarino Chahud Sabsud pelo apoio, motivação e suporte durante todos os anos de minha vida.

Agradeço ao meu orientador, Prof. Dr. Adonias Costa da Silveira e aos meus co-orientadores, Prof. Dr. Pierre Kaufmann e Prof. Dr. Carlos Nazareth Motta Marins pela orientação e pelo tempo dedicado para a conclusão deste trabalho de dissertação.

Agradeço a todos os professores do mestrado e aos professores da graduação Prof. Dr. Antônio Alves Ferreira Júnior e Prof. Luis Antonio Semeão pela assistência e os ensinamentos fundamentais dados a este trabalho.

Agradeço ao Inatel, pela oportunidade e pelo voto de confiança no meu trabalho durante todo o mestrado.

Agradeço a todos os amigos e colegas de mestrado, que contribuíram de forma direta ou indiretamente com o meu trabalho, além da força e paciência neste período todo. Em especial, agradeço à Lucas Dias Palhão Mendes, Fábio Rodrigues da Silva, Matheus Cardoso Moraes, Cleomárcio Almeida, Bruno Augusto Caetano Coura, Thiago Alencar Moreira de Bairros, Randall Vilela Lacerda e Mariana Pinceli Chaves.

Agradeço aos futuros grandes engenheiros, Luciano do Amaral Beraldo e Rômulo Torres Silva pela imprescindível ajuda nesta dissertação.

Agradeço à Herlon Clayton Paggi Hernades pela amizade e pelas inúmeras caronas até São Paulo dadas aos sábados durante o curso ministrado pelo Prof. Dr. Justino.

Agradeço às minhas cachorras Mika e Juma por não me esquecerem durante estes mais de 3 anos e finalmente à minha irmã, Priscilla Cesarino Chahud Sabsud.

RESUMO

O trabalho se propõe a estudar possíveis fontes de erro causadas pelo efeito *Doppler* no sistema de geoposicionamento “Geolocal” e sugerir soluções para sua correção, realizando para isso análises matemáticas de modelos físicos e experiências laboratoriais para a solução dos problemas.

O trabalho inclui a apresentação do sistema Geolocal e de outros sistemas de localização por meios espaciais *GNSS (Global Navigation Satellite System)*. Nesta etapa, são feitas considerações e desenvolvidas ferramentas matemáticas para a determinação do efeito *Doppler* no sistema Geolocal, resultando em valores numéricos de frequência para as várias condições propostas para simulação matemática.

Inicialmente, foi comprovado que o efeito *Doppler* não incide diretamente na medida de diferença de tempo de propagação dos sinais portando informações dos instantes de referência. No entanto, poderá haver variação nos atrasos de fase instrumentais nos circuitos utilizados para corrigir os desvios de frequência *Doppler*.

Os resultados obtidos na etapa de simulação ofereceram dados que foram utilizados nos testes laboratoriais, resultando nas medidas de variações de tempo causadas nas condições onde se realiza a demodulação do sinal recebido com e sem o uso de *AFC (Automatic Frequency Control)*. Mostrou-se que os atrasos de tempo causados pelos circuitos eletrônicos, que corrigem os desvios de frequência por *Doppler*, devem ser considerados para o sistema Geolocal. Estes efeitos são minimizados a níveis suficientemente baixos para não comprometer o sistema.

ABSTRACT

The purpose of this work is to study the possible error sources caused by the Doppler effect in the geopositioning system “Geolocal” and to suggest solutions for their correction by carrying out mathematical analyses of physical models and laboratory experiments for the solution of the problems.

The work presents the “Geolocal” system and other location systems using space techniques, GNSS (Global Navigation Satellite Systems). For this purpose, considerations and mathematical tools were developed to determine the Doppler effects on the Geolocal system, resulting in numerical values of frequency for several proposed conditions of mathematical simulation.

Initially it was shown that the Doppler effect does not influence directly the measurement of the time-propagation difference of the signals carrying information of the instants of reference. However, it can produce variation in the instrumental phase delays in the circuits used to correct the Doppler frequency shifts.

The results obtained by the simulations produced data used in laboratory tests, providing measurements of time-variations caused by the demodulation of the received signal with and without the AFC (Automatic Frequency Control). It was possible to show that the phase shifts caused by the electronic circuits to correct the frequency shifts due to Doppler effect, are minimized to bring them to sufficiently low values that do not influence the system.

SUMÁRIO

RESUMO	7
ABSTRACT	8
LISTA DE FIGURAS.....	11
LISTA DE TABELAS.....	13
LISTA DE ACRÔNIMOS E UNIDADES	14
1. INTRODUÇÃO	I
2. OS SISTEMAS GNSS EXISTENTES	18
2.1 HISTÓRICO	18
2.2 EFEITO DOPPLER.....	19
2.3 O SISTEMA TRANSIT	20
2.3.1 O Sistema ARGOS.....	20
2.3.1.1 Localização do Argos.....	23
2.3.2 Argos e DORIS.....	25
2.4 O SISTEMA GPS.....	25
2.4.1 Descrição de funcionamento do Sistema GPS	26
2.4.1.1 Importância do sincronismo do Sistema GPS.....	30
2.4.1.2 Codificação.....	32
2.4.1.3 Posicionamento de Satélite	33
2.4.1.4 Erros no Sistema	34
2.4.1.5 Diferencial Global Positioning System (DGPS).....	35
2.5 GALILEO, GLONASS E COMPASS.....	36
2.6 OUTROS SISTEMAS E PROCESSOS ESPACIAIS.....	37
2.7 CÁLCULO DO EFEITO DOPPLER EM SATÉLITES DE BAIXA ÓRBITA	38
2.7.1 Órbita Circular.....	39
2.7.2 Órbita Elíptica.....	39
2.8 SIMULAÇÕES EM CONDIÇÕES ORBITAIS REAIS.....	41
3. SISTEMA GEOLOCAL	44
3.1 CONCEITO INICIAL	44

3.2 FUNCIONAMENTO	44
3.3 ALGORITMO EMPREGADO	45
3.4 DISSEMINAÇÃO DE TEMPO E SINCRONISMO DO GEOLOCAL	49
4. EFEITO DOPPLER NO GEOLOCAL	51
4.1 CONSEQÜÊNCIAS DO EFEITO DOPPLER NO GEOLOCAL	51
4.1.1 <i>Simulação de Sistema com Efeito Doppler</i>	54
4.2 CORREÇÃO DO EFEITO DOPPLER	56
4.2.1 <i>Realização Experimental</i>	60
5. CONSIDERAÇÕES FINAIS	67
5.1 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS	68
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	69
APÊNDICE A	74
A.1 EQUAÇÕES DE ÓRBITA	74
A.2 VELOCIDADE RELATIVA DO SATÉLITE	75
A.2.1 <i>Órbita Circular</i>	75
A.2.2 <i>Órbita Elíptica</i>	77

LISTA DE FIGURAS

FIGURA 1: FUNCIONAMENTO DO SISTEMA ARGOS EM TEMPO REAL [14].....	22
FIGURA 2: PARA CADA TRANSMISSOR SÃO CRIADOS PELO MENOS DOIS CONES, QUE CRUZAM-SE EM DOIS PONTOS[10].	24
FIGURA 3: O CRUZAMENTO DOS CONES GERA UMA POSIÇÃO REAL E IMAGINÁRIA[9]	24
FIGURA 4: LOCALIZAÇÃO DE ELEMENTO POR EFEITO DOPPLER NO SISTEMA ARGOS[14]	25
FIGURA 5. CONCEITO DE FUNCIONAMENTO SISTEMA GPS.	27
FIGURA 6. REGIÃO EM AZUL ESCURO É A ÁREA DE INTERCEPTAÇÃO DE 2 ESFERAS.	28
FIGURA 7. A GEOMETRIA APLICADA PARA UM SATÉLITE, SENDO \vec{r} AS COORDENADAS DE UM SATÉLITE BASEADO EM SISTEMA DE COORDENADAS ABSOLUTO, \vec{R} AS COORDENADAS DO RECEPTOR COM BASE NO SATÉLITE E D DISTÂNCIA[20].	29
FIGURA 8. DOIS PONTOS POSSÍVEIS PELA INTERCEPTAÇÃO DAS 3 ESFERAS.....	30
FIGURA 9. POSICIONAMENTOS GERADOS PELOS RELÓGIOS.....	31
FIGURA 10. POSICIONAMENTOS GERADOS PELOS RELÓGIOS COM 3 SATÉLITES.	31
FIGURA 11. FUNCIONAMENTO DO DGPS.....	35
FIGURA 12. GRÁFICO DE DESEMPENHO DO EFEITO DOPPLER PARA FREQUÊNCIA DE 2.4 GHz.....	42
FIGURA 13. GRÁFICO DE DESEMPENHO DO EFEITO DOPPLER PARA FREQUÊNCIA DE 415 MHz.....	43
FIGURA 14. ESTRUTURA BÁSICA DO GEOLOCAL PARA A LOCALIZAÇÃO DE REPETIDORA E ALVO	44
FIGURA 15. DIAGRAMA BÁSICO DO SISTEMA GEOLOCAL FORMADO PELAS MEDIDAS DE TEMPO.	46
FIGURA 16. COORDENADAS TRANSLADADAS DO CENTRO DO PLANETA PARA A SUA SUPERFÍCIE, CENTRADAS NA BASE A[37].....	47
FIGURA 17. AS QUATRO POSIÇÕES DO REPETIDOR R1,R2, R3,R4 COM RELAÇÃO ÀS BASES A, B, C E AS POSSÍVEIS POSIÇÕES DO ALVO P E P' [37].	49
FIGURA 18. VARIAÇÃO DE FREQUÊNCIA NA BANDA TRANSMITIDA (BANDAS PONTILHADAS) CONHECIDA COMO ESPECTRO DOPPLER.	51
FIGURA 19. DIAGRAMA DE BLOCOS DA SIMULAÇÃO COM SOFTWARE VISSIM[43].	54
FIGURA 20. GRÁFICO DA SIMULAÇÃO PROPOSTA NA FIGURA 19 PARA FREQUÊNCIA DE 415MHz, COM O SINAL DEMODULADO SEM EFEITO DOPPLER(MARROM) E COM EFEITO DOPPLER (VERMELHO).....	55
FIGURA 21. GRÁFICO DA SIMULAÇÃO PROPOSTA NA FIGURA 19 PARA FREQUÊNCIA DE 2.4GHz, COM O SINAL DEMODULADO SEM EFEITO DOPPLER(MARROM) E COM EFEITO DOPPLER (VERMELHO).....	55
FIGURA 22. ESTRUTURA BÁSICA DO CIRCUITO AFC.....	57
FIGURA 23. ESTRUTURA DE VCO PROPOSTA [41].	58
FIGURA 24. DIAGRAMA DE BLOCOS DO EXPERIMENTO COM AFC.....	61
FIGURA 25. VARIAÇÃO DO TEMPO DE TRÂNSITO EM 2,4GHz SEM AFC.....	62
FIGURA 26. VARIAÇÃO DO TEMPO DE TRÂNSITO EM 415 MHz SEM AFC.....	63
FIGURA 27. VARIAÇÃO DO TEMPO DE TRÂNSITO EM 2,4GHz COM AFC	64

FIGURA 28. VARIAÇÃO DO TEMPO DE TRÂNSITO EM 415 MHZ COM AFC	65
FIGURA 29. RAIOS PARA ÓRBITA ELÍPTICA.	75
FIGURA 30. FUNCIONAMENTO DE UM SATÉLITE DE ÓRBITA CIRCULAR PARA UM PONTO FIXO NA TERRA	76
FIGURA 31. COMPORTAMENTO DE UM SATÉLITE DE ÓRBITA ELÍPTICA PARA UM PONTO FIXO NA TERRA(PERIGEU) .	78
FIGURA 32. COMPORTAMENTO DE UM SATÉLITE DE ÓRBITA ELÍPTICA PARA UM PONTO FIXO NA TERRA(APOGEU) ..	80

LISTA DE TABELAS

TABELA 1: DADOS PARA CÁLCULO DO EFEITO DOPPLER.....	41
-----------------------------------------------------	----

LISTA DE ACRÔNIMOS E UNIDADES

AFC	Automatic Frequency Control
ARGOS	Advanced Research and Global Observation Satellite
AWGN	Additive White Gaussian Noise
CNES	Centre National d'Estudes Spatiales
DC	Direct Current
DGP	Diluição Geométrica de Precisão
DGPS	Diferencial Global Positioning System
DORIS	Doppler Orbitography and Radiopositioning Integrated by Satellite
D/S	Disponibilidade Seletiva
FM	Frequency Modulation
FPGA	Field Programmable Gate Array
FI	Frequency Intermediate
GEO	Geostacionary Earth Orbit
GHz	Gigahertz
GLONASS	Global Navigation Satellite System (Sistema de Navegação Russo)
GNSS	Global Navigation Satellite System
GPC	Global Processing Centers
GPS	Global Positioning System
HEO	High Earth Orbit
Hz	Hertz
kHz	kilohertz
Km	Kilometer
LEO	Low Earth Orbit
MEO	Medium Earth Orbit
MHz	Megahertz
NAVSTAR	Navigation System with Time and Ranging
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NOAA	National Oceanic and Atmospheric Administration

PLL	Phase-Locked Loop
PPS	Precise Positioning Service
PTT	Platform Transmitter Terminals
PWM	Pulse Width Modulation
PZ	Parametri Zemli
<i>rad/s</i>	Radianos por Segundo
RAM	Random Access Memory
<i>rad/s/V</i>	Radianos por Segundo por Volt
RPC	Regional Processing Centers
SPS	Precise Positioning Service
STC	Space-Time Coding
USNO	United States Naval Observatory
UHF	Ultra High Frequency
VCO	Voltage Controlled Oscillator
VHDL	VHSIC Hardware Description Language
WGS	World Geodetic System

1. INTRODUÇÃO

O advento da era espacial propiciou expressivo aumento nas pesquisas em sistemas de telecomunicações, sensoriamento e localização, resultando em avanços tecnológicos expressivos. Estes avanços permitiram o desenvolvimento dos primeiros sistemas de localização via satélites baseados nas medidas de efeito *Doppler*, com medidas de distância e de velocidade. Passadas três décadas, outro sistema foi concebido fundado em uma constelação de satélites (constelação *NAVSTAR-GPS*), cujas posições são conhecidas no espaço.

Recentemente, um novo sistema está sendo desenvolvido no Brasil, o sistema “Geolocal”, que se utiliza de uma repetidora no espaço, bases de referência em solo terrestre com posições geodésicas conhecidas e trabalhando com informações de tempo codificadas para a localização de alvos.

Este trabalho de dissertação consiste em estudar os sistemas de localização espaciais existentes, em atenção ao sistema Geolocal. Será investigada a importância do efeito *Doppler* neste sistema quanto aos princípios de medida e quanto aos subsistemas de telecomunicação. Posteriormente, será aplicado o método de correção para deriva de frequência por *Doppler* e sua influência na introdução de atrasos de tempo/fase pelos circuitos envolvidos.

Primeiramente, serão descritos, no capítulo 2, os sistemas de localização *GNSS (Global Navigation Satellite System)* existentes, começando pela sua origem e pelos sistemas que utilizam o efeito *Doppler* e a informação de tempo/distância na localização, além de explicar seu funcionamento e destacar, inicialmente, sistemas como o *TRANSIT*, o *ARGOS* e o *DORIS*.

Posteriormente, será exposto o conceito de localização *GPS (Global Positioning System)*. Este conceito será detalhado, destacando-se as características como funcionamento, nível de precisão, codificação, posicionamento de satélites e erros de medidas. Os sistemas similares em funcionamento, *GLONASS*, *GALILEO* e *COMPASS*, serão brevemente citados e serão destacados os detalhes que os diferenciam do *GPS*.

No tópico seguinte serão apresentados, de maneira sucinta, outros conceitos sugeridos de localização, utilizando satélites com informações como distâncias a partir de diferenças de tempo (*ranging*) e efeito *Doppler*.

Na parte final do Capítulo 2, será descrito o efeito *Doppler* e simulado seu desempenho em satélites de baixa órbita (*LEO*), circular e elíptica, com aplicação para frequências de 415 MHz e 2,4 GHz.

No capítulo 3, será descrito o novo sistema de geolocalização (*Geolocal*) com informações sobre seu conceito de funcionamento, o algoritmo matemático empregado, e sua técnica para sincronização de tempo entre as bases e o alvo.

No capítulo 4, apresenta-se o estudo do efeito *Doppler*, com uma análise das possíveis conseqüências que o efeito pode acarretar no sistema *Geolocal*.

Posteriormente, no mesmo capítulo, será descrito o método para a correção do desvio de frequência causado pelo efeito *Doppler*, através de controle automático de frequência (*AFC*) no receptor. A explicação técnica de seu funcionamento e uma simulação prática de seu comportamento serão demonstrados em condições similares às condições do sistema de Geolocalização. Os resultados são expostos em gráficos de variação do atraso na recepção do sinal transmitido.

No capítulo 5, serão apresentadas as conclusões do trabalho, destacando-se as conseqüências do efeito *Doppler* no *Geolocal* e a comparação dos resultados do sistema de recepção com *AFC* ligado e desligado. Finalizando o trabalho de dissertação, serão discutidas possíveis propostas para outros trabalhos relacionados. A primeira é a mudança na construção dos circuitos de controle automático de frequência e a segunda é realizar estudos do efeito *Doppler* em outras faixas de frequência comerciais para o novo sistema de geolocalização.

2. OS SISTEMAS GNSS EXISTENTES

O *Global Navigation Satellite System (GNSS)* é a designação geral dos sistemas de navegação por satélite que permitem o posicionamento terrestre de um receptor, com a determinação de sua localização em latitude, longitude e altitude, a partir da utilização de sinais de tempo transmitidos (ou recebidos) pelos satélites, que visualizam este receptor e aplicados em algoritmos matemáticos.

No decorrer deste capítulo, serão discutidos os sistemas *GNSS* existentes, mas primeiramente, é necessário ter conhecimento de suas origens e o conhecimento que motivou a criação dos dois princípios de navegação, que serão explicados neste texto.

2.1 Histórico

O lançamento do satélite artificial *Sputnik I*, em 1957, foi o ponto de partida para os estudos sobre localização com satélites. Com este satélite, foi possível captar os sinais emitidos com um receptor e verificar a influência do efeito *Doppler* (será explicado abaixo) na frequência da onda captada. Com essa informação, a medida de distância por tempo de propagação e com as fórmulas para deslocamento *Doppler* foi possível saber a velocidade e a localização do satélite[1].

Entretanto, os físicos liderados por William Guier e George Weiffenbach perceberam que era possível “inverter o conceito”[1] [2], ou seja, utilizar a medição contínua do efeito *Doppler* para obter a localização de um ponto da Terra a partir de satélites com posição e órbita conhecidas, juntamente com as informações de tempo de ida e chegada de mensagem e velocidade de propagação da onda.

Nesta situação, utiliza-se o movimento do satélite para estimar uma curva contínua *Doppler*, baseada na posição inicial estimada do receptor. A análise matemática aplica o método dos mínimos quadrados adequada em intervalos curtos, movendo, recursivamente, a posição estimada até que o comportamento da curva de *Doppler* estimada, chegue o mais próximo possível do comportamento da curva de *Doppler* real recebida do satélite. Sabendo os valores de frequências recebidos, juntamente com o comportamento da curva do efeito *Doppler*, consegue-

se os seus valores máximos e mínimos de *Doppler* e seu ponto de inflexão. Tendo conhecimento de que existe uma curva *Doppler* única para cada ponto visto por um satélite durante a sua passagem sobre uma linha de visada, um receptor pode ser localizado a partir do conhecimento da sua curva *Doppler*, considerando sua medida de distância por tempo de propagação do sinal transmitido ao satélite [3].

2.2 Efeito Doppler

O Efeito *Doppler* é um fenômeno descoberto por Christian Doppler, que ocorre em uma onda que se propaga no espaço, quando ocorre uma mudança na frequência recebida, devido à variação de posição do transmissor, do receptor ou de ambos. Quando ocorre uma aproximação entre a fonte e o receptor, a frequência da onda recebida aumenta e, quando ocorre um afastamento, a frequência diminui. Christian Doppler notou este fenômeno para a onda acústica[4] e, posteriormente, o efeito foi proposto para ondas eletromagnéticas (Luz) por Hippolyte Fizeau e comprovado por William Huggins, onde o comportamento do efeito é similar.

Encontra-se em uma frequência transmitida pela fonte e uma frequência aparente percebida pelo receptor[5]. Como visto em [6], tem-se:

$$f^* = f_o - \frac{v_r}{c} f_o \quad [Hz] \quad (1)$$

sendo f_o frequência transmitida, f^* frequência medida, v_r velocidade relativa do observador com respeito à fonte e $c = 3 \times 10^8 \text{ m/s} =$ velocidade da luz [7].

O efeito é *Doppler* dado por:

$$\Delta f = f^* - f_o = -\frac{v_r}{c} f_o \quad [Hz] \quad (2)$$

Nota-se que, quando v_r é negativo, a fonte está se aproximando do receptor. Neste caso, a frequência será maior que a frequência originalmente transmitida. Para uma fonte afastando-se do receptor, v_r é positivo e a frequência aparente é menor que a frequência originalmente transmitida.

2.3 O Sistema TRANSIT

Após o lançamento do *Sputnik*, os americanos continuaram o desenvolvimento de seus estudos espaciais com o lançamento em órbita das séries de satélites *Explorer* e *Vanguard* em 1958, com o propósito de expandir seus conhecimentos tecnológicos em telecomunicações, principalmente nos sistemas de transmissão via satélite.

O primeiro sistema concebido foi o *TRANSIT (The Navy Navigation Satellite System)*, desenvolvido pelo laboratório de física aplicada da *Johns Hopkins University* para a marinha americana, com o propósito inicial de orientar os submarinos[8]. Suas principais informações para a localização eram as medidas do efeito *Doppler* entre satélite-submarino, a informação de tempo-distância e os parâmetros orbitais fornecidos pelo satélite, previamente conhecidos pela central, localizada na Califórnia[9].

A partir desse conceito, foram lançados os primeiros satélites da constelação *TRANSIT*, em 1960, com 1100 quilômetros de altitude, que permitiam a cobertura terrestre e, juntamente com os algoritmos matemáticos de suas estações terrestres, foi possível o monitoramento dos submarinos[10]. Mas não somente isso, o sistema *TRANSIT* é a referência para muitos sistemas de localização, entre eles, o *ARGOS* e o *DORIS*, que serão analisados abaixo.

2.3.1 O Sistema ARGOS

O sistema *ARGOS(Advanced Research and Global Observation Satellite)* foi criado em 1978 pela *Centre National d'Etudes Spatiales (CNES)*, juntamente com a *National Aeronautics and Space Administration (NASA)* e a *National Oceanic and Atmospheric Administration (NOAA)*, originalmente criado como um instrumento científico para reunir e retransmitir dados meteorológicos e oceanográficos, ao redor do mundo [11]. Em 1986, o *CNES* criou uma subsidiária, que ficou responsável por comercializar o sistema. A partir daquele momento, o sistema passava a ter um foco diferente do proposto; a saber, buscava atender a usuários comuns, com serviços de localização e rastreamento. Com isso, hoje, encontram-se mais de seis mil transmissores em operação pelo mundo, grande parte deles envolvida em estudos de proteção ambiental [12].

A estrutura do *ARGOS* é dividida em três partes: os *PTTs* (*Platform Transmitter Terminals*), o segmento espacial e o segmento terrestre.

Os *PTTs* são os transmissores implantados nos “elementos” que devem ser rastreados como pássaros, animais, containeres, placas de gelo, monitoramento de cargas, entre outros. Possui diferentes configurações de tamanhos, pesos, consumo de energia e formas de acomodação.

Os *PTTs* transmitem mensagens para o satélite, durante o intervalo de passagem desse satélite, trabalhando com uma frequência de *uplink* de 401,650 MHz, com uma largura de faixa de 24kHz [12]. O consumo de potência dos *PTTs* é baixo, pelo fato de trabalhar com satélite de baixa órbita e com receptores de alta sensibilidade. Todo *PTT* é identificado por um número ID, possuindo uma seqüência inicial de sincronismo.

No segmento espacial, os satélites utilizados são os de baixa órbita, a uma altitude de 850 km, recebendo as mensagens de *PTT*, guardando essas em sua memória, até visualizar uma das três estações mestras localizadas em Wallops (Virginia, EUA), Fairbanks (Alaska, EUA) e Lannion (França) [13].

Este satélite tem uma passagem dentro do campo de visibilidade de um transmissor, praticamente, ao mesmo tempo e local, a cada dia, sendo que cada revolução dura em torno de 102 minutos, fazendo com que cada satélite tenha 14 passagens diárias nos pólos. Cada satélite varre um diâmetro de visibilidade de 5.000 km da Terra, cobrindo os dois pólos com a duração da visibilidade do transmissor pelo satélite entre 8 e 15 minutos. Durante esse intervalo o transmissor envia as mensagens ao satélite.

As estações de recepção são formadas por dois níveis: as estações mestras e as estações regionais.

As três estações mestras (Wallops, Fairbanks e Lannion) recebem todas as mensagens gravadas pelos satélites no período de revolução, diferentemente das estações regionais que recebem dados dos transmissores em tempo real, sempre que o satélite esteja dentro da visibilidade da estação, como visto na Figura 1.

As estações regionais operam em Monterey e Largo, nos Estados Unidos; Halifax e Edmonton, no Canadá; Casey, na Antártida; Cidade do Cabo, na África do Sul; Toulouse, na França; Tóquio, no Japão; Perth, Darwin e Melbourne, na Austrália; Reunioun Island (possessão francesa); Wellington, na Nova Zelândia e, recentemente, Lima, no Peru.

As estações de Toulouse e Largo, conhecidas como *GPCs* (*Global Processing Centers*), são responsáveis por todo o processamento de dados que disponibilizará resultados aos usuários, localizando o transmissor.

O trabalho do *GPC* possui várias operações e, entre elas, pode-se destacar: cálculo de posicionamento, processamento dos dados do sensor, distribuição de dados por rede e seu arquivamento. Outra importante função é o controle de qualidade, responsável pelo controle de nível de sinal, comprimento de mensagem e frequência recebida para o cálculo *Doppler*.



Figura 1: Funcionamento do sistema Argos em tempo real [14]

As outras estações são conhecidas como *RPCs* (*Regional Processing Centers*) e podem processar dados recebidos em tempo real dos transmissores com visibilidade das estações receptoras, permitindo que os usuários de uma região local tenham acesso aos resultados, sempre sabendo que *RPCs* e *GPCs* são conectadas, permitindo a troca de informações e o acesso mundial dos dados.

Os dados recolhidos do transmissor podem ser usados para gerar resultados com valores numéricos ou podem ser convertidos em valores usados na curva de calibração dos sensores.

2.3.1.1 Localização do Argos

O sistema de localização do *ARGOS* ocorre a partir do cálculo de medidas do deslocamento *Doppler*. Os *PTTs* transmitem uma frequência que é medida pelos instrumentos do satélite. Essa frequência sofre influência do deslocamento *Doppler*, porque, mesmo se o *PTT* esteja parado, o satélite movimenta-se acarretando o efeito *Doppler*.

Para cada mensagem recebida, o instrumento de medida do satélite mede a frequência recebida e a informação do tempo de chegada da mensagem.

Na central *ARGOS* é formado um cone imaginário, com o valor de *Doppler*, baseado no vértice da posição de um satélite, quando este recebeu a mensagem, formando-se um ângulo *A* calculado por:

$$\cos A = (c \div v) \times (f_R \div f_0) \quad (3)$$

sendo *c* velocidade da Luz, *v* velocidade do satélite, *f_R* frequência recebida e *f₀* frequência transmitida.

A central faz uma estimativa da posição do transmissor com as primeiras e últimas mensagens ocorridas em uma passagem e a frequência obtida. A intersecção dos cones das primeiras e últimas mensagens em um ponto ao nível do mar, com o raio terrestre mais a altura declarada do transmissor, gerando a altitude de uma esfera, gera duas possibilidades terrestres simétricas ao satélite da possível posição do *PTT*, como visto nas Figuras 2 e 3. A posição real é obtida graças à rotação da Terra, velocidade da plataforma e conhecimento da posição anterior da plataforma (do elemento rastreado). A segunda possibilidade é conhecida como imagem. Esta é uma posição errada e deve ser desprezada.

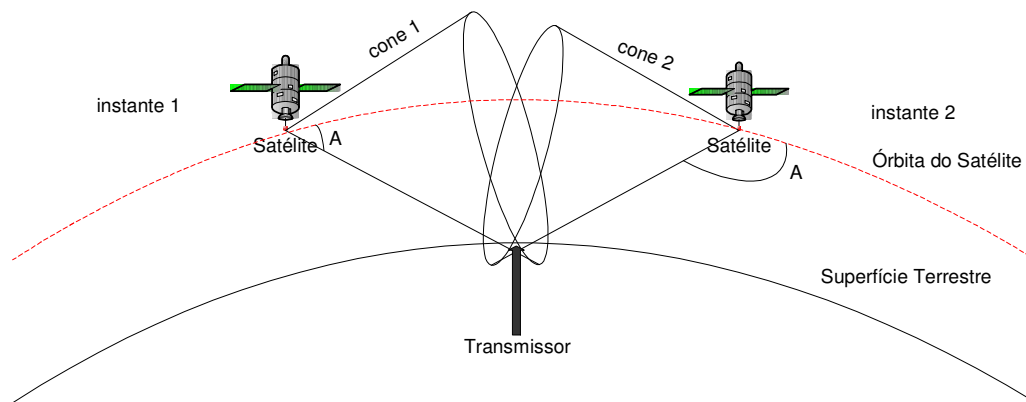


Figura 2: Para cada transmissor são criados pelo menos dois cones, que cruzam-se em dois pontos[10].

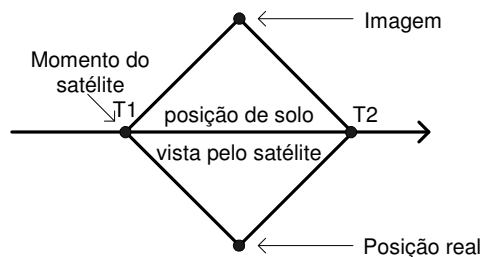


Figura 3: O cruzamento dos cones gera uma posição real e imaginária[9].

A frequência de transmissão é estimada usando-se um conjunto de frequências de recepção. O cálculo de localização ocorre do deslocamento *Doppler* e medida de *ranging*.

Para o funcionamento do *ARGOS*, são necessárias pelo menos quatro mensagens bem espalhadas do transmissor durante a passagem de um satélite. Estas devem estar dos dois lados do ponto de inflexão, como na Figura 4. Este ponto é onde o satélite fica mais próximo do transmissor, durante uma passagem, quando a frequência transmitida é igual à recebida. As informações permitem uma estimativa de uma curva *Doppler* teórica muito próxima da curva *Doppler* real.

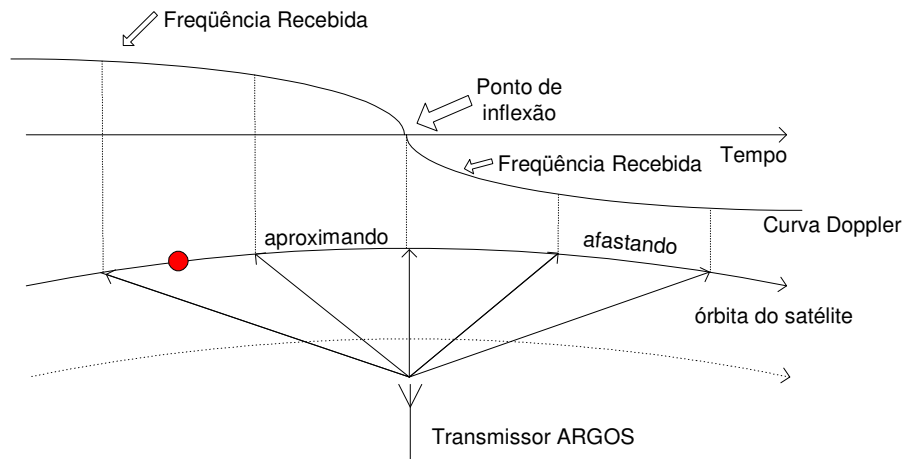


Figura 4: Localização de elemento por efeito Doppler no sistema ARGOS[14] .

Deve-se saber a posição e o movimento do satélite, a frequência de transmissão, as frequências e tempos recebidos, juntamente com a altitude da plataforma, gerando o cálculo de duas posições, sendo uma posteriormente descartada como visto acima.

2.3.2 Argos e DORIS

O Sistema *DORIS* (*Doppler Orbitography and Radiopositioning Integrated by Satellite*) é um sistema desenvolvido também pelo *CNES* e que possui funcionamento semelhante ao sistema *ARGOS*, utilizando “faróis transmissores” espalhados pelo planeta, como ferramenta de localização. Este sistema é mais voltado para pesquisas de comportamento oceanográfico, sísmico e climático[15].

Por terem funcionamento semelhante e possuírem a central de processamento conjunta em Toulouse, existe a possibilidade da consulta de informações *DORIS* em terminais *ARGOS*[16].

2.4 O Sistema GPS

Um sistema de localização inovador foi concebido a partir de vários satélites, que transmitem sinais de tempo e parâmetros orbitais aos seus receptores, permitindo a estes calcularem por seus algoritmos sua posição. O sistema *GPS* (*Global Positioning System*) utiliza este princípio e seu funcionamento será descrito abaixo. Posteriormente a este sistema, os europeus, soviéticos e chineses desenvolveram seus sistemas de localização utilizando o mesmo

princípio, conhecidos respectivamente por *GALILEO*, *GLONASS* e *COMPASS*. Estes serão citados brevemente, destacando-se apenas pequenas diferenças de funcionamento.

2.4.1 Descrição de funcionamento do Sistema GPS

O sistema *NAVSTAR-GPS* (*Navigation System with Time Ranging - Global Positioning System*) foi concebido, no início dos anos sessenta, pelo Departamento de Defesa dos Estados Unidos e teve seu início em 1978, baseado no conceito de medidas de distância calculados por tempo de propagação da onda eletromagnética entre fontes transmissoras (constelação de satélites em volta da Terra) e uma fonte receptora de rádio, gerando esferas imaginárias que se interceptam em um ponto, como visto na Figura 5 [17]. Juntamente com o conhecimento da posição absoluta dos satélites e utilizando o algoritmo matemático (o qual será mostrado abaixo), permite-se a um usuário terrestre, marítimo ou aeronáutico a aquisição, em tempo real, de informações referentes ao seu posicionamento tridimensional, velocidade de deslocamento e tempo de referência precisos, durante as 24 horas de um dia, em qualquer local da Terra, em qualquer condição climática, com altíssima precisão [18] [19].

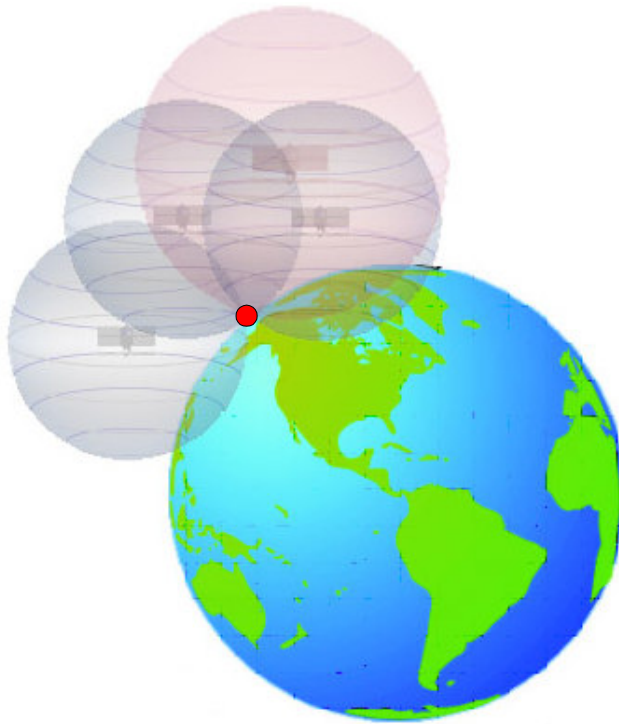


Figura 5. Conceito de funcionamento sistema GPS.

O sistema *GPS* pode ser dividido em três segmentos: espacial, de controle e do usuário.

O segmento espacial consiste de 28 satélites divididos em 6 órbitas a 20.200 Km de altitude com período de 12 horas, afim de cobrir a superfície terrestre de maneira ótima, com o propósito de que qualquer ponto da Terra seja visível por, no mínimo, 6 satélites. Os satélites têm a função de transmitir aos receptores, em qualquer local do mundo, ondas de rádio contendo informações sobre posição e horário.

O segmento de controle consiste numa central mestra terrestre localizada nos Estados Unidos (Colorado Springs), mais 5 estações de monitoramento e 3 antenas de solo, ao redor do mundo[18]. Estas estações de monitoramento são responsáveis por monitorar todos os satélites *GPS* em posição acima dos respectivos horizontes, armazenando informações de distância de transmissões de rádio feitas por estes satélites. Estas informações são enviadas das estações de monitoramento para a estação-mestra, que executa cálculos precisos das órbitas dos satélites. A estação converte as informações e, com as antenas de solo, enviam as informações como mensagem de navegação para cada satélite. Essas antenas de solo podem transmitir e receber

mensagens do satélite, com o objetivo de conhecer e atualizar as posições do satélite da constelação.

O segmento do usuário consiste no sistema relacionado ao receptor terrestre, marítimo ou aeronáutico. Baseia-se em processadores, antenas e receptores *GPS* que permitem que o usuário receba as informações de radiofrequência fornecidas pelos satélites e, com isso, consegue-se calcular a posição, altitude, velocidade e horário exatos.

O cálculo *GPS* ocorre a partir da distância de um grupo de satélites que visualizam o receptor. O satélite *GPS* transmite um sinal preciso de tempo e um receptor capta o sinal, medindo o tempo que o sinal gasta para sair do satélite até chegar ao receptor, gerando a medida exata de distância aparente satélite-receptor, chamada de *pseudorange*. São necessárias medidas destas distâncias de 4 satélites para a obtenção de um posicionamento tridimensional (longitude, latitude e altitude) e mais um satélite para a sincronização mínima do relógio interno existente em cada um dos receptores *GPS*. Para uma melhor precisão do relógio do receptor, é necessário um número maior de satélites, como será visto e explicado mais abaixo[18]. Se o número de satélites cai para 3, não é mais possível o cálculo de altitude. Para 2 satélites, não é mais possível saber o posicionamento, pelo fato de que não se tem mais um ponto e, sim, uma região de localização, ou seja, uma região de intercepção das esferas como visto na Figura 6.

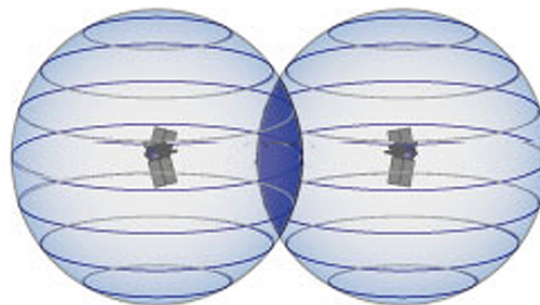


Figura 6. Região em azul escuro é a área de intercepção de 2 esferas.

Com o *pseudorange*, juntamente com a utilização do sistema geodésico mundial *WGS*, baseado no horário mundial do *U.S Naval Observatory (USNO)*, parte-se para o processo de localização do usuário com a geometria vista na Figura 7 e pelo sistema de equações não lineares abaixo:

$$(Di)^2 - (Xu - Xsi)^2 + (Yu - Ysi)^2 + (Zu - Zsi)^2 = 0 \quad i = 1,2,3... \quad (4)$$

onde Di são as distâncias dos satélites aos receptores, $(X,Y,Z)si$ são as coordenadas dos satélites, a partir do sistema de referência *WGS(World Geodetic System)*, e $(X,Y,Z)u$ as coordenadas de posição do receptor para o i -ésimo satélite.

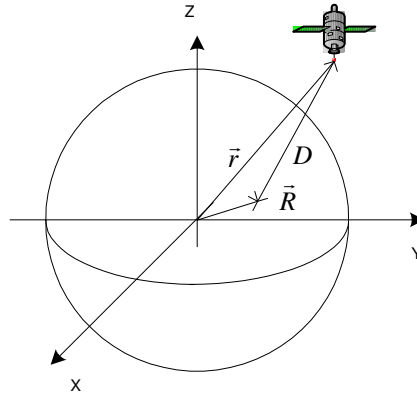


Figura 7. A geometria aplicada para um satélite, sendo \vec{r} as coordenadas de um satélite baseado em sistema de coordenadas absoluto, \vec{R} as coordenadas do receptor com base no satélite e D distância[20].

Um conceito geométrico pode ser aplicado ao *GPS*, partindo do princípio de que é necessário saber uma posição de um alvo na Terra. Este alvo está sendo visto (recebendo sinal) por um satélite A formando-se uma esfera imaginária centrada no satélite A, com seu raio igual a distância do alvo. Então, conclui-se que o alvo está na superfície dessa esfera imaginária. Mas este alvo é também visto, no mesmo instante, por um satélite B. Cria-se uma segunda esfera imaginária. Existindo essas duas esferas, ocorre o efeito de interceptação destas criando uma região onde encontra-se este alvo.

Se for possível encontrar um terceiro satélite que visualize o alvo, será possível determinar a localização exata em um plano. Para o espaço, existirão dois pontos onde isto será verdadeiro, isto é, apenas dois pontos no espaço onde as três esferas se interceptam, como visto na Figura 8 [19]. Mas mesmo assim, pode-se incluir um quarto satélite que elimina esse segundo ponto possível de localização.

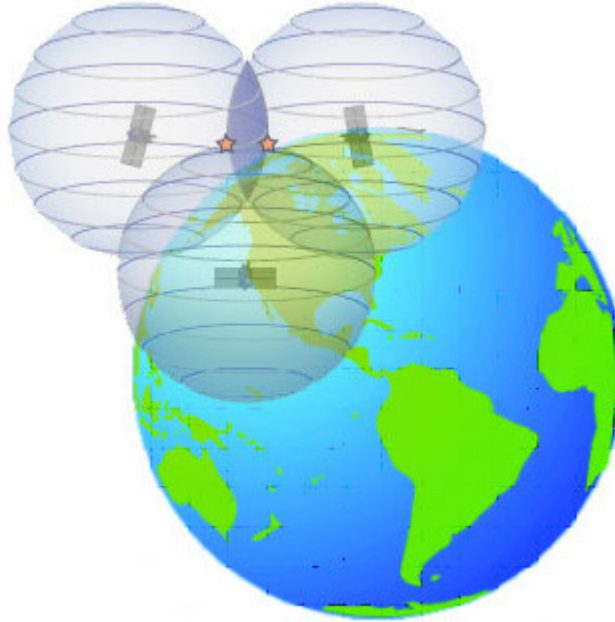


Figura 8. Dois pontos possíveis pela interseção das 3 esferas.

2.4.1.1 Importância do sincronismo do Sistema GPS

O satélite *GPS* trabalha com sinal de rádio em duas frequências, L1 a 1575.42 MHz e L2 1227.60 MHz. Este sinal demora um tempo da saída do satélite até chegar ao receptor. Sabendo o momento que o satélite iniciou a transmissão de suas mensagens e o momento de recebimento pelo receptor, torna-se possível saber o tempo de propagação do sinal. Multiplicando o tempo pela velocidade da luz, obtêm-se a distância do receptor para o satélite.

Para que este cálculo seja correto, são necessários relógios altamente precisos e códigos pseudo-aleatórios criados ao mesmo tempo pelo satélite e pelo receptor (este código será especificado mais abaixo). No caso do satélite, são inseridos relógios atômicos com precisão de picossegundos. Não é possível incluir relógio atômico no receptor, mas este problema é eliminado com as medidas de cinco ou mais satélites. As iterações dessas esferas auxiliares permitem um alinhamento, removendo os erros ocorridos e permitindo o sincronismo do tempo universal entre o receptor e os satélites.

Para que possa ficar mais visível a necessidade de sincronismo e de um número maior de satélites na localização de um ponto, pode-se ver a idéia do exemplo abaixo.

Supondo dois sistemas, um com sincronismo e um outro que não utilize um relógio atômico e produzindo uma diferença de sincronização de um segundo para a hora universal real, tem-se um posicionamento real, quando não ocorre o erro de sincronização (assinalado por um X na Figura 9) e um posicionamento falso, quando, efetivamente, ocorrer o erro (assinalado pelo quadrado).

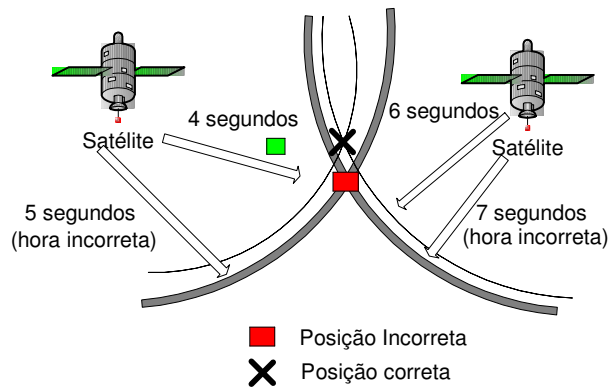


Figura 9. Posicionamentos gerados pelos relógios.

Com as intersecções de dois satélites, não seria possível saber quais das duas posições estariam corretas, partindo do princípio de que não se sabe se os relógios estão sem sincronismo. Para resolver, inclui-se um satélite C também com o problema de sincronismo.

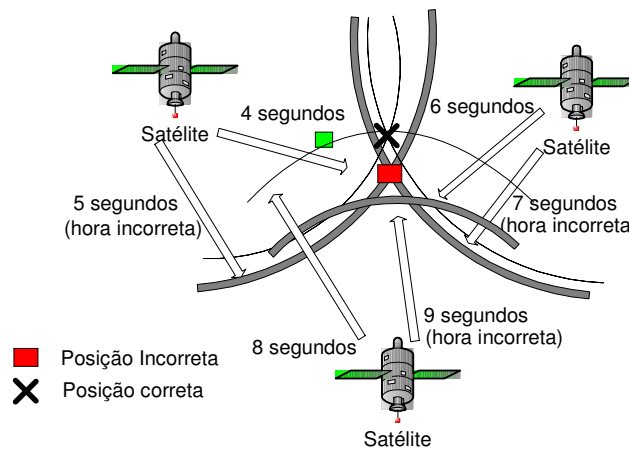


Figura 10. Posicionamentos gerados pelos relógios com 3 satélites.

Nota-se na Figura 10, quando os relógios estão sincronizados, que existe um cruzamento perfeito dos três círculos no mesmo ponto, informando a posição real do posicionamento. Mas quando ocorre o erro dos relógios, o cruzamento não acontece, demonstrando a existência de erro dos relógios.

No espaço, 4 esferas se interceptam em um ponto, mas em um sistema com erros de relógio, torna-se necessário pelo menos mais uma esfera (satélite) interceptando este ponto para que se encontre sua localização correta sem erros de relógio. Esta quinta esfera vai interceptar as outras a partir de iterações sucessivas do algoritmo do receptor *GPS*, assim retirando os erros de relógio e corrigindo o horário do sistema[19].

2.4.1.2 Codificação

Para saber quando o sinal de satélite partiu, além do conceito de sincronismo é necessária uma codificação padrão, que, ao mesmo tempo, gera o mesmo código tanto para o receptor como para os satélites. Com isso, recebendo o código transmitido pelo satélite, verifica-se a quanto tempo o receptor gerou o mesmo código.

Estes códigos digitais são complexos, propositadamente, para permitir a comparação correta entre os mesmos. Seu funcionamento assemelha-se a uma seqüência de pulsos aleatória, quase infinita. É conhecido como código pseudo-aleatório.

Os códigos permitem a medida do tempo de propagação entre satélite e receptor, que é a principal informação no sistema *GPS*, sendo, ainda, econômico em banda, por exemplo, se for comparado ao satélite de TV, que necessita transmitir áudio e vídeo, e também de alta potência de transmissão. Suas antenas são aptas, também, para captar os sinais de todas as direções (omnidirecionais), diferentemente das parabólicas, que são diretivas.

Os códigos pseudo-aleatórios têm comportamento semelhante ao ruído Gaussiano branco. Os códigos são comparados com o ruído e verificadas as suas semelhanças. Caso um satélite *GPS* envie um sinal com uma seqüência de pulsos no mesmo padrão da seqüência aleatória, este sinal e o ruído tenderão a se reforçar [19]. Alinhando o código pseudo-aleatório do receptor com o dos satélites e aumentando o tempo de comparação, permite-se uma amplificação deste sinal e, com isso, a possibilidade de trabalhar com baixas potências.

Os códigos pseudo-aleatórios, por serem “econômicos em potência”, possuem outra importante vantagem, que é o compartilhamento da mesma frequência de transmissão sem causar interferências entre satélites. Mesmo cada satélite transmitindo um “momento” de código

particular, basta o receptor fazer as comparações corretas entre cada código, para que as medições sejam corretas.

A codificação *GPS* permite que o sistema possua 2 tipos de serviço, com 2 tipos de código, podendo ser definidos da seguinte maneira:

Precise Positioning Service, ou *PPS*, sobre o código P. Este sistema possui uma alta precisão, melhor que 10 metros [19]. Entretanto, esse código é de conhecimento exclusivo dos militares americanos e utilizado apenas para seus interesses, sendo criptografado e protegido.

Standard Positioning Service, ou *SPS*, sobre o código C/A. Este sistema possui uma precisão menor que a *PPS*, mas o código C/A é de acesso livre e gratuito, sendo de uso de todos os receptores civis. Possui uma frequência mais baixa do que o código P, sendo menos preciso. Nesta codificação, o Departamento de Defesa dos Estados Unidos introduzia uma *Disponibilidade Seletiva (D/S)*, que nada mais é que uma fonte de erro artificial, ou uma degradação voluntária na informação radiodifusora, com o propósito de reduzir a precisão do sistema *GPS* em mais de 100 metros.

2.4.1.3 Posicionamento de Satélite

Os satélites foram colocados pelo Departamento de Defesa em órbitas muito precisas, sendo que suas posições são atualizadas o tempo todo, a partir da comunicação com as estações de monitoramento, que conferem a precisão de dados referentes à posição, altitude e velocidade de um satélite, com o propósito de que os repetidores recebam a posição correta de cada satélite num exato momento.

A estação terrestre de monitoramento verifica possíveis erros que afetem a localização na órbita dos satélites. Estes erros ocorrem devido a irregularidades de rotação e por forças gravitacionais do planeta, pressões de radiação solar sofridas pelos satélites e ressonâncias.

Para que ocorra a correção da órbita do satélite com relação ao planeta, o Departamento de Defesa dos Estados Unidos manda informações para o satélite que corrigem a informação de seu relógio. Nesta comunicação entre o Departamento e satélite existe um código diferente do

pseudo-aleatório. Este é conhecido como “mensagem de dados”, específico para o acerto do satélite.

2.4.1.4 Erros no Sistema

Normalmente, descreve-se o comportamento de uma onda no vácuo em uma condição perfeita de propagação, mas na prática não ocorre essa perfeição. Uma camada (iniciando entre 70 a 90 quilômetros acima da Terra) de partículas elétricas que envolve o planeta conhecida como ionosfera interfere na propagação da onda. Como visto em [21], esta pode ser responsável pela variação da velocidade das ondas de rádio e causar efeitos de refração e cintilação. Destaca, ainda, que a ionosfera é responsável por 50 por cento dos erros de cálculo de distância entre o satélite e o receptor, resultando em uma imprecisão de até 26 metros [21]. Outro problema em sinais *GPS* é o vapor d’água na atmosfera (troposfera), responsável por atenuação e desvios de fase do sinal transmitido. Nas frequências em GHz, o vapor d’água causa também o efeito de difração nos sinais transmitidos.

Os erros podem ser oriundos da forma com que o sinal chega ao receptor. Estes sinais podem ser recebidos de duas formas: diretamente do satélite ou, em certos casos, indiretamente, a partir de sinais que atingiram corpos terrestres, antes de atingirem a antena do receptor [22]. Este fenômeno é conhecido como efeito de multicaminho e afeta a precisão da localização. Seu comportamento é difícil de ser quantificado pelo fato de depender do local de recepção do sinal (área aberta ou fechada). Mas, como visto em [21], este efeito, quando ocorre, afeta em menos de 8 por cento do erro do *pseudorange* calculado.

Como foi visto acima, os relógios dos satélites podem incorrer em erros que são corrigidos pelo Departamento de Defesa. Entretanto, o receptor também pode cometer erros, como arredondamento de operações matemáticas ou sofrer interferência elétrica que resultaria em associação errada no código pseudo-aleatório. Estes erros causam uma incerteza (variação) de alguns metros nas medições.

Outro erro possível de ocorrer no receptor está relacionado à escolha dos satélites para a localização, quando estes receptores têm limitação no número de satélites a serem rastreados. Neste caso, entra-se na situação de “Diluição Geométrica de Precisão” (DGP) [19], que determina que uma solução matemática para localização pode ser melhor ou pior, dependendo da

escolha dos satélites pelo receptor. Quanto melhor distribuídos os satélites, mais precisa será a determinação da localização.

2.4.1.5 Diferencial Global Positioning System (DGPS)

O *DGPS* é uma evolução do sistema *GPS* que diminui os efeitos de interferências e leva à precisão melhor que 1 metro. Sua construção surge da técnica de correção diferencial. Começa pela coleta de dados de posições *GPS*, em locais conhecidos, com algumas estações-faróis fixas. A estação-farol compara o valor real da sua posição com a medida *GPS*. Com essa diferença é retirado o erro de cada satélite. As correções dos erros são enviadas aos receptores *GPS* da área de cobertura da estação farol, como visto na Figura 11. Os receptores *GPS*, desta área, recebem os sinais com as diferenças e inserem em seu algoritmo essa diferença, permitindo assim o aumento de precisão em localização .

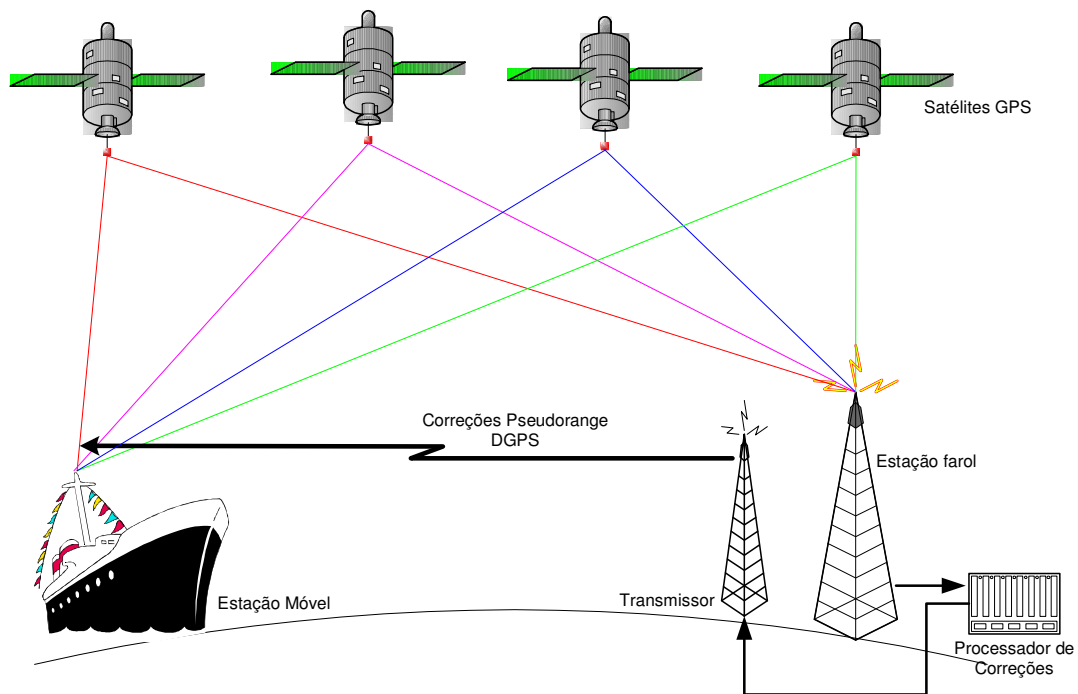


Figura 11. Funcionamento do DGPS

2.5 GALILEO, GLONASS e COMPASS

O intuito inicial do *GPS* era a utilização pelos militares para fins estratégicos na guerra fria. Paralelamente, os soviéticos também desenvolveram um sistema, conceitualmente igual, conhecido como *GLONASS*.

O primeiro satélite *GLONASS* foi colocado em órbita em 1982. Sua operacionalização foi retardada com o fim da guerra fria. Hoje, é administrado pelos russos. Suas principais diferenças podem ser atribuídas ao número de planos orbitais, que são 3 em vez de 6 do *GPS*, para 24 satélites e trabalhar com uma faixa de frequência de portadora ao invés de uma frequência fixa, como no *GPS*, de 1.606,0 a 1.615,5 MHz e 1.246,0 a 1.256,5 MHz para L1 e L2, respectivamente, além de utilizar o sistema geodésico *PZ*.

O sistema *GALILEO* foi concebido pela União Européia, com o mesmo conceito e propósito, mas sendo um projeto civil e comercial. Entretanto, este ainda não está consolidado e sua viabilidade econômica ainda está em processo de análise. Por esses motivos, apenas alguns dos 30 satélites previstos da constelação definitiva *GALILEO* foram colocados no espaço.

O mais recente dos sistemas de navegação é o *COMPASS*, da China, que teve início em abril de 2007, com o lançamento do *COMPASS M-1*. Este também trabalha com conceito igual ao *GPS*, tanto para serviços, como para bandas de frequência e estrutura do sinal. Entretanto, algumas diferenças podem ser destacadas, como o projeto de lançar 30 satélites em órbita média (*MEO*) e mais 5 em órbita geoestacionária (*GEO*) e a transmissão em 4 frequências 1590 MHz, 1561 MHz, 1269 MHz e 1207 MHz, mas tendo a mesma largura de banda do *GPS*[23]. Neste caso, são utilizadas as seqüências pseudo-aleatórias, com isso necessitando de baixa potência de transmissão e possuindo, como semelhança, a estrutura de quadros iguais ao código CA do *GPS*[24]. Os serviços a serem prestados consistem em um civil aberto e em outro de alta precisão militar.

Os receptores *COMPASS* utilizados nos primeiros testes do sistema são receptores de *GPS*, com seu hardware modificado e adaptado. Os resultados dos testes feitos mostram que o desempenho em precisão de localização do *COMPASS* é similar ao do *GPS* [23].

2.6 Outros sistemas e processos espaciais

Outros sistemas de localização que utilizam satélites, medidas de *ranging* e efeito *Doppler* na localização foram objeto de patentes nos Estados Unidos e serão descritos brevemente abaixo.

Um sistema é formado por uma estação terrestre, um satélite em posição conhecida e um avião contendo relógio atômico, navegador inercial e um computador. Com a troca de mensagens (*ranging* e sincronismo) entre o avião e o satélite, o computador gera uma esfera imaginária de raio igual à distância do satélite, sendo o satélite posicionado na superfície da esfera e o centroide da esfera a aeronave. Logo após, ocorrem mais duas transmissões, que geram mais duas esferas com centroides deslocados. As três esferas se interceptam no ponto onde se encontra o satélite, determinando, assim, a posição do satélite com relação ao avião. Com esta informação e sabendo a localização do satélite, com relação ao planeta, descobre-se a localização do avião [3].

Outro sistema surge do emprego de, no mínimo, dois trancetores terrestres, com localizações conhecidas, tendo estes comunicação com o trancetor em órbita, mais o efeito *Doppler* e diferenças de tempo. Com o primeiro trancetor terrestre retira-se a primeira medida de distância e sua primeira taxa de variação entre medidas de tempo. Obtém-se, então, um círculo de intersecção que representa o conjunto de posições possíveis para o trancetor em órbita. Deste círculo é obtido uma orientação espacial, um raio específico e o centro da esfera, juntamente com a posição relativa tridimensional baseada na posição do primeiro trancetor com posição conhecida. Com o segundo trancetor e a segunda medida de distância, torna-se possível saber a posição angular ao longo do círculo de intersecção. O trancetor em órbita é determinado pela união do círculo de intersecção e a posição angular[25].

Outro conceito é composto por um satélite, um transmissor terrestre, vários receptores terrestres e um controlador/analizador operando em dois diferentes modos. O primeiro modo, conhecido como modo Ativo, funciona a partir de um sinal de rastreamento enviado pelo transmissor com a técnica de transmissão “spread spectrum” para um satélite, que reenvia o sinal para, pelo menos, um dos receptores terrestres. Com isso, o controlador/analizador determina, pelo sinal recebido, a posição e a velocidade do satélite. No modo Passivo, pelo menos dois receptores recebem o sinal transmitido pelo satélite durante sua passagem sobre estes. O controlador/analizador recebe estes sinais oriundos dos receptores, determina a velocidade e a

posição do satélite. Com as informações de velocidade e posição do satélite, pode-se determinar a posição de um transmissor desconhecido que possa causar interferência no satélite [26].

Uma proposta européia é baseada em várias seqüências de dados duplicadas, sendo uma levada a um primeiro conjunto de recepção, com uma seqüência predeterminada que dispara o início do medidor de tempo. A outra seqüência é levada por uma antena, ao espaço, de encontro ao satélite e, voltando, novamente, a essa antena que leva esse sinal ao segundo conjunto de recepção que detecta a mesma seqüência predeterminada, disparando o sinal de término do medidor de tempo. Com *Doppler* e as diferenças de tempo medidas pelo marcador, feitas de maneira sucessiva, permite-se que seja calculada a distância do satélite para a estação terrestre e sua velocidade relativa com relação à mesma [27].

Um sistema proposto por um inventor japonês é composto de um satélite não-estacionário, uma estação terrestre móvel com um tranceptor (a ser localizada) e uma estação terrestre fixa conectada a uma rede de processamento de informações e apta a receber dados via satélite, juntamente com o efeito *Doppler* e a medida de *ranging*[28]. Estas informações resultam em coordenadas tridimensionais, tendo o centro de gravidade do planeta como origem das coordenadas e utilizando pontos de intersecção de superfícies circulares imaginárias, oriundas de várias medidas da distância do satélite para a estação móvel. A arquitetura do sistema também permite a determinação da posição da estação terrestre móvel pela intersecção de superfícies cônicas.

2.7 Cálculo do Efeito Doppler em Satélites de Baixa Órbita

Nesta parte do capítulo, serão vistos os cálculos de efeito *Doppler* empregados em satélites de baixa órbita (*LEO- Low Earth Orbit*). Este tipo de órbita tem, como característica, a localização de satélites em altitudes de 200Km a 6000Km [29], sendo seu período de rotação entre 90 minutos a 4 horas[30]. O intuito desse estudo é verificar os desvios de frequências gerados neste tipo de órbita, considerando que estes satélites podem trabalhar como repetidoras móveis.

Partindo da equação (2), nota-se que apenas v_r é variável, sendo esta a velocidade relativa do satélite para um ponto visto no planeta, decorrente da variação da distância entre

ambos. Esta velocidade é dependente do formato da órbita percorrida pelo satélite. Com isso, sua fórmula varia, dependendo do formato e do instante e órbitas escolhido.

2.7.1 Órbita Circular

Para os três cálculos propostos para velocidade relativa, o princípio é sempre o mesmo, originado do cálculo da distância pela lei dos cossenos. Em um sistema com satélites em órbita circular a equação é dada por:

$$d(t) = \sqrt{r_a^2 + (r_a + h_s)^2 - 2r_a(r_a + h_s) \cos \varphi} \quad [m] \quad (5)$$

sendo r_a raio da Terra, h_s altitude do satélite e φ o ângulo do centro do planeta durante a passagem do satélite, podendo ser substituído pela velocidade angular e tempo ωt (Apêndice A).

A velocidade relativa é obtida a partir de sua derivada:

$$v_r(t) = 0.5 \times \frac{\omega \times 2r_a \times (r_a + h_s) \times \sin(\omega t)}{\sqrt{r_a^2 + (r_a + h_s)^2 - 2r_a \times (r_a + h_s) \times \cos(\omega t)}} \quad [m/s] \quad (6)$$

Simplificando, tem-se:

$$v_c = \sqrt{\frac{\mu}{a}} \quad [m/s] \quad (7)$$

sendo esta fórmula aplicada em (2) para obtenção do efeito *Doppler*. Esta equação descreve o comportamento da velocidade para uma órbita circular.

2.7.2 Órbita Elíptica

No caso da órbita elíptica, a distância do satélite ao centro da Terra não será mais constante e os tempos de visada ao ponto no planeta, também não serão iguais entre apogeu e perigeu.

Com a mudança contínua no raio, como pode ser vista no Apêndice A, a distância $d(t)$ para o momento de perigeu resulta em uma nova equação da distância. Esta será necessária para o cálculo de $V_r(t)$, como visto em (8) e (9):

$$d(t) = \sqrt{r_a^2 + \left[\frac{a \times (1 - e^2)}{1 + e \times \cos(\omega t)} \right]^2} - 2 \times r_a \times \frac{a \times (1 - e^2)}{1 + e \times \cos(\omega t)} \times \cos(\omega t) \quad [m] \quad (8)$$

$$V_r(t) = \frac{1}{w} \times [i \times q] \quad [m/s] \quad (9)$$

sendo:

$$w = 2 \times \sqrt{r_a^2 + \frac{a^2 \times (1 - e^2)}{(1 + e \times \cos(\omega t))^2} - 2 \times r_a \times \frac{a \times (1 - e^2)}{(1 + e \times \cos(\omega t))} \times \cos(\omega t)} \quad (10)$$

$$i = 2 \times a^2 \times \frac{(1 - e^2)^2}{(1 + e \times \cos(\omega t))^3} \times e \times \sin(\omega t) \times \omega - 2 \times r_a \times a \times \frac{(1 - e^2)}{(1 + e \times \cos(\omega t))^2} \quad (11)$$

$$q = \cos(\omega t) \times e \times \sin(\omega t) \times \omega + 2 \times r_a \times a \times \frac{(1 - e^2)}{(1 + e \times \cos(\omega t))} \times \sin(\omega t) \times \omega \quad (12)$$

sendo e a excentricidade da elipse e a o semi-eixo maior da elipse. A equação (9) será aplicada em (2) para obtenção do efeito *Doppler*.

Para o apogeu, mais algumas modificações são feitas, como pode ser visto no Apêndice A, começando pelo deslocamento em 180° do ponto de medição, saindo do ponto de perigeu para o apogeu. Com isso, os instantes do período de medição não são mais centrados no instante zero.

O deslocamento em π pode ser visto na expressão para distância no apogeu (13) e, conseqüentemente, em sua velocidade relativa (14):

$$d(t) = \sqrt{r_a^2 + \left[\frac{a \times (1 - e^2)}{1 + e \times \cos(\omega t)} \right]^2} - 2 \times r_a \times \frac{a \times (1 - e^2)}{1 + e \times \cos(\omega t)} \times \cos(\pi - \omega t) \quad [m] \quad (13)$$

$$V_r = \frac{1}{\delta} \times \beta \times \psi \quad [m/s] \quad (14)$$

sendo:

$$\psi = \cos(\omega t) \times e \times \sin(\omega t) \times \omega - 2 \times r_a \times a \times \frac{(1 - e^2)}{(1 + e \times \cos(\omega t))} \times \sin(\omega t) \times \omega \quad (15)$$

$$\beta = 2 \times a^2 \times \frac{(1 - e^2)^2}{(1 + e \times \cos(\omega t))^3} \times e \times \sin(\omega t) \times \omega + 2 \times r_a \times a \times \frac{(1 - e^2)}{(1 + e \times \cos(\omega t))^2} \quad (16)$$

$$\delta = 2 \times \sqrt{r_a^2 + \frac{a^2 \times (1 - e^2)}{(1 + e \times \cos(\omega r))^2}} + 2 \times r_a \times \frac{a \times (1 - e^2)}{(1 + e \times \cos(\omega r))} \times \cos(\omega r) \quad (17)$$

sendo a equação (14) aplicada na equação (2) para obtenção do efeito *Doppler* .

2.8 Simulações em Condições Orbitais Reais

A partir do desenvolvimento acima, foram simulados os desempenhos de Efeito *Doppler* em condições de órbita circular e elíptica. As frequências escolhidas foram 2,4 GHz e 415 MHz e a simulação de curvas no *software* MathCad [31].

Para a órbita circular foram utilizados um raio da Terra $r_a = 6378$ Km e uma altitude do satélite $h_s = 800$ Km.

Para a simulação da órbita elíptica foi utilizado, como exemplo, o satélite Starlette do CNES (*Centre Nacional d'Estudes Spatiales*), com excentricidade $e = 0.021$. Este satélite tem como característica principal a pouca diferença entre valores de altitude de perigeu ($h_p = 805$ Km para a superfície do planeta) e apogeu ($h_a = 1108$ Km para a superfície do planeta), sendo esta a característica da grande maioria dos satélites *LEO*.

Para os cálculos de desvio de frequência foi usado (2), variando a fórmula da velocidade relativa, como visto na Tabela 1. Os resultados podem ser vistos nas Figuras 12 e 13. As curvas do apogeu foram deslocadas e centralizadas no instante zero para facilitar o gráfico comparativo.

Tabela 1: Dados para cálculo do efeito Doppler.

Tipo de órbita	Tempo de visada(s)	ω [rad / s]	Ângulo° (Cen.Terra)	Fórmula v_r
Circular	918	1.0382×10^{-3}	27,31	(6)
Elíptica (perigeu)	960	1.005×10^{-3}	27.63	(9)
Elíptica (apogeu)	1077	1.005×10^{-3}	31	(14)

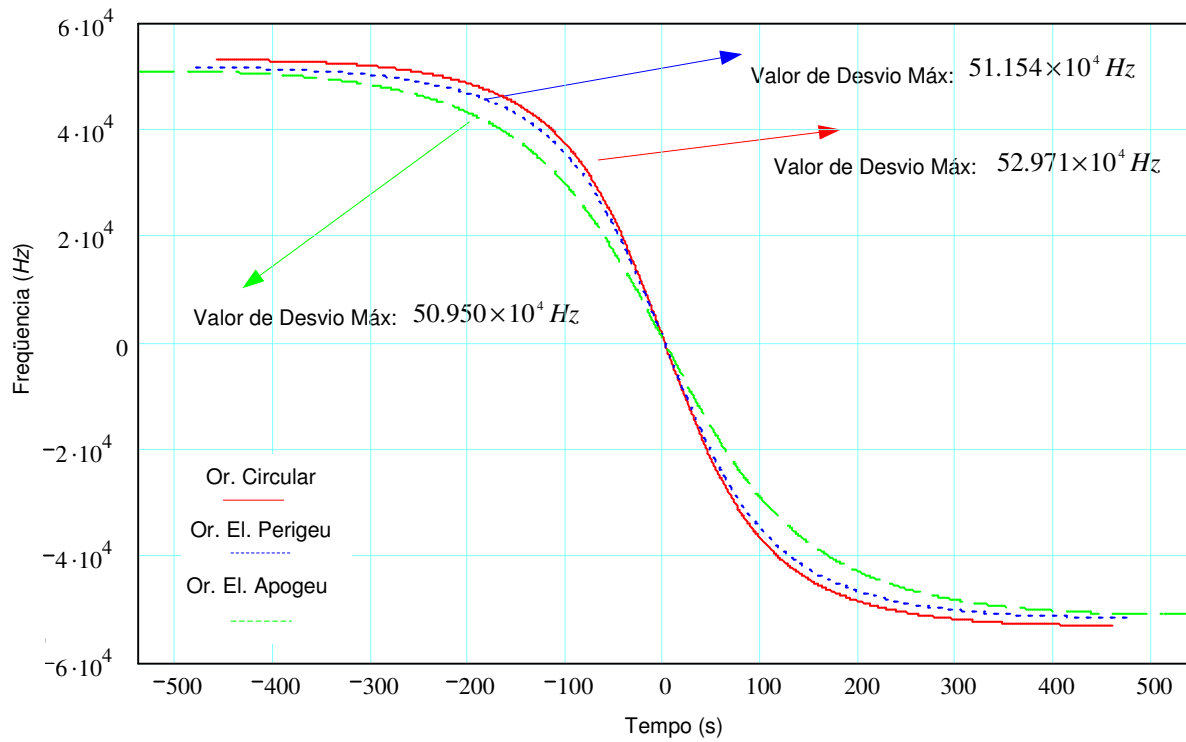


Figura 12. Gráfico de desempenho do efeito Doppler para frequência de 2.4 GHz

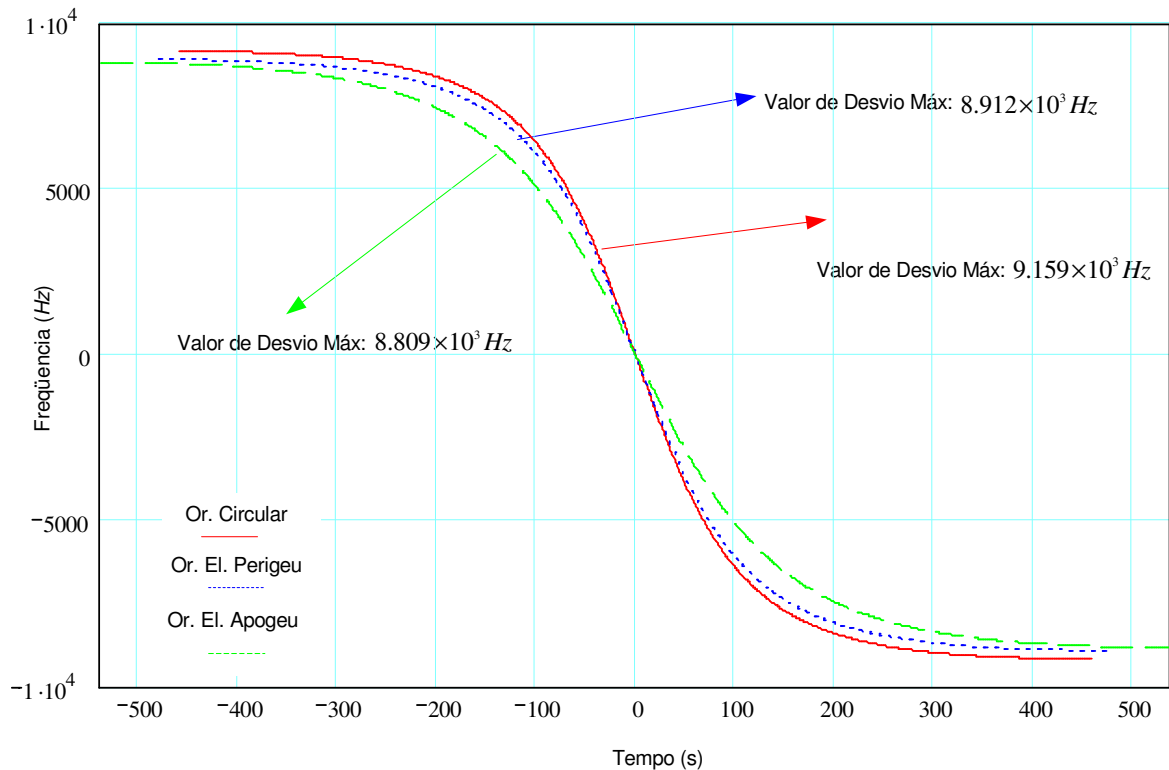


Figura 13. Gráfico de desempenho do efeito Doppler para frequência de 415 MHz

As Figuras 12 e 13 confirmam o comportamento já esperado do efeito *Doppler*. Nos instantes de tempo negativo, o satélite aproxima-se do receptor. Por isso, sua frequência medida é superior à transmitida. Nos instantes de tempo positivo, o satélite afasta-se do receptor. Com isso, a frequência medida é inferior à transmitida.

Outro ponto visível é a grande influência do valor de frequência aplicado na equação (2) nos valores das curvas, embora não modificando o seu formato. Mas também pode ser notado que o tipo de órbita, ou seu instante (apogeu ou perigeu), quase não interfere nos valores das curvas, sendo a variação do valor do desvio de frequência mínimo.

3. SISTEMA GEOLOCAL

3.1 Conceito inicial

O sistema Geolocal se propõe a oferecer uma solução inovadora para rastreamento, geolocalização e sincronismo. O sistema foi, inicialmente, concebido e patenteado nacionalmente [32]. Com os avanços e modificações, sua atual concepção resultou no pedido de uma nova patente de autoria do professor Pierre Kaufmann no Brasil e em vários outros países [33].

3.2 Funcionamento

O sistema Geolocal baseia-se em uma solução geométrica para determinação da posição da repetidora e alvos [34]. O sistema é composto por, no mínimo, 3 bases de referência com posições geodésicas muito bem conhecidas, por uma repetidora de sinais no espaço, alvos a serem localizados e por uma rede de comunicação por onde trafegam as informações. Toda a estrutura simplificada é representada pela Figura 14.

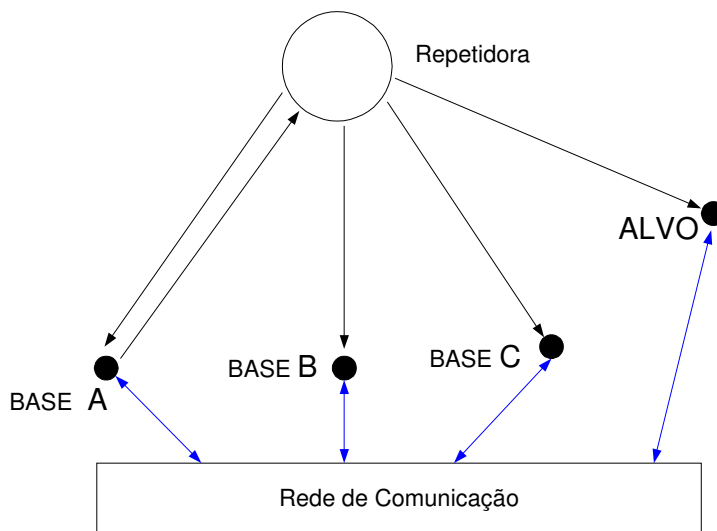


Figura 14. Estrutura básica do Geolocal para a localização de repetidora e alvo.

A base A é tomada como referência para todo o sistema e realiza a transmissão de um sinal de sinalização responsável pelo registro de tempo em todas as demais estações.

O sistema Geolocal é totalmente baseado nas medidas de tempo[35]. Através das medidas de tempo de propagação, é possível se determinar as distâncias, o que resulta na determinação de

posição. Sendo assim, as três bases A, B e C e o alvo deverão trabalhar com relógios sincronizados entre si, para permitir a precisão do sistema.

A transmissão do sinal de sinalização é sempre realizada no instante zero do sistema. Este sinal se propaga em direção à repetidora que retransmite os sinais para todas as bases e alvos, incluindo a base A.

Ao ser recebido pelas bases A, B, C e o alvo, o sinal de sinalização é, devidamente, interpretado pela estrutura de relógio instalada na recepção, resultando em um registro que representa o tempo gasto pelo sinal para percorrer as distâncias: base A-repetidora-base A (Δt_A), base A-repetidora-base B (Δt_B), base A-repetidora-base C (Δt_C) e base A-repetidora-Alvo (Δt_p) [36].

Estas medidas de tempo feitas de maneira sucessiva, levadas à base com a central de processamento e empregadas ao algoritmo abaixo permitem a localização da repetidora e dos alvos.

3.3 Algoritmo Empregado

Para que o sistema Geolocal funcione, é necessária a aplicação de cálculos e a introdução de um algoritmo que traduza os dados em coordenadas geográficas e altitude, sendo estas oriundas de, pelo menos, 4 conjuntos de medidas de diferenças de tempo das bases e do alvo. Sendo assim, torna-se possível determinar a posição do repetidor e a distância deste para o alvo ao mesmo tempo.

Inicialmente, será descrito o procedimento para a determinação do posicionamento da repetidora, pois, com o entendimento dessa técnica, basta repetir o conceito para a determinação da posição do alvo. Com o primeiro conjunto de medidas, determina-se a posição da repetidora R_1 e sua primeira distância para o alvo, pelo sistema linear dado por [37]:

$$\begin{aligned}
\Delta_1 t_A &= \frac{2\overline{AR}}{c} + \delta_{A_t} + \delta_r + \delta_{A_r} \\
\Delta_1 t_B &= \frac{\overline{AR}}{c} + \frac{\overline{BR}}{c} + \delta_{A_t} + \delta_r + \delta_{B_r} \\
\Delta_1 t_C &= \frac{\overline{AR}}{c} + \frac{\overline{CR}}{c} + \delta_{A_t} + \delta_r + \delta_{C_r} \\
\Delta_1 t_P &= \frac{\overline{AR}}{c} + \frac{\overline{PR}}{c} + \delta_{A_t} + \delta_r + \delta_{P_r}
\end{aligned} \tag{18}$$

sendo \overline{AR} , \overline{BR} , \overline{CR} , respectivamente, as distâncias de cada uma das bases até a repetidora, c a velocidade da luz no vácuo, δ_{A_t} atraso de processamento na transmissão, δ_r atraso no transponder e δ_{A_r} , δ_{B_r} , δ_{C_r} são atrasos de processamento nas bases A, B, C (vistas na Figura15), respectivamente. Estes atrasos incluídos no cálculo ocorrem devido a cabos, circuitos, equipamentos eletrônicos e ciclo de máquina para processamento decorrentes do sistema Geolocal.

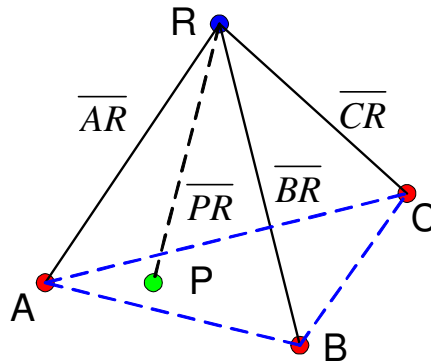


Figura 15. Diagrama básico do sistema Geolocal formado pelas medidas de tempo.

Para calcular a posição R , vista na Figura 16, é necessário descrever três esferas centradas nas bases A, B, C passando por R , em um sistema de coordenadas ortogonal centrado em A ($A, \vec{x}, \vec{y}, \vec{z}$). O ponto B está contido na reta determinada por A e \vec{x} e C contido no plano A, B e \vec{y} , com \vec{z} saindo do ponto A sobre a Terra. Juntamente com isso, foi denotada a função, dada abaixo, que possui as variáveis de longitude, latitude e a distância de um ponto ao centro da Terra, respectivamente, como valores das coordenadas para o ponto em ($A, \vec{x}, \vec{y}, \vec{z}$), obtendo a seguinte matriz [37] :

$$M : [0, 360^\circ] \times [-90^\circ, 90^\circ] \times [0, \infty[\rightarrow \mathbb{R}^3 \quad (19)$$

As esferas centradas em A, B, C possuem seus respectivos raios $\overline{AR_1}$, $\overline{BR_1}$, $\overline{CR_1}$ e se interceptam em dois pontos. Um é o ponto onde se encontra a repetidora em seu primeiro instante R_1 e outro, dentro da Terra, que será desconsiderado. O ponto R_1 é determinado a partir de:

$$\begin{aligned} x_{R_1} &= \frac{\overline{AR_1}^2 - \overline{BR_1}^2 + \overline{AB}^2}{2\overline{AB}} \\ y_{R_1} &= \frac{r_1^2 - r_2^2}{2y_c} + \frac{y_c}{2} \\ z_{R_1} &= \sqrt{r_1^2 - y_{R_1}^2} \end{aligned} \quad (20)$$

onde $r_1^2 = \overline{AR_1}^2 - x_{R_1}^2$, $r_2^2 = \overline{CR_1}^2 - (x_c - x_{R_1})^2$ e \overline{AB} é o módulo da distância entre as bases A e B. As coordenadas do repetidor em latitude, longitude e altitude são obtidas a partir de $M^{-1}(x_{R_1}, y_{R_1}, z_{R_1})$.

Este desenvolvimento matemático permitiu transportar o sistema de coordenadas para a posição da base A, como apresentado na Figura 16.

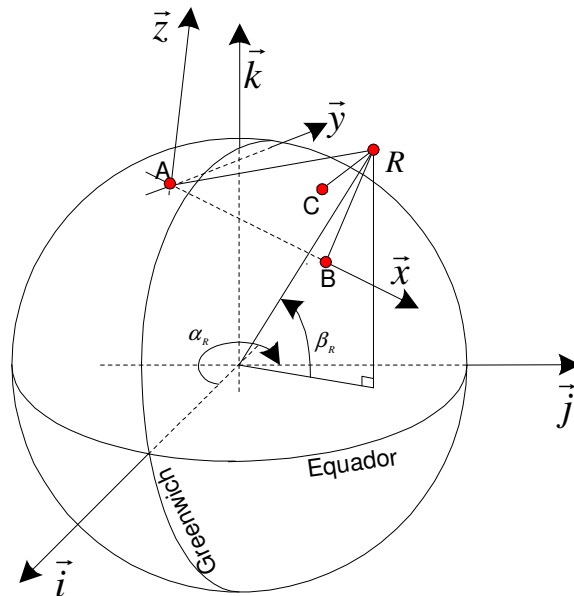


Figura 16. Coordenadas transladadas do centro do planeta para a sua superfície, centradas na base A[37].

A partir da introdução de mais 3 medidas de tempo e da repetição do processo apresentado acima, ou seja, com um sistema similar ao $(A, \bar{x}, \bar{y}, \bar{z})$, será estabelecido um sistema ortogonal $(R_1, \bar{u}, \bar{v}, \bar{\omega})$ (visto na Figura 17) em função das posições R_1, R_2, R_3 , sendo que R_2 está contido na linha reta determinada por R_1 e \bar{u} , e R_3 está contido no plano dado R_1, R_2 e \bar{v} .

A posição do alvo é determinada pelas coordenadas $\bar{u}, \bar{v}, \bar{\omega}$ descritas no ponto P e definidas pelo sistema de equações:

$$\begin{aligned} u_p^2 + v_p^2 + \omega_p^2 &= \overline{PR_1}^2 \\ (u_p - R_1 R_2)^2 + v_p^2 + \omega_p^2 &= \overline{PR_2}^2 \\ (u_p - u_{R_3})^2 + (v_p - v_{R_3})^2 + \omega_p^2 &= \overline{PR_3}^2 \end{aligned} \quad (21)$$

onde $u_{R_3} = \langle \overrightarrow{R_1 R_3}, \bar{u} \rangle$ e $v_{R_3} = \langle \overrightarrow{R_1 R_3}, \bar{v} \rangle$.

A solução com localização do alvo proposta por [37] é:

$$\begin{aligned} u_p &= \frac{\overline{PR_1}^2 - \overline{PR_2}^2 + \overline{R_1 R_2}^2}{2R_1 R_2} \\ v_p &= \frac{\rho_1^2 - \rho_2^2}{2v_{R_3}} + \frac{v_{R_3}}{2} \\ \omega_p &= \pm \sqrt{\rho_1^2 - v_p^2}, \end{aligned} \quad (22)$$

onde $\rho_1^2 = \overline{PR_1}^2 - u_p^2$ e $\rho_2^2 = \overline{PR_3}^2 - (u_{R_3} - u_p)^2$.

Pode ser visto na solução (22) com 3 esferas, ou seja, com 3 instantes (R_1, R_2, R_3) da repetidora resulta em dois possíveis valores ω_p , não sendo possível negligenciar o valor negativo. Com isso, é necessária a inclusão de um quarto instante que irá determinar a posição correta, se ω_p for positivo ou negativo. A Figura 17 demonstra o conceito geométrico desenvolvido.

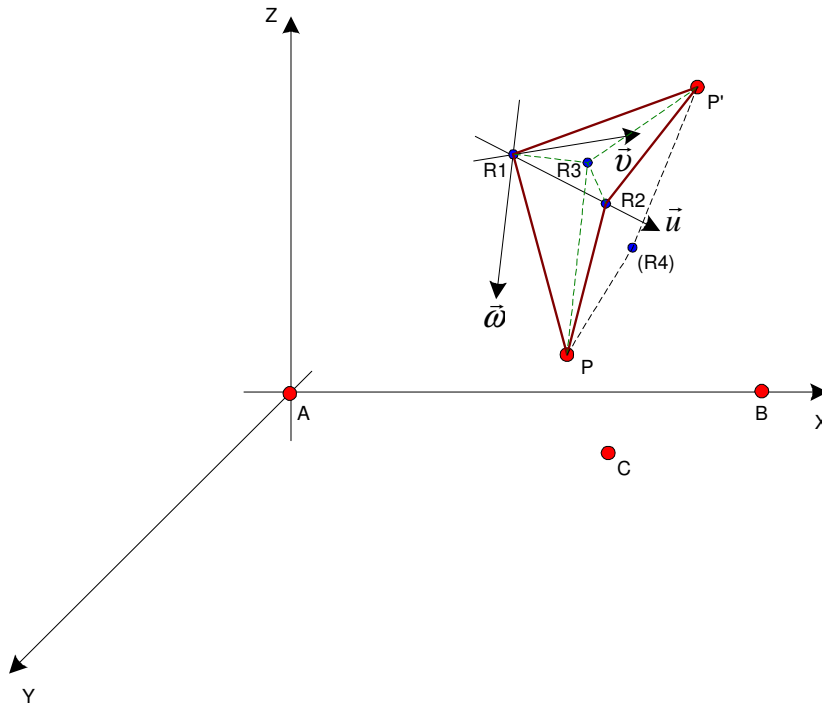


Figura 17. As quatro posições do repetidor R1,R2, R3,R4 com relação às bases A, B, C e as possíveis posições do alvo P e P' [37].

As duas soluções podem ser apresentadas no sistema $(A, \vec{x}, \vec{y}, \vec{z})$ como:

$$\begin{aligned}
 &u_p \vec{u} + v_p \vec{v} + \sqrt{\rho_1^2 - v_p^2} \vec{w} + R_1 \text{ e} \\
 &u_p \vec{u} + v_p \vec{v} - \sqrt{\rho_1^2 - v_p^2} \vec{w} + R_1
 \end{aligned}
 \tag{23}$$

Para a decisão correta do alvo, é calculada a distância de cada ponto para R_4 e $P=(x_p, y_p, z_p)$ deverá ser o valor que tem $\overline{PR_4}$ como distância semelhante. Para a aquisição das coordenadas em longitude, latitude e altitude do alvo P, obtém-se a função inversa $M^{-1}(x_p, y_p, z_p)$.

3.4 Disseminação de Tempo e Sincronismo do Geolocal

A disseminação de tempo é uma ferramenta de extrema importância empregada em inúmeros ramos em telecomunicações, sendo sua principal função obter o sincronismo, usualmente para calibração de equipamentos e conhecimento de atrasos em sistema de precisão.

Como já visto anteriormente o sincronismo de relógios é vital para o funcionamento do sistema Geolocal.

O sincronismo deste é obtido a partir da geometria deste sistema, com pontos de referência conhecidos no solo terrestre, com repetidora com posição espacial conhecida e disseminação de tempos.

Com isso, uma dessas referências de solo transmite o sinal de tempo que é recebido por uma ou mais referências a serem sincronizadas e verifica-se o tempo de chegada deste sinal e se este é apenas o tempo de propagação. Caso seja encontrado valor diferente no relógio, retira-se essa diferença, sincronizando o relógio.

O sincronismo dos relógios utilizados pelos alvos pode ser obtido com o algoritmo proposto pelo sistema Geolocal, com o alvo localizado em posição de uma coordenada geográfica conhecida.

O alvo localizado nesta posição terá como medida um valor de Δt_p medido e um valor $\Delta t_p'$ teoricamente encontrado por ser conhecida a posição geográfica, sendo $\Delta t_p'$ dado por [37]:

$$\Delta t_p' = \frac{\overline{AR}}{c} + \frac{\overline{PR}}{c} + \delta_A + \delta_R + \delta_p \quad (24)$$

sendo que os valores \overline{AR} e \overline{PR} foram adquiridos com posicionamento medido pelo sistema Geolocal.

Nesta posição geográfica conhecida, a sincronização é realizada descobrindo-se a diferença entre $\Delta t_p'$ e Δt_p . A diferença entre estes dois valores transforma-se em um fator empregado para correção de medidas de tempo realizadas pelo alvo.

O intervalo entre os momentos de sincronização dependerá da estabilidade dos relógios empregados nos equipamentos do sistema. Quanto mais sofisticada for a solução de relógio, menos freqüente serão estes momentos de sincronização.

4. EFEITO DOPPLER NO GEOLocal

Neste capítulo, serão vistas as possíveis consequências do efeito *Doppler* no sistema Geolocal e, posteriormente, será proposto um método para a sua correção.

4.1 Conseqüências do Efeito Doppler no Geolocal

Como foi visto no Capítulo 2, o efeito *Doppler* acarreta o desvio de frequência de alguns kHz na portadora do sinal transmitido por satélite em baixa órbita (*LEO*) para frequências centrais situadas em *UHF*. Entretanto, os efeitos não se resumem a apenas este fato. Na prática, a banda transmitida, contendo a informação modulada, também sofrerá desvios de frequência na recepção. Assim se forma um espectro de frequências variado por *Doppler* [38], conhecido como espectro *Doppler*. Este espectro é demonstrado na Figura 18, com a banda desenhada em preto representando a banda em sua frequência transmitida, e as bandas pontilhadas representando as bandas deslocadas em frequência devido a influência do efeito *Doppler*.

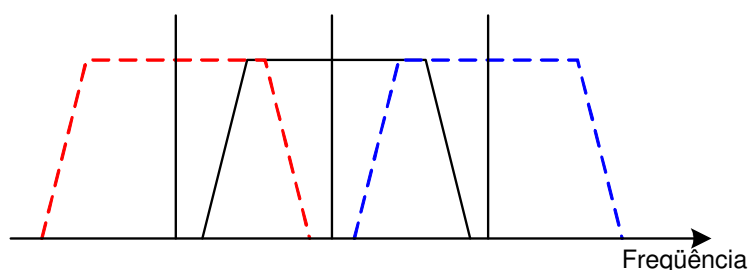


Figura 18. Variação de frequência na banda transmitida (bandas pontilhadas) conhecida como espectro *Doppler*.

O espectro *Doppler* resulta em dois efeitos a serem considerados. Primeiramente, com a formação deste espectro, devido a variação de frequência percebida no receptor, origina-se uma nova parcela de ruído, independente da existência de portadora, conhecido como Ruído FM aleatório (*Random FM Noise*). Esse ruído possui uma potência proporcional ao quadrado da velocidade do objeto[39]. Este problema é mitigado com a inserção de “tons piloto” próximos à frequência de portadora, que permitem a análise do comportamento do canal, referente às distorções geradas por este e permitindo uma equalização adaptativa do sinal transmitido.

O conhecimento do efeito *Doppler* e seu espectro tem como segundo efeito o fenômeno chamado espalhamento *Doppler* B_D (*Doppler Spread*).

O espalhamento *Doppler* trata-se da medida de espalhamento espectral causada pela variação da resposta impulsiva do canal em um determinado intervalo de tempo[40]. O espalhamento em frequência é dependente da velocidade relativa do móvel e do ângulo entre o receptor e o transmissor[41]. Sendo assim, o valor do espalhamento é diretamente dependente do efeito *Doppler*. O valor máximo de efeito *Doppler* obtido (Δf) é o valor de espalhamento sofrido pelo espectro, que é o valor B_D , dado por:

$$B_D = \Delta f_{\max} = \frac{v_{\max} f_c}{c} \quad [Hz] \quad (25)$$

Neste trabalho, os experimentos relativos a influência do efeito *Doppler* no sistema Geolocal serão testados na banda de *UHF*, nas frequências de 415 MHz e 2,4 GHz. Para estas em satélites *LEO*, o efeito *Doppler* máximo e, conseqüentemente, os espalhamentos *Doppler* encontrados com o método aplicado no Capítulo 2 são, respectivamente, 9,159 kHz e 52,971 kHz.

O espalhamento *Doppler* ocasiona desvanecimento, como pode ser visto em [41]. O desvanecimento resulta das variações em fase, potência, e polarização do sinal recebido, causadas por mudanças de amplitude e caminho percorrido, devido a reflexões no solo e atmosfera [42]. Há um correspondente no domínio do tempo para o espalhamento *Doppler*, chamado tempo de coerência T_c , dado por [41]:

$$T_c = \frac{0,423}{B_D} \quad [s] \quad (26)$$

O tempo de coerência permite dizer em qual estado de desvanecimento, causado por espalhamento *Doppler*, o canal se encontra durante o período de transmissão. Este estado pode ser rápido ou lento.

Quando estes sinais sofrem essas variações de potência de maneira rápida, ou seja, em fração de segundo, os sinais recebidos sofrem o efeito de distorção. Este tipo de desvanecimento é conhecido como desvanecimento rápido. Quando estas variações ocorrem de maneira mais lenta, ou seja, em minutos ou horas, caracteriza-se o estado de desvanecimento lento.

Praticamente não ocorre mudança na amplitude nem em potência, sendo considerado um canal estático [41]. Estas variações são consideradas desprezíveis.

A partir de (26), sabendo o valor do inverso da banda base do sinal transmitido P_{BB} , conclui-se que, se dois sinais forem recebidos com uma diferença de tempo superior a T_c , estes sinais serão afetados de formas diferentes pelo canal e se P_{BB} for superior ao T_c , ocorrerá distorção do sinal recebido [42]. Analisando-se no domínio da frequência, a largura de faixa do sinal em banda base deve ser menor que B_D para caracterizar um canal com desvanecimento rápido.

Para um sinal em banda base com largura de faixa muito maior que o valor de B_D , ou seja, o tempo de coerência T_c muito maior que P_{BB} , o espalhamento *Doppler* é desprezado, devido à resposta do canal ter um desvanecimento lento. Com isso, o canal é assumido como estático [41].

Para os testes com o sistema Geolocal, foi utilizada uma largura de faixa de sinal em banda base do sinal de 150kHz com $P_{BB} = 6.66 \times 10^{-6}$ segundos. Para a frequência de transmissão de 415 MHz, encontra-se $T_c = 4.62 \times 10^{-5}$ segundos e $B_D = 9,159$ kHz, dentro da condição de desvanecimento lento.

Para a frequência de 2,4 GHz de transmissão, encontra-se $B_D = 52,971$ kHz e $T_c = 8 \times 10^{-6}$ segundos. Neste caso, o tempo de coerência é pouco superior ao P_{BB} , e a banda base do sinal transmitido é pouco superior ao espalhamento *Doppler*. Ainda assim, atende-se às condições necessárias para um canal com desvanecimento lento.

Outro fator importante pode ser notado nas Figuras 12 e 13 que mostram a variação significativa na frequência causada por efeito *Doppler* durante a passagem do satélite. Para a análise de grandes intervalos de tempo, como as realizadas neste trabalho, a variação de frequência encontrada é grande. Porém, para o sistema Geolocal, onde seu sistema baseia-se em 4 medidas de tempos sucessivas para a determinação do alvo, cada uma separada em um intervalo

de tempo de 0,629 segundos, a variação de frequência entre cada medida causada por *Doppler* é de alguns Hz, sendo desprezível.

No entanto, essa condição, apresentada para apenas uma medida de posição, não se estende por todo tempo. Por este motivo é que o uso do *AFC* se faz necessário para garantir a boa operação do sistema, como será devidamente abordado na seção 4.2.

4.1.1 Simulação de Sistema com Efeito Doppler

Uma simulação desenvolvida com o auxílio do *software* Vissim, demonstra um caso real da influência do efeito *Doppler* em um sistema de transmissão e recepção de dados, como visto na Figura 19 [43]. Com modulador e demodulador FM, em um canal com ruído Gaussiano Branco (*AWGN*), é feita uma comparação com um canal com e sem efeito *Doppler* para as frequências de 415MHz e 2,4GHz, Figuras 20 e 21, transmitindo uma seqüência de pulsos quadrados, com o intuito de verificar se existe ou não variação da largura dos pulsos, no sinal transmitido, em virtude do efeito *Doppler* simulado. Tal é a condição necessária para o uso da codificação por largura de pulso (*PWM*) empregada na disseminação de tempo e sincronismo Geolocal.

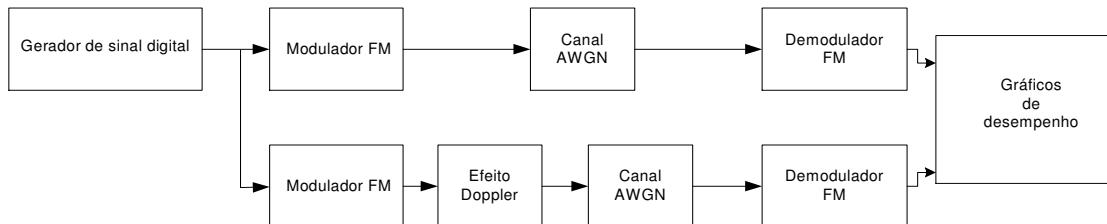


Figura 19. Diagrama de blocos da simulação com *software* Vissim[43].

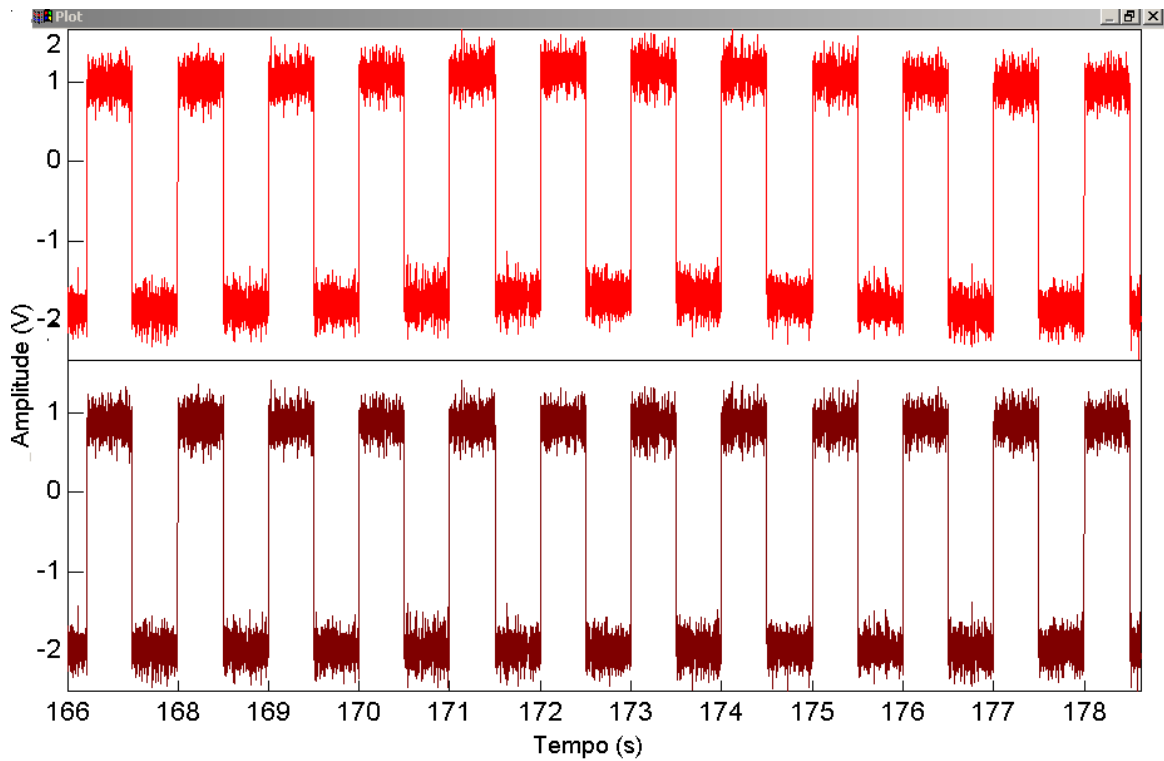


Figura 20. Gráfico da simulação proposta na Figura 19 para frequência de 415MHz, com o sinal demodulado sem efeito Doppler(marrom) e com efeito Doppler (vermelho).

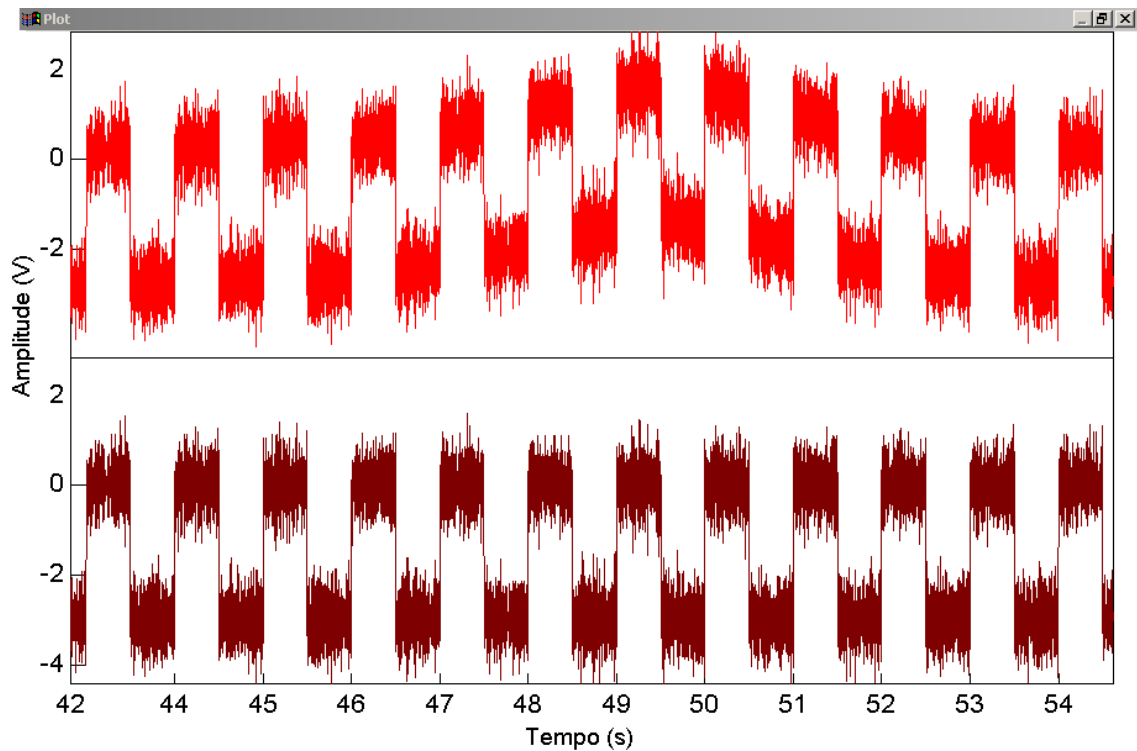


Figura 21. Gráfico da simulação proposta na Figura 19 para frequência de 2.4GHz, com o sinal demodulado sem efeito Doppler(marrom) e com efeito Doppler (vermelho).

As Figuras 20 e 21 mostram que os pulsos digitais não possuem nenhum tipo de variação temporal entre si com inserção de espalhamento *Doppler*. Não existe nenhum tipo de atraso ou adiantamento do instante de tempo recebimento entre um sistema com ou sem *Doppler*.

O formato do pulso é mantido mesmo na condição de um canal sem *Doppler*, (sem a ocorrência de variação em sua largura) ou seja, a duração do pulso não aumenta e nem diminui pela existência de efeito *Doppler* no sistema. O pulso é deslocado em sua amplitude devido a ação do efeito Doppler que provoca no sinal demodulado um comportamento semelhante a uma modulação em amplitude, sendo mais visível para frequência 2.4 GHz na Figura 21. Esta é a condição fundamental de funcionamento para a codificação *PWM* implementada com solução *FPGA* e utilizada no sistema do experimento do Geolocal (o qual será visto na seção 4.2.1), que exige precisão na largura dos pulsos. Em caso de ocorrência de alguma variação na largura dos pulsos, a placa *FPGA* não reconhece na recepção o sinal transmitido.

Pode-se concluir que o efeito *Doppler*, na frequência portadora de informações de tempo, não afeta o tipo de codificação utilizada pelo sistema Geolocal e, portanto, suas determinações.

4.2 Correção do efeito Doppler

O efeito *Doppler* na portadora, visto anteriormente no Capítulo 2, é corrigido, para compensar o desvio de frequência. A solução proposta neste trabalho é comum em receptores de rádio-frequência de FM[44] com introdução de circuitos de controle automático de frequência (*AFC*)[45].

Nos sistemas *AFC*, o sinal de rádio-frequência recebido é aplicado a um “*mixer*” onde é misturado a uma frequência gerada em oscilador controlado por tensão (*VCO*). O sinal resultante dessa mistura produz um novo espectro de frequências formado pela soma e subtração das duas frequências. Apenas a componente espectral na faixa de passagem do filtro acoplado à saída do *mixer* será transferida ao estágio seguinte, conhecida por frequência Intermediária (*FI*) que, posteriormente, será demodulada.

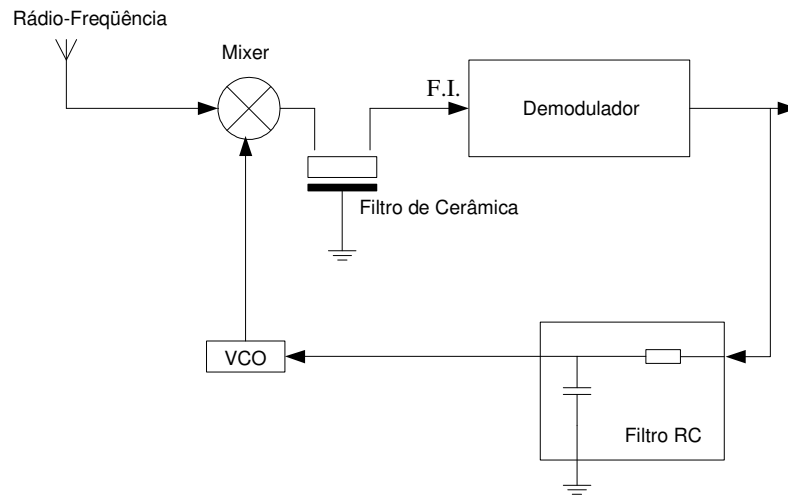


Figura 22. Estrutura básica do circuito AFC

Na demodulação, é retirada a informação originalmente transmitida contida na *FI* que, por sua vez, é levada aos estágios seguintes do receptor, bem como ao circuito de realimentação[46]. Esta informação possui um espectro que contém uma componente *DC* e componentes de alta freqüência, sendo as últimas prejudiciais para o funcionamento do *AFC*. Assim, é introduzido um filtro passa-baixas, formado por um circuito RC, como visto na Figura 22, que permite a extração de um nível *DC* médio, v_c , da informação, na saída do demodulador. A montagem do filtro RC, mostrada na Figura 22, é motivada pelo seu funcionamento. O capacitor não permite a passagem de corrente contínua devido à sua alta reatância capacitiva nas baixas freqüências, e a componente de alta freqüência flui facilmente, como se estivesse percorrendo um fio, servindo como um curto-circuito para o Terra.

Todo filtro possui uma freqüência de corte que é o parâmetro que indica a sua seletividade, determinada pelos valores do capacitor e do resistor, ou seja:

$$f_{corte} = \frac{1}{2\pi RC} \quad [Hz] \quad (27)$$

sendo f_{corte} o valor de freqüência em que o nível do sinal de saída do filtro será reduzido pela metade do valor encontrado para $f = 0 [Hz]$, restando após o filtro apenas um nível *DC* médio. Este nível controla o *VCO*.

O *VCO*, aqui descrito para fins de entendimento do sistema, pode ser formado por um circuito ressonante LC, onde L representa a indutância de uma bobina e C representa a capacitância ajustável de um diodo com capacitância variável por tensão (*Varicap*). A saída do filtro RC alimentará o *Varicap* com uma tensão variável, modificando a frequência de oscilação do *VCO*.

O *VCO*, que é o componente fundamental no funcionamento do *Phase-Locked Loop* (*PLL*), pode ser construído de inúmeras formas. Um exemplo proposto está mostrado na Figura 23 [41].

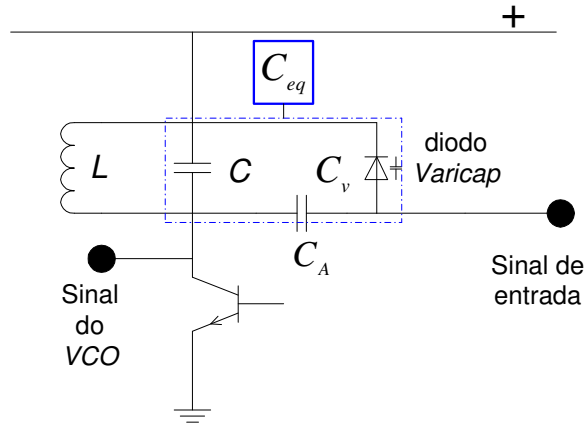


Figura 23. Estrutura de VCO proposta [41].

A estrutura vista na Figura 23 emprega um transistor que mantém a oscilação continuamente sintonizada pelo circuito passivo do *VCO* e um capacitor C_A que bloqueia a passagem do nível v_c , permitindo apenas a polarização reversa do *Varicap*.

O valor de C_A , propositalmente, é muito maior que o valor de C_v que é a capacitância do *Varicap*. Com isso, a capacitância equivalente de C_v e C_A , é dada por:

$$C_{VA} = \frac{C_v \times C_A}{C_v + C_A} \cong C_v \quad [F] \quad (28)$$

para $C_A \gg C_v$.

Para conhecer o valor real da capacitância do circuito, é necessário calcular a capacitância equivalente em paralelo entre C e C_v [41], é dada por:

$$C_{eq} = C_v + C \quad [F] \quad (29)$$

onde C é capacitor de valor fixo do VCO .

A capacitância C_{eq} é introduzida no cálculo da frequência de ressonância do VCO , isto é, a frequência que este gera em sua saída para a inserção no bloco misturador, onde seu cálculo, em radianos por segundo, é obtido a partir de:

$$\omega_c = \frac{1}{\sqrt{LC_{eq}}} \quad [rad / s] \quad (30)$$

A frequência ω_c varia em função da mudança da capacitância equivalente do circuito, até o momento em que não haja mais variação da tensão reversa de entrada. Neste instante, o VCO mantém a frequência transmitida [41].

O VCO possui um valor de frequência de oscilação central, que é determinada pelo valor de seus componentes e pelo valor da tensão de controle V_{co} . O valor do desvio da frequência central, é [47]:

$$\Delta\omega_0 = K_0(v_c - V_{co}) \quad [rad / s] \quad (31)$$

sendo K_0 o ganho do VCO , é dado por:

$$K_0 = \frac{\Delta\omega}{\Delta v_c} \quad [rad / s / V] \quad (32)$$

onde $\Delta\omega$ é a variação de frequência e Δv_c a variação da tensão de entrada do VCO . Cada VCO tem um valor específico K_0 , quando $v_c = V_{co}$, o VCO opera em sua frequência nominal ou central. Sabendo os valores de v_c em (31), consegue-se o valores máximo e mínimo de operação de um VCO .

Este tratamento é aplicado em cada iteração do processo, que é repetido até que seja encontrada a frequência intermediária ideal de funcionamento do demodulador. Portanto, a frequência central do oscilador local é determinada pela frequência de recepção mais ou menos da *FI*. Ao se obter a frequência ideal haverá uma mínima variação no nível *DC*, na entrada de *VCO*.

Um estudo prático do circuito *AFC* mostrará se este sistema poderá ou não introduzir atrasos variantes no receptor. Isto será verificado no tópico a seguir.

4.2.1 Realização Experimental

Com a introdução do circuito *AFC* em sistema de transmissão e recepção de informações, torna-se necessário o conhecimento do efeito desse circuito na introdução de atrasos de tempo/fase e as suas conseqüências nas medidas com o Geolocal.

A simulação teve o propósito de verificar os efeitos no atraso do circuito com a introdução de um receptor com o *AFC*. Como visto anteriormente, o sistema de Geolocalização trabalha com informações de diferenças de tempo, que são essenciais pela sua precisão na localização correta de repetidora e alvo. Qualquer variação introduzida pelo instrumental nestas diferenças implica em redução da precisão da determinação.

O experimento é descrito em blocos na Figura 24. Consiste em um computador conectado a uma placa com o kit de desenvolvimento *Altera Stratix II FPGA(Field Programmable Gate Array) EP2S60S1020C4*, com 60.440 elementos lógicos, 2.544.192 bits de memória *RAM(Random Access Memory)* e 718 pinos de entrada e saída. O *chip FPGA* é formado por unidades lógicas e blocos de entrada e saída conectados por chaves de interconexões formando uma matriz. Este conjunto é configurado (programado) por linguagem de hardware *VHDL(VHSIC Hardware Description Language)* e Verilog para desempenhar funções definidas pelos usuários[48]. Neste trabalho, sua função é reproduzir a codificação utilizada para disseminação de tempos do sistema Geolocal e medir o tempo entre transmissão e recepção deste sinal.

O sinal codificado oriundo do sistema *FPGA* é introduzido a um modulador em frequência em 500 MHz. Este sinal modulado, por sua vez, é misturado com o sinal de um analisador vetorial que promove a variação de frequência semelhante ao comportamento do efeito *Doppler*, em frequências próximas a 400 MHz. Com isso, obtêm-se dois sinais: um em torno de 100 MHz e outro em torno de 900 MHz.

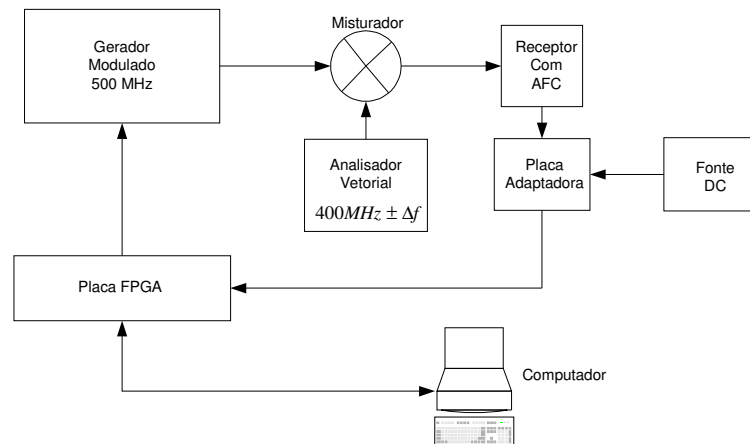


Figura 24. Diagrama de Blocos do experimento com AFC

Estes dois sinais são introduzidos em um receptor de rádio FM QUASAR QFM-1004, como mostra a Figura 24, sendo o sinal de 900 MHz eliminado pelo filtro de entrada do receptor. O receptor com o *AFC* é responsável pela demodulação do sinal. Tornou-se necessária a introdução de uma placa adaptadora composta de amplificador operacional e *Schmitt-Trigger*, com o intuito de restaurar o sinal.

Com o sinal recebido pela placa *FPGA*, é calculado o tempo que a seqüência digital leva para sair da placa e retornar a ela. Este valor numérico é levado ao computador, sendo salvo a cada instante de tempo. Isto permite a formação de gráficos de desempenho da variação do atraso introduzida pelo *AFC*.

O analisador vetorial não permite a variação de frequência para um período completo de visualização entre satélite e estação terrestre, que está em torno de 900 segundos. Deste modo, foi necessária a redução do tempo e da variação de frequência para tornar possível a execução do

experimento. Foram amostrados durante 150 segundos com os valores de efeito *Doppler* respectivos para as frequências de 2,4 GHz e 415 MHz e verificado o tempo de trânsito em cada segundo, como representados nas Figuras 25 e 26.

O sistema da placa *FPGA* opera com um relógio de 166,666... MHz. Com isso, sua resolução é dada pelo período do sinal empregado por este relógio, sendo esta de 6 nanossegundos. Por isso, como pode ser visto nas Figuras 27 e 28, este valor é a diferença mínima entre cada ponto assinalado nos gráficos.

O receptor de rádio utilizado no experimento possibilita, a partir de uma chave, o desligamento do sistema *AFC*, ou seja, é desligado o sistema de realimentação do esquema da Figura 22 e a frequência do *VCO* passa a ser fixa. Com isso, o experimento foi realizado, inicialmente, com o *AFC* do receptor de rádio desligado, e assim, verificados os resultados obtidos, demonstrados nas Figuras 25 e 26.

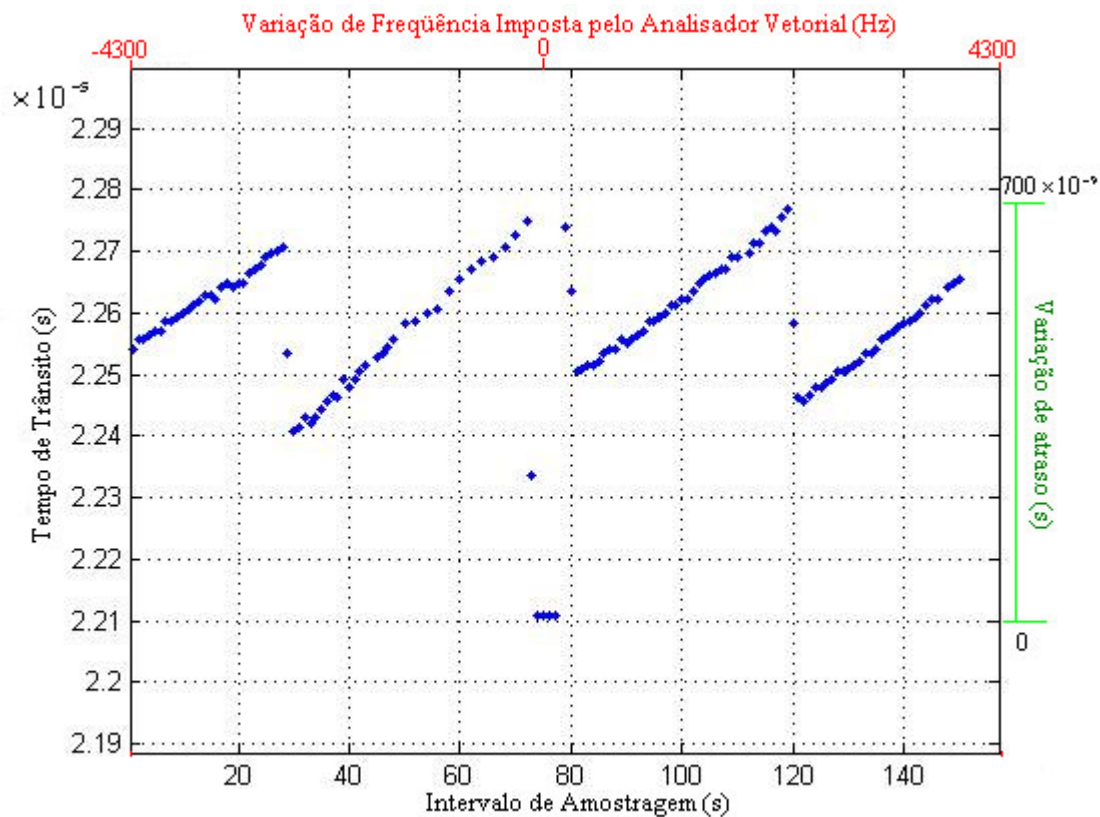


Figura 25. Variação do tempo de trânsito em 2,4GHz sem AFC

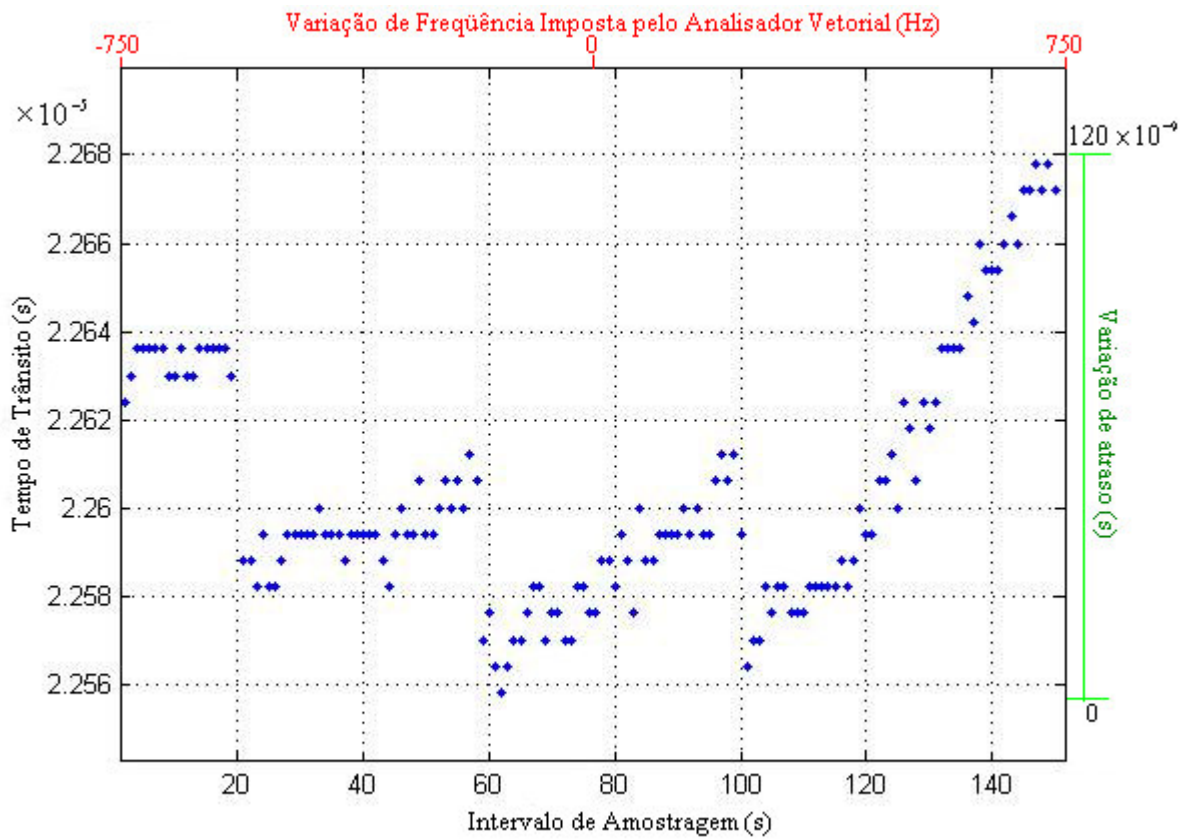


Figura 26. Variação do tempo de trânsito em 415 MHz sem AFC

Após a realização do experimento sem a correção de frequência, este foi repetido de maneira igual apenas com a chave *AFC* do receptor de rádio ligada. Os resultados obtidos são visualizados nas Figuras 27 e 28.

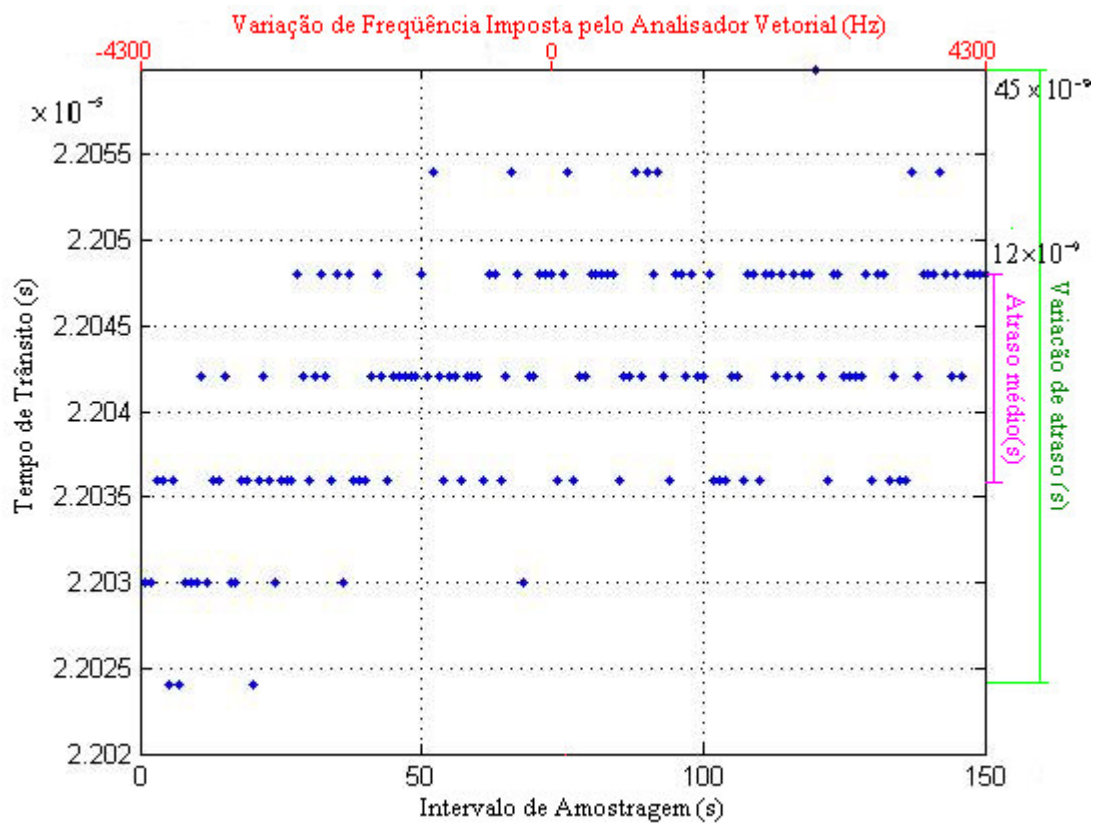


Figura 27. Variação do tempo de trânsito em 2,4GHz com AFC

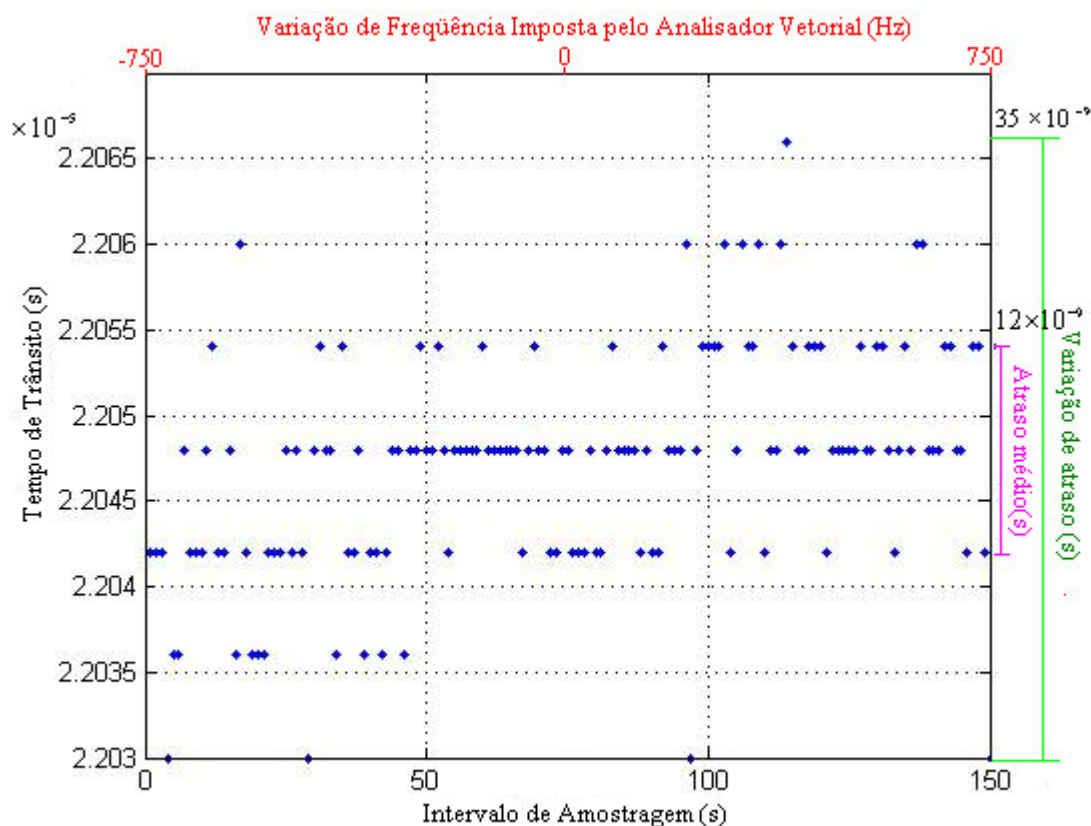


Figura 28. Variação do tempo de trânsito em 415 MHz com AFC

Os resultados dos gráficos das Figuras 25 à 28 mostram que existem variações do tempo de trânsito para os sistemas com o *AFC* ligado e com o *AFC* desligado, tanto para a frequência de 415 MHz como para 2,4 GHz; porém as medidas com o *AFC* ligado tiveram desempenho superior.

Os tempos de trânsito encontrados para os experimentos com o circuito *AFC* foram em torno de 22.04×10^{-6} segundos, para as frequências de 415 MHz e 2,4 GHz, como podem ser vistos nas Figuras 27 e 28, enquanto nos experimentos sem técnica de correção de frequência (sem *AFC*) os resultados encontrados estão na faixa de 22.56×10^{-6} a 22.68×10^{-6} segundos para 415 MHz e de 22.10×10^{-6} até 22.80×10^{-6} segundos para 2,4 GHz.

Com o controle automático de frequência atuante, o desvio de frequência é corrigido no receptor, resultando em uma variação máxima no tempo de trânsito de 35 nanossegundos em 415 MHz e 45 nanossegundos para 2,4 GHz. Entretanto, as variações de tempo de trânsito médias

causadas pela ação do circuito *AFC*, para as duas frequências, são de 12 nanossegundos. Estas variações de tempo, adicionadas aos demais atrasos instrumentais dos enlaces conhecidos do Geolocal, asseguram a precisão de localização pretendida.

Para sistemas sem o circuito *AFC*, ou seja, sem correção de desvio de frequência *Doppler*, o tempo de trânsito do circuito foi maior e as variações são muito maiores e inconstantes, como se vê nos resultados das Figuras 25 e 26. Para a frequência de 415 MHz, as variações de atraso chegam a 120 nanossegundos e em 2,4 GHz estão em média em 400 nanossegundos. Este comportamento deve-se ao fato de que um sistema com método de correção de desvio de frequência faz com que o receptor de rádio-frequência demodule em sua condição ideal, isto é, em sua frequência ótima ou desejada e com o nível de amplitude do sinal recebido apropriado. Caso contrário, ocorrerão distorções na demodulação, entre essas, variação em sua resposta, o que resulta em oscilações no tempo de trânsito medido pelo sistema representado na Figura 24.

Esta oscilação mais acentuada, vistas nas Figuras 25 e 26, colaboram com os atrasos instrumentais do sistema Geolocal e, conseqüentemente, afetando a sua precisão.

A inclusão do circuito *AFC* eliminou os efeitos de desvio de frequência na recepção, resultando em redução da variação dos atrasos do sistema. Os atrasos variam em média 12 nanossegundos para toda extensão dos testes que simulam a órbita, valor este considerado aceitável para a precisão que se espera alcançar no sistema.

5. CONSIDERAÇÕES FINAIS

Os métodos espaciais de geolocalização são baseados em dois princípios: o primeiro, conhecido por *Doppler*, origina-se da medição dos desvios de frequência, da velocidade e da distância entre satélite e receptor; o segundo, iniciado pelo sistema *GPS*, com uma constelação de satélites em órbita, tendo suas posições no espaço conhecidas e atualizadas, periodicamente, enviando as informações de posição e *ranging* a um receptor, permitindo a localização.

O sistema Geolocal parte de um conceito diferente, com referências geodésicas no solo, uma repetidora no espaço (podendo ser um satélite) e transmitindo sinais de tempo codificados para navegação e a localização de alvos.

As transmissões de satélites em baixa órbita sofrem a influência de efeito *Doppler*. Este trabalho focou-se, inicialmente, no estudo das possíveis influências deste efeito nas informações de tempo utilizadas pelo Geolocal, por serem as principais informações usadas na localização de alvos e navegação. Uma vez que os valores do efeito nos rádios das bases e na repetidora foram determinados, conforme visto no capítulo 2, o estudo pode abordar a questão da correção dos desvios de frequência com o uso de *AFC* e sua influência na introdução de atrasos no sistema proposto na Figura 24.

A partir das informações descritas no Capítulo 4, foi possível verificar que o efeito *Doppler* não acarreta nenhum problema para o sistema Geolocal. Com as condições propostas para este sistema, o desvanecimento causado por *Doppler* no canal é desprezível e que a variação de frequência causada por efeito *Doppler* entre suas medidas sucessivas é praticamente nula.

Através de simulações foi possível ver que os pulsos da codificação *PWM*, utilizados no sistema Geolocal, não são modificados em tempo ou em duração, em virtude da presença de efeito *Doppler*. Conseqüentemente, o efeito não interfere na disseminação de tempos e sincronismo do Geolocal.

Durante as simulações que ilustram a descrição dos métodos para a correção do efeito *Doppler* foram encontradas variações médias do tempo de trânsito do circuito de *AFC* de 12 nanossegundos, as quais interfeririam no sistema Geolocal com uma imprecisão de,

aproximadamente, 3,6 metros na localização. Estas variações devem ser consideradas na aplicação do algoritmo matemático para o cálculo do Geolocal, assegurando sua precisão.

O sistema de recepção operando com o *AFC* ligado corrige o desvio de frequência, mantendo o demodulador no ponto de operação ideal . Isto pode ser demonstrado com as Figuras 25 e 27, onde a variação de atraso de um sistema com *AFC* é quinze vezes inferior ao um sistema com o *AFC* desligado(sem correção de *Doppler*) para uma frequência de 2,4 GHz.

5.1 Sugestões Para Trabalhos Futuros

Ao longo do desenvolvimento do trabalho desta dissertação, inúmeros fatores que podem afetar o desempenho de sistemas de geolocalização foram detectados. Entre eles, pode-se destacar o efeito *Doppler* em outras faixas de frequência comerciais para a implantação do sistema.

Uma outra questão seria referente à montagem do circuito do controle automático de frequência (*AFC*) no receptor como solução para minimizar o efeito *Doppler*, proposta neste trabalho. Recomendam-se estudos dos seus componentes, o *VCO* e o filtro, no propósito de modificá-los, visando à melhora do desempenho do *AFC*, e tornando-o mais estável em relação à variação de atraso. Outra recomendação seria estudar a dependência de viabilidade com a inclusão de novos componentes no circuito do receptor, que operando com o *AFC* visam maior controle e estabilidade das correções.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [01] GUIER, W. H., WEIFFENBACH G. C., *Genesis of Satellite Navigation*, Johns Hopkins APL Technical Digest, v.19, n.1, p.14-17, 1998.
- [02] YIONOULIS, S. M., *The Transit Satellite Geodesy Program*, Johns Hopkins APL Technical Digest, v.19, n.1, p.36-42, 1998.
- [03] ENTNER R. , *Navigation Satellite System Employing Time Sincronization* , United Stated Patent 3.643.259, filed 20 Feb.1970, date of Patent 15 Feb. 1972.
- [04] RIBEIRO, J. A. J, *Propagação das Ondas Eletromagnéticas*, São Paulo: Érica,2004,p.63-67.
- [05] SERWAY, R., *Física 2 para Cientistas e Engenheiros com Física Moderna*, 3º edição, Rio de Janeiro: Livros Técnicos e Científicos editoras S. A,1996,p.29-31.
- [06] DAVIDOFF, M. *The Radio Amateur's Satellite Handbook*, Newington: publicado pelo The American Radio Relay League, 2003, Capítulo 8,p.1-7.
- [07] HALLIDAY, D., RESNICK, R. e WALKER, J., *Fundamentos de Física volume 2*, 4º edição, Rio de Janeiro: Livros Técnicos e Científicos editoras S. A.,1995,p.265.
- [08] GUIER, W. H., WEIFFENBACH G. C., *Theoretical Analysis of Doppler Radio Signals from Earth Satellites*, Nature, v. 181, p.1525-1526, 1958.
- [09] GUIER, W. H., WEIFFENBACH G. C., *A satellite Doppler Navigation System*, Proceedings of The IRE (IEEE), v. 19, p.507-516, 1960.
- [10] PISACANE, V. L., *The Legacy of Transit: Guest Editor's Introduction* , Johns Hopkins APL Technical Digest, v. 19, n.1,p.5-10, 1998.
- [11] ORTEGA, C., *Argos System, Applications & Enhancements* , Ramonville: publicado pelo Collecte Localisation Satellites, 2002.

- [12] Argos. *Basic Description of Argos*, Disponível em: <<http://www.argosinc.com/documents/sysdesc.pdf>>. Acessado em: 9 de maio de 2007.
- [13] USGS. *Satellite Transmission: A New Tool for Wildlife Research and Management*, Disponível em: <<http://www.npwrc.usgs.gov/resource/birds/cranemov/location.htm>>. Acessado: em 9 de maio de 2007.
- [14] Argos. *Argos Location Principle*. Disponível em: < https://www.argos-system.org/manual/index.html#3-location/32_principle.htm>. Acessado em: 29 de maio de 2008.
- [15] RUIZ L., SENGENES P., ULTRE-GUERARD P., *Missions of the DORIS System*, Toulouse: publicado pelo Centre Nacional d'Estudes Espaciales, 2000.
- [16] Tavernier G., Feissell-Vernier M., Lemoine F., *International Doris Service (IDS)*, Toulouse: publicado pelo IERS Annual Report 2001, p.29-34, 2001.
- [17] Roddy D., *Satellite Communications*, New York: McGrawHill, 2001,p.29-34.
- [18] BEECKMAN, J-P, *Ce qu'il faut savoir pour naviguer sans soucis avec GPS*, Bruxelas: publicado pelo Institut Geographique National Direction de la Géodésie, 1996.
- [19] HURN, J. *GPS: A guide to the Next Utility*, Sunnyvale:Trimble,1989,p.11-69.
- [20] ARVM. *Princípio Básico de funcionamento do NAVSTAR-GPS*. Disponível em: <<http://www.arvm.org/gps/basico.html>>. Acessado em: 2 de junho de 2008.
- [21] Nunes T., Walter F., *Estudo dos efeitos da ionosfera na propagação do sinal GPS*, São José dos Campos: publicado pelo Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2004.
- [22] Polezel W., Souza E., Mônico J. F., *Metodologia de redução multicaminho em estações de referências GPS*, Florianópolis: Congresso Brasileiro de Cadastro Técnico Multifinalitário (COBRAC-UFSC), 2006.
- [23] GAO G. X.; CHEN A; LO S.; DE LORENZO D.; Enge P., *GNSS over China The*

Compass MEO Satellite Codes, Inside GNSS, Eugene: v.2, n.5, p.36-42, 2007.

- [24] DE WILDE W.; BOON F.; SLEEWAGEN J-M.; Wilms F., *More Compass Points*, Inside GNSS, Eugene: v.2, n.5, p.44-48, 2007.
- [25] CHANG et al., *Method and System For Determining A Position of A Transceiver in A Communications Network*, United States Patent US 6.313.790 B2, filed 9 Feb. 2001, date of Patent 6 Nov. 2001.
- [26] KNIGHT et. al., *Method and System For Tracking Sattellites To Locate Unkown Transmitting Accurately*, United States Patent 5.570.096, filed 24 Mar. 1996, date of Patent 29 Oct. 1996.
- [27] HALES et al., *Ranging System and Method for satellites*,. European Patent Application EP 1026519 A1, filed 8 Feb. 1999, date of Patent 9 Aug. 2000.
- [28] ISHIKAWA et. al., *Method For Determining Position Of Mobile Earth Station In Satellite Communication System*, United States Patent 6.166.687, filed 14 Jul. 1999, date of Patent 26 Dec. 2000.
- [29] MARAL, G.; BOUSQUET, M. *Satellite Communications Systems*, Hoboken: Willey,2002,p.12-13.
- [30] KADISH, J.; EAST T. *Satellite Communications Fundamentals*, Boston-Londres: Artech House Publishers,2000, p.51-55.
- [31] NITZ, M.; Galha, R. *Calcule com o MathCad*, São Paulo:Érica,2003.
- [32] Universidade de São Paulo, *Sistema e posicionamento geográfico e navegação*, Brazil Patent PI 910270, granted Sep. 1997, filed Mar. 1991, Addition Certificate CI 9101270, filed May 2002.
- [33] Fundação Instituto Nacional de Telecomunicações, *Geographic and space positioning and navigation*, Brazil Patent PI 03003968-4, filed 17 May 2002; International Patent

Cooperation Treaty PCT/BR2004/000190, filed 4 Nov. 2004.

- [34] KAUFMANN P.; DA SILVEIRA A.C.; “*Geolocal: New Space Telecommunication Concept for Remote Positioning and Navigation*”, submetido em IWT- International Workshop On Telecommunication, Santa Rita do Sapucaí, p. 69-72, 2004.
- [35] MORAES, R. V; KUGA H. K; LEVIT KAUFMANN P., BERALDO L.A; KAUFMANN P.; MOTTA MARINS C. N, “*Orbit Determination Errors and a New Concept for Geopositioning and Navigation*”, publicado em COSPAR Scientific Assembly 2006 Abstracts, Beijing, 2006.
- [36] MOTTA MARINS, C. N.; KAUFMANN, P.; LEVIT KAUFMANN, P.; CORDADO T.; BERALDO L. A; DA SILVEIRA, A. C., “*Digital Telecommunication Ranging Network for New System Demonstration*”, publicado em Journal of Microwaves and Optoelectronics, 2006.
- [37] LEVIT KAUFMANN, P.; MORAES, R. V.; KUGA H. K.; BERALDO L.A; MOTTA MARINS, C.N.; KAUFMANN P., “*Non Recursive Algorithm For Remote Geolocation Using Ranging Measurements*”, publicado em Mathematical Problem in Engineering, v.2006, p.1-9,2006.
- [38] GUIMARÃES, D. A, *Introdução às Comunicações Móveis*, (tutorial encomendado), Revista Telecomunicações, Santa Rita do Sapucaí: v. 1, n. 1, p. 1-22, 1998.
- [39] YACOUB, M. D., *Foundations of Mobile Radio Engineering*, New York: CRC Press,1993, p.146-200.
- [40] FASOLO, S. A, *Sistema de Comunicações Móveis*, Santa Rita do Sapucaí: Inatel, p.8-20, 2006.
- [41] RAPPAPORT, T. S., *Wireless Communications Principles and Practice*, New Jersey: Prentice Hall,2000, p.179-268.
- [42] FREEMANN, R. L., *Rádio System Design for Telecommunications*, 2º edição, New

York: John Wiley & Sons, Inc.,1997, p.19-22.

- [43] Visual Solutions Inc., *VisSim User's Guide 5.0*, Westford: Visual Solutions Inc, 2002,p.7-30.
- [44] CHERRY, K. WILCOX D., *Circuit Design for Audio, AM/FM and TV*, San Francisco McGrawHill, 1967, p.325-331.
- [45] BLANCHARD, A. *Phase-Locked Loops - Application to coherent receiver design*, New York: John Willey & Sons,1976, p. 280-282.
- [46] BEST, R. *Phase-locked Loops- Design, Simulation and Applications*, New York: McGrawHill,1999,p.1-19.
- [47] WOLAVER, D. *Phase-Locked Loops-Design*, New Jersey: Prentice Hall,1991, p.9-25.
- [48] Altera Corporation, *Stratix II Device Handbook*, San Jose: Altera Corporation,2007,p.1-77.
- [49] GIOVANNI, J. R.; BONJORNO. R. *Matemática 3*,São Paulo: FTD S.A, 1992, p.110-118.
- [50] ABRAMOWITZ M; STEGUN I. A. *Handbook of Mathematical Functions with Formulas, Graphs and Mathematical Tables*, New York: Dover Publications, INC., 1970, p.78-79.
- [51] SPIEGEL, M. R. *Manual de Fórmulas e Tabelas*, Tradução de Roberto Chioccarelho. São Paulo:Mc Graw-Hill do Brasil Ltda, 1974, p.19-20.

APÊNDICE A

A.1 Equações de Órbita

Como foi visto no Capítulo 2, os satélites podem circular na Terra de duas formas distintas, no formato circular e no formato elíptico. Isso torna necessário saber as equações circular e elíptica.

Para a elipse, a equação é:

$$\frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{b^2} = 1 \quad (33)$$

sendo a o semi-eixo maior e b o semi-eixo menor, calculados da forma abaixo:

$$a = \frac{R_a + r_p}{2} \quad (34)$$

$$b = \sqrt{a^2 - C^2} \quad (35)$$

onde R_a é o raio do apogeu partindo o centro da Terra, r_p é o raio do perigeu partindo o centro da Terra, C é a distância do ponto focal até a origem do eixo, como pode ser visto na Figura 29 [49].

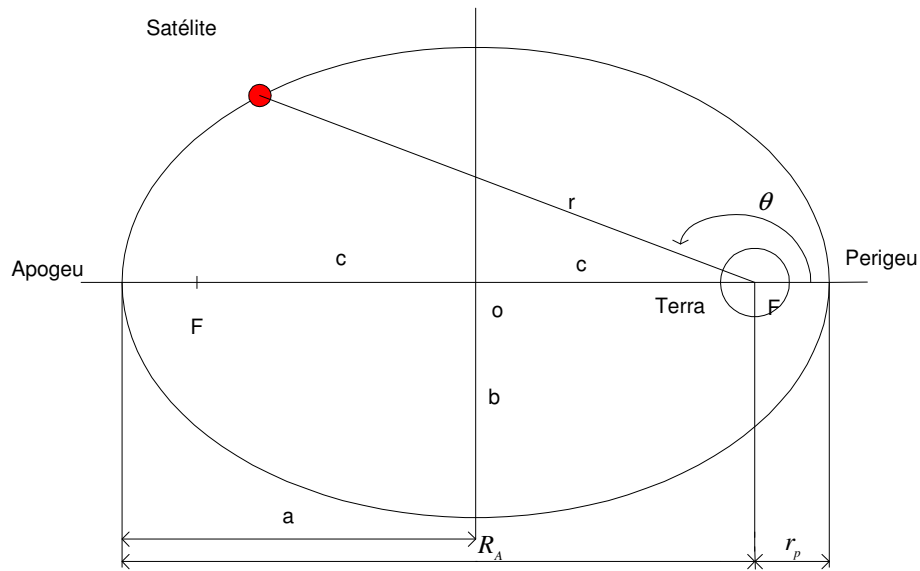


Figura 29. Raio para órbita elíptica.

O cálculo de raio da elipse é [7]:

$$r = \frac{a(1 - e^2)}{(1 + e \cos \theta)} \quad (36)$$

sendo θ a anomalia verdadeira e e a excentricidade da elipse, calculada da forma abaixo:

$$e = \frac{R_a - r_p}{R_a + r_p} = \frac{c}{a} \quad (37)$$

A.2 Velocidade Relativa do Satélite

A.2.1. Órbita Circular

Para definir a velocidade relativa para um ponto fixo da Terra, torna-se necessário conhecer a distância em que o satélite encontra-se deste ponto, em cada instante em que o satélite é visualizado por este ponto fixo.

Para um satélite de órbita circular baixa, o cálculo da distância é construído a partir do conhecimento do raio da Terra r_a e altitude do satélite h_s . Também existe a necessidade de ter conhecimento da equação da lei dos cossenos, vista e modificada de [50] e [51].

A distância entre o satélite e um ponto fixo sobre Terra, vista na Figura 30, calculada por:

$$d(t) = \sqrt{r_a^2 + (r_a + h_s)^2 - 2r_a(r_a + h_s)\cos\varphi} \quad [m] \quad (38)$$

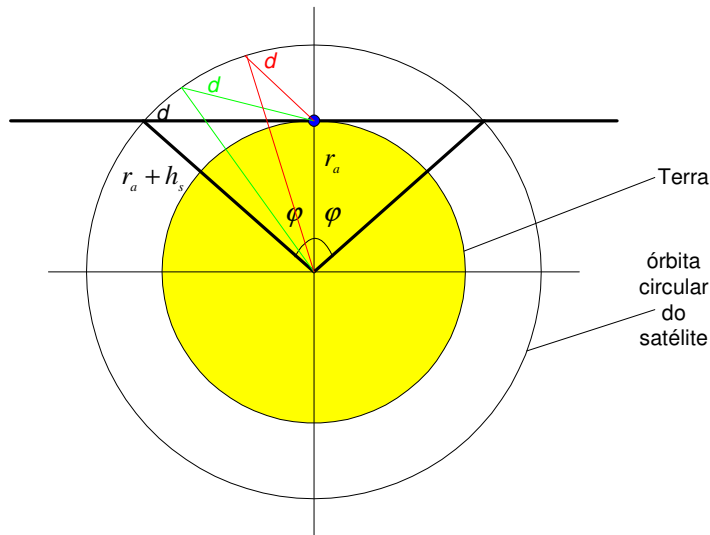


Figura 30. Funcionamento de um satélite de órbita circular para um ponto fixo na Terra

O ângulo φ pode ser relacionado com t a partir de:

$$\varphi = t \times \omega \quad [rad] \quad (39)$$

sendo t o período em que a estação terrestre visualiza o satélite e ω a velocidade angular.

A velocidade angular é calculada a partir da altitude do satélite por:

$$\omega = \frac{1}{\sqrt{a^3/\mu}} \quad [rad/s] \quad (40)$$

sendo a o semi-eixo maior, que para órbita circular é igual a $r_a + h_s$, e $\mu = 3.984 \times 10^{14} m^3 s^{-2}$.

O valor de φ é calculado a partir de :

$$\varphi = \cos^{-1} \left[\frac{r_a}{r_a + h_s} \right] \quad (41)$$

O valor do ângulo φ representa o espaço em que o satélite entrou em visada com o ponto fixo na Terra até o momento em que o satélite se posiciona em linha reta sobre o ponto fixo. Mas existe também o espaço em que o satélite sai dessa posição até o fim da visada. Então, torna-se necessário duplicar o valor de φ , com o intuito de se obter todo o intervalo de passagem do satélite.

Este valor duplicado deve ser transformado em radianos e utilizado em:

$$t = \frac{2\varphi[\text{rad}]}{\omega[\text{rad/s}]} \quad [\text{s}] \quad (42)$$

resultando no período de passagem do satélite sobre um ponto fixo da Terra. Este valor é utilizado no cálculo de efeito *Doppler* do intervalo de $-t/2$ a $t/2$.

Torna-se necessário o conhecimento da expressão da velocidade relativa v_r do satélite em relação ao receptor na Terra, que surge da derivada da equação (38):

$$v_r(t) = 0.5 \times \frac{\omega \times 2r_a \times (r_a + h_s) \times \text{sen}(\omega t)}{\sqrt{r_a^2 + (r_a + h_s)^2 - 2r_a \times (r_a + h_s) \times \text{cos}(\omega t)}} \quad [\text{m/s}] \quad (43)$$

Simplificando, tem-se:

$$v_c = \sqrt{\frac{\mu}{a}} \quad [\text{m/s}] \quad (44)$$

A.2.2. Órbita Elíptica

Para uma órbita elíptica, serão analisados nos seus momentos extremos, perigeu e apogeu. Neste caso, a distância do satélite ao centro da Terra não será mais constante e a não será mais igual a $r_a + h_s$.

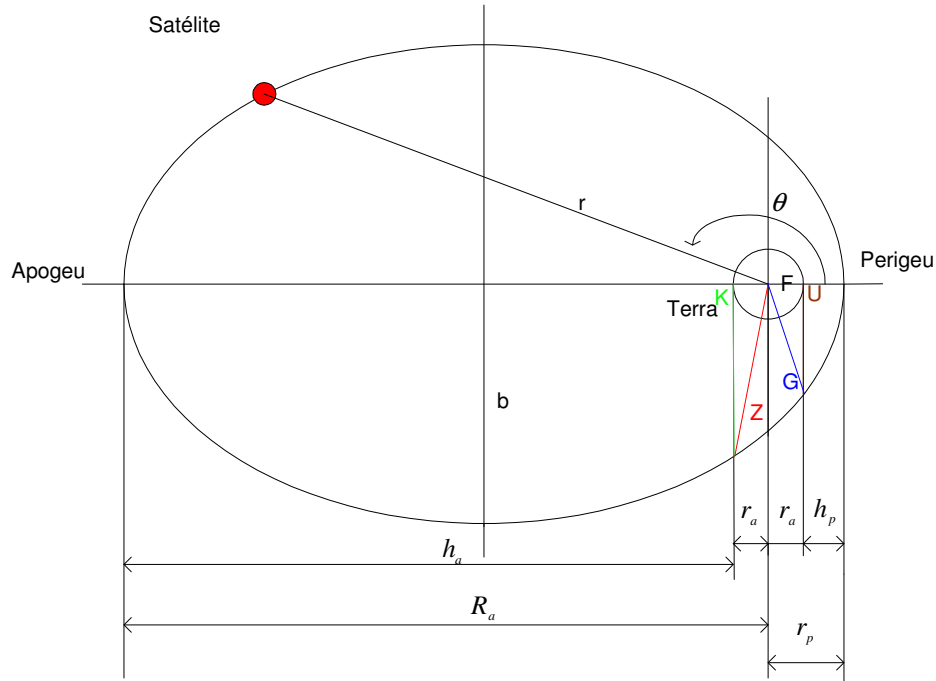


Figura 31. Comportamento de um satélite de órbita elíptica para um ponto fixo na Terra(perigeu)

Para saber a dimensão do segmento de reta “FG” da Figura 31, que permite o cálculo do θ , utilizam-se as equações (34) e (35), o valor de x igual à soma da distância focal C com o raio da Terra r_a e y é o valor a ser calculado com a equação da elipse(33), neste caso o segmento de reta “UG”. Sabendo este valor, torna-se possível encontrar a reta “FG” e, com o raio da Terra, encontrar o ângulo e o tempo de visualização do satélite ao ponto fixo na Terra.

$$\theta = \cos^{-1} \left[\frac{r_a}{FG} \right] \quad (45)$$

A distância $d(t)$, para o momento de perigeu, possui um raio r diferente da órbita circular, que muda a cada momento com relação ao centro da Terra, como visto na Figura 31, modificando a equação da distância. Esta nova distância será útil para o cálculo de $V_r(t)$, que é a velocidade relativa do satélite para o receptor, com 2θ sendo ωt , encontrando assim:

$$d(t) = \sqrt{r_a^2 + \left[\frac{a \times (1 - e^2)}{1 + e \times \cos(\omega t)} \right]^2 - 2 \times r_a \times \frac{a \times (1 - e^2)}{1 + e \times \cos(\omega t)} \times \cos(\omega t)} \quad [m] \quad (46)$$

$$V_r(t) = \frac{1}{w} \times [i \times q] \quad [m/s] \quad (47)$$

onde:

$$w = 2 \times \sqrt{r_a^2 + \frac{a^2 \times (1 - e^2)}{(1 + e \times \cos(\omega t))^2} - 2 \times r_a \times \frac{a \times (1 - e^2)}{(1 + e \times \cos(\omega t))} \times \cos(\omega t)} \quad (48)$$

$$i = 2 \times a^2 \times \frac{(1 - e^2)^2}{(1 + e \times \cos(\omega t))^3} \times e \times \sin(\omega t) \times \omega - 2 \times r_a \times a \times \frac{(1 - e^2)}{(1 + e \times \cos(\omega t))^2} \quad (49)$$

$$q = \cos(\omega t) \times e \times \sin(\omega t) \times \omega + 2 \times r_a \times a \times \frac{(1 - e^2)}{(1 + e \times \cos(\omega t))} \times \sin(\omega t) \times \omega \quad (50)$$

Para o caso do apogeu, mais algumas alterações são necessárias. Primeiramente, o intervalo de tempo não pode mais ser atribuído entre $-t/2$ a $t/2$, mas um intervalo de tempo com valor inicial (T_{inc}) e um tempo final (T_{final}), juntamente com a inversão do ponto fixo em 180° . Novamente, será necessário utilizar as equações (34) e (35), para a obtenção do segmento de reta “FZ”, que permite o cálculo do φ para a órbita elíptica. Neste caso, o valor de x seria a subtração da distância focal C do raio da Terra r_a e y é o valor a ser calculado com a equação da elipse (33). O y representa o segmento de reta “KZ” na Figura 32. Sabendo este valor, torna-se possível encontrar o segmento de reta “FZ” e, com o raio da Terra, encontrar o ângulo do instante inicial T_{inc} e final T_{final} .

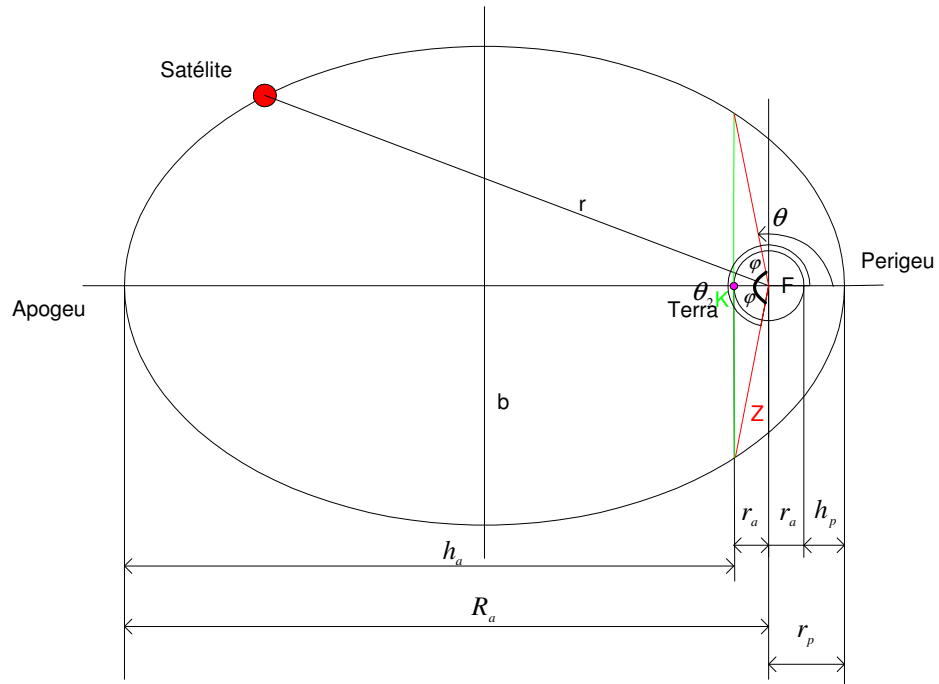


Figura 32. Comportamento de um satélite de órbita elíptica para um ponto fixo na Terra(apogeu)
 Sabendo o valor φ que é obtido pela equação:

$$\varphi = \cos^{-1} \left[\frac{r_a}{FZ} \right] \quad (51)$$

calcula-se θ e θ_2 :

$$\theta = 180^\circ - \varphi \quad (52)$$

$$\theta_2 = 360^\circ - \theta \quad (53)$$

Assim, tem-se:

$$T_{inc} = \frac{\theta \times \pi / 180}{\omega} \quad [s] \quad (54)$$

$$T_{final} = \frac{\theta_2 \times \pi / 180}{\omega} \quad [s] \quad (55)$$

Utilizando esses tempos encontrados e deslocando a posição do ponto terrestre para o seu apogeu (deslocando de π), tem-se uma nova equação de distância da Terra e uma nova velocidade relativa, respectivamente:

$$d(t) = \sqrt{r_a^2 + \left[\frac{a \times (1 - e^2)}{1 + e \times \cos(\omega t)} \right]^2} - 2 \times r_a \times \frac{a \times (1 - e^2)}{1 + e \times \cos(\omega t)} \times \cos(\pi - \omega t) \quad [m] \quad (56)$$

$$V_r = \frac{1}{\delta} \times \beta \times \psi \quad [m/s] \quad (57)$$

$$\psi = \cos(\omega t) \times e \times \sin(\omega t) \times \omega - 2 \times r_a \times a \times \frac{(1 - e^2)}{(1 + e \times \cos(\omega t))} \times \sin(\omega t) \times \omega \quad (58)$$

$$\beta = 2 \times a^2 \times \frac{(1 - e^2)^2}{(1 + e \times \cos(\omega t))^3} \times e \times \sin(\omega t) \times \omega + 2 \times r_a \times a \times \frac{(1 - e^2)}{(1 + e \times \cos(\omega t))^2} \quad (59)$$

$$\delta = 2 \times \sqrt{r_a^2 + \frac{a^2 \times (1 - e^2)}{(1 + e \times \cos(\omega t))^2} + 2 \times r_a \times \frac{a \times (1 - e^2)}{(1 + e \times \cos(\omega t))} \times \cos(\omega t)} \quad (60)$$

Simplificando, obtém-se as seguintes expressões para as velocidades no perigeu e no apogeu:

$$v_{perigeu} = \sqrt{\frac{\mu(1 + e)}{a(1 - e)}} \quad [m/s] \quad (61)$$

$$v_{apogeu} = \sqrt{\frac{\mu(1 - e)}{a(1 + e)}} \quad [m/s] \quad (62)$$