



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

INPE-14091-TDI/1074

**DETERMINAÇÃO AUTÔNOMA DE ATITUDE DE SATÉLITES
UTILIZANDO GPS**

Arcélio Costa Louro

Tese de Doutorado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais,
orientada pelos Drs. Roberto Vieira da Fonseca Lopes e Hélio Koiti Kuga, aprovada em
10 de março de 2006.

INPE
São José dos Campos
2006

629.7.062.2

LOURO, A. C.

Determinação autônoma de atitude de satélites
utilizando GPS / A. C. Louro. – São José dos Campos:
INPE, 2006.

164 P. ; (14091-TDI/1074).

1.Determinação de atitude. 2.Sistema de
Posicionamento Global (GPS). 3.Giroscópio. 4.Filtros de
Kalman. 5.Integridade. I.Título.

Aprovado (a) pela Banca Examinadora
em cumprimento ao requisito exigido para
obtenção do Título de Doutor(a) em
**Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica
Espacial e Controle**

Dr. Marco Antonio Chamon



Presidente / INPE / SJCampos - SP

Dr. Hélio Koiti Kuga



Orientador(a) / INPE / SJCampos - SP

Dr. Roberto Vieira da Fonseca Lopes



Orientador(a) / INPE / SJCampos - SP

Dr. Maria Cecília França de Paula
Zanardi



Convidado(a) / UNESP/GUARA / Guaratinguetá - SP

Dr. Luiz Danilo Damasceno Ferreira



Convidado(a) / UFPR / Curitiba - PR

Aluno (a): **Arcelio Costa Louro**

São José dos Campos, 10 de março de 2006

A minha Família.

AGRADECIMENTOS

Agradeço ao Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE, pela oportunidade de estudos e utilização de suas instalações.

Aos meus orientadores Prof. Dr. Roberto Vieira da Fonseca Lopes e Prof. Dr. Helio Koiti Kuga, pelo conhecimento transmitido e pelo apoio na realização deste trabalho.

Ao Prof. Dr. Helio Koiti Kuga, pelo apoio na realização dos experimentos.

Aos amigos Lincoln, Godoy, Leandro e outros que tornaram possível a realização do experimento.

À empresa NAVCON por ter cedido gentilmente receptores GPS para viabilizar o experimento.

Agradeço ainda a todos que contribuíram direta ou indiretamente para a realização deste trabalho.

RESUMO

O objetivo da pesquisa é o desenvolvimento de um procedimento de determinação de atitude em três eixos para satélites em órbitas terrestres e baixas (LEO), baseado no Sistema de Posicionamento Global (GPS), e considerando os aspectos operacionais necessários. As principais contribuições do trabalho são a incorporação do conceito de integridade a todo o procedimento e a integração dos passos e modos de operacionais usualmente segmentados na literatura. A redução de volume, massa, potência e custo do sistema de navegação e o aumento da autonomia do satélite são potenciais vantagens do uso de GPS que podem ser de interesse, especialmente no projeto de micro-satélites com fracos requisitos de apontamento. O algoritmo melhora a precisão da estimativa local de atitude obtida pelo GPS através da sua fusão com a atitude propagada pelos giros. O algoritmo de fusão é especialmente projetado para detectar falhas simples no GPS ou nos giros. As medidas do GPS e dos giros são modeladas como sendo corrompidas por ruídos Gaussianos coloridos, cujos efeitos são mitigados por um modelo de compensação dinâmica estocástico. O vetor de estados, que inclui o quatérnio de atitude e parâmetros do modelo de erros, é estimado pelo filtro estendido de Kalman e propagado entre instantes de amostragem do GPS pelas saídas dos giros após a compensação de suas derivas. O algoritmo é testado por simulação numérica e com dados reais de GPS tomados em solo. Os cenários das simulações incluem casos de órbitas polares e de baixa inclinação e três diferentes modos de falha: ausência de sinal da constelação GPS; interferência no sinal de um único satélite GPS; e deriva do giro maior que o nível especificado. Os resultados mostram que o algoritmo é capaz de detectar as falhas simuladas com diferentes níveis de intensidade, sendo adequado para aplicações espaciais.

AUTONOMY SATELLITE ATTITUDE DETERMINATION USING GPS

ABSTRACT

The aim of this research is to develop a three-axis attitude determination procedure for low Earth orbiting (LEO) satellites based on the Global Positioning System (GPS) and considering the necessary operational aspects. Its main contributions are to embody the integrity concept to the whole procedure and to integrate the operational steps and modes usually split in the literature. Reducing size, weight, power and cost of the navigation system and increasing the satellite autonomy are also potential advantages of using GPS that may be of interest, especially to the design of micro satellites with low pointing requirements. The algorithm improves a GPS based snapshot attitude estimate by fusing it with attitude data propagated by the gyros. The fusion algorithm is especially designed to detect single faults on either the GPS or the gyros. Both GPS and gyro measurements are modeled as corrupted by colored Gaussian noises whose effects are mitigated by a stochastic dynamic compensation model. The state vector, which includes the attitude quaternion and parameters of the error model, is estimated from an extended Kalman filter and propagated between GPS sampling times based on the gyro output after bias compensation. The algorithm is tested by numerical simulation and with real GPS data taken on ground. The simulation scenarios include both polar and low inclined orbit cases and three different failure modes: no signal from the GPS constellation; interference on a single GPS satellite; and gyro drift higher than its specified level. The results show that the algorithm is able to detect the simulated faults with different intensity levels and is suitable to space applications.

SUMÁRIO

Pág.

LISTA DE FIGURAS

LISTA DE TABELAS

LISTA DE SÍMBOLOS

LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

CAPÍTULO 1 INTRODUÇÃO	29
1.1 Objetivo	29
1.2 Revisão Bibliográfica	29
1.2.1 Histórico do Sistema GPS	30
1.2.2 Conceitos do Sistema GPS	31
1.2.2.1 Receptores GPS para Determinação de Atitude	32
1.2.2.2 GPS e Seus Modos de Falha	35
1.2.2.3 Erros que Influenciam na Determinação de Atitude Utilizando GPS	37
1.2.3 Conceitos de Giroscópios	39
1.2.3.1 Giroscópios e Seus Modos de Falha	40
1.2.4 Conceitos de Determinação de Atitude	41
1.3 Contribuições e Limitações da Tese	46
1.4 Descrição da Tese	48
CAPÍTULO 2 DETERMINAÇÃO DE ATITUDE UTILIZANDO GPS	51
2.1 Determinação de Atitude por GPS	52
2.1.1 Equações de Observação	53
2.1.1.1 Fase da Portadora	53
2.1.1.2 Diferença Simples de Fase	54
2.1.1.3 Diferença Dupla de Fase	55
2.1.2 Processamento da Solução de Atitude	56
2.1.3 Resolução da Ambigüidade Inteira	57

CAPÍTULO 3 INTEGRAÇÃO DOS SENSORES E DIAGNOSE DE FALHAS ...	61
3.1 Propagação de Atitude.....	62
3.1.1 Cinemática da Atitude	63
3.1.2 Modelagem dos Sensores:.....	66
3.1.2.1 GIRO	66
3.1.2.2 GPS.....	67
3.2 Equações de Estado	68
3.2.1 Predição	70
3.3 Modelo de Representação da Covariância	70
3.3.1 Predição	70
3.4 Representação Reduzida da Matriz de Covariância	72
3.4.1 Predição	72
3.4.2 Filtragem.....	74
3.4.3 Atualização do Quatérnion.....	75
3.5 Diagnose de Falhas	76
3.5.1 Diagnose de Falhas na Determinação de Atitude Utilizando GPS/GIROS.	76
3.5.1.1 Descrição da Diagnose de Falhas do GPS.....	77
3.5.1.2 Descrição da Diagnose de Falhas do GIRO	79
CAPÍTULO 4 RESULTADOS	83
4.1 Definição da Simulação Realizada	83
4.1.1 Resultados de Simulações da Parte Relativa ao GPS	85
4.1.2 Resultados de Simulações do Algoritmo Completo – Primeiro Caso	91
4.1.3 Resultados de Simulações do Algoritmo Completo – Segundo Caso	97
4.1.4 Resultados de Simulações do Algoritmo Completo – Terceiro Caso	99
4.1.4.1 Órbita Inclinada a 30 graus.....	102
4.1.4.2 Órbita Polar 98 graus	107
4.1.5 Análise de Sensibilidade do Algoritmo	113
4.2 Definição do Experimento Realizado.....	114
4.2.1 Tratamento Inicial dos Dados.....	118
4.2.2 Troca das Antenas para Comparação dos Resultados	119
4.2.2.1 Troca das antenas da Linha de Base 32	119

4.2.2.2 Troca das antenas da Linha de Base 34	124
4.2.3 Resultados Utilizando dados Reais da Parte Relativa ao GPS	128
4.2.4 Resultados Utilizando dados Reais do Algoritmo Completo – Primeiro Caso	135
4.2.5 Resultados Utilizando dados Reais do Algoritmo Completo – Segundo Caso	141
4.3 Comentários Sobre as Simulações e a Coleta de Dados Reais	144
4.3.1 Assuntos não Tratados Pelo Trabalho	144
4.3.2 Simulações	145
4.3.3 Dados Reais	145
CAPÍTULO 5 CONCLUSÕES E TRABALHOS FUTUROS	147
5.1 Conclusões	147
5.2 Trabalhos Futuros	150
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	151
APÊNDICE A - DIAGRAMAS DOS ALGORITMOS UTILIZADOS	159

LISTA DE FIGURAS

	Pág.
1.1 – Exemplo de satélite da constelação GPS.....	32
1.2 – Diagrama de blocos funcional para receptores dedicados para atitude.....	33
1.3 – Missão RADCAL, primeiro experimento utilizando GPS para atitude a bordo. ...	43
1.4 – Missão REX II, primeiro experimento utilizando GPS na malha de atitude a bordo.	43
2.1 – Princípio fundamental de determinação de atitude por GPS.....	52
3.1 – Algoritmo de fusão de observações de giro e de GPS por filtragem estendida de Kalman: estrutura frouxamente acoplada com realimentação direta.	62
3.2 – Número de satélites visíveis x altitude.	78
3.3 – Ilustração do algoritmo de detecção de falhas do giroscópio.	80
3.4 – Fluxograma Esquemático do Algoritmo de Diagnose de Falhas.	81
4.1 – Desenho do quadro para montagem das antenas.	83
4.2 – Introdução de erro na fase da portadora do satélite 22.	86
4.3 – Azimute e elevação de todos os processamentos para as duas linhas de base.	88
4.4 – Função custo (J) para todos os satélites.....	89
4.5 – Atitude em três eixos estimada somente utilizando GPS, e faixa de incerteza (1 sigma).....	90
4.6 – Três primeiras componentes do estado estimado, e faixa de incerteza (1 sigma). .	91
4.7 – Outras componentes do estado estimado, e faixa de incerteza (1 sigma).	92
4.8 – Rotação do giro.....	93
4.9 – Atitude em três eixos após a filtragem e propagada, e faixa de incerteza (1 sigma).	94
4.10 – Diferença de quatérnion (qGPS – qGiro) , e faixa de incerteza (2 sigmas).	95
4.11 – Diferença de quatérnion (qGPS – qGiro) com Um atraso, e faixa de incerteza (2 sigmas).	96
4.12 – Diferença de quatérnion (qGPS – qGiro) com Dois atrasos, e faixa de incerteza (2 sigmas).....	96
4.13 – Quatérnion propagado.	97

4.14 – Atitude em três eixos após a filtragem e propagada, e faixa de incerteza (1 sigma).....	98
4.15 – Diferença dos quatérnion – qGPS – qGiro para dois atrasos, e faixa de incerteza (2 sigmas).....	99
4.16 – Eixos utilizados para a simulação (baseado em STK, 2006).....	101
4.17 – Satélites visíveis.	102
4.18 – Diferença dupla de fase: a) linha de base 12 e b) linha de base 13.	103
4.19 - Azimute e elevação de todos os processamentos para as duas linhas de base.	104
4.20 – Função distribuição do erro global da atitude.	105
4.21 – Atitude em três eixos após a filtragem e propagada, e faixa de incerteza (1 sigma).....	106
4.22 – Quatérnion propagado.	107
4.23 – Satélites visíveis.	108
4.24 – Diferença dupla de fase: a) linha de base 12 e b) linha de base 13.	109
4.25 - Azimute e elevação de todos os processamentos para as duas linhas de base.	110
4.26 – Função distribuição do erro global da atitude.	111
4.27 – Atitude em três eixos após a filtragem e propagada, e faixa de incerteza (1 sigma).....	112
4.28 – Quatérnion propagado.	113
4.29 – Figura ilustrativa do quadro utilizado.....	115
4.30 – Fixação das antenas na Subestrutura.	115
4.31 – Nivelamento para referência.....	115
4.32 – Posicionamento das antenas em relação ao prédio Sigma.....	116
4.33 – Configuração de testes utilizada.	117
4.34 – Foto com a configuração para coleta dos dados utilizados.	117
4.35 – Equipamento Allstar GPS utilizado.....	118
4.36 – Antena Original Allstar GPS utilizada.	118
4.37 – Diferença simples de fase da linha de base 32.	120
4.38 – Diferença dupla de fase da linha de base 32 antes e após correção da ambigüidade inteira.....	121
4.39 – Azimute e elevação da linha de base 32, e faixa de incerteza (1 sigma).....	123
4.40 – Diferença simples de fase da linha de base 34.	124

4.41 – Diferença dupla de fase da linha de base 34 antes e após correção da ambigüidade inteira.....	125
4.42 – Azimute e elevação da linha de base 34, e faixa de incerteza (1 sigma).....	127
4.43 – Introdução de erro na fase da portadora do satélite 27.....	129
4.44 – Azimute e elevação de todos os processamentos para as duas linhas de base. ..	131
4.45 – Função custo (J) para todos os satélites.....	132
4.46 – Atitude em três eixos estimada somente utilizando GPS, e faixa de incerteza (1 sigma).....	134
4.47 – Resíduo da diferença dupla da fase da portadora – modo estático (rms).	135
4.48 - Resíduos da estimação após o filtro.	136
4.49 – Três primeiras componentes do estado estimado, e faixa de incerteza (1 sigma).	136
4.50 – Outras componentes do estado estimado, e faixa de incerteza (1 sigma).	137
4.51 – Rotação do giro (após a retirada da estimativa da deriva).....	137
4.52 – Atitude em três eixos após a filtragem e propagada, e faixa de incerteza (1 sigma).....	138
4.53 – Diferença de quatérnion (qGPS – qGiro) , e faixa de incerteza (2 sigmas).	139
4.54 – Diferença de quatérnion (qGPS – qGiro) com Um atraso, e faixa de incerteza (2 sigmas).	140
4.55 – Diferença de quatérnion (qGPS – qGiro) com Dois atrasos, e faixa de incerteza (2 sigmas).	140
4.56 – Resíduos da estimação após o filtro.	141
4.57 – Quatérnion propagado.	142
4.58 – Atitude em três eixos após a filtragem e propagada, e faixa de incerteza (1 sigma).....	143
4.59 – Diferença dos quatérnion – qGPS – qGiro para dois atrasos, e faixa de incerteza (2 sigmas).	144
A.1 – Diagrama ilustrativo do algoritmo MATLAB utilizado para simulação.....	162
A.2 – Diagrama ilustrativo do algoritmo MATLAB utilizado para processar os dados reais.	164

LISTA DE TABELAS

	Pág.
1.1 – Requisitos de sensores GPS para determinação de atitude.	34
1.2 – Características de receptores GPS: valores típicos.....	37
1.3 – Características de alguns tipos de giro: valores típicos.....	41
3.1 - Terminologia adotada.....	76
4.1 – Características de tipos de giros.	85
4.2 – Síntese da sensibilidade do algoritmo.	114

LISTA DE SÍMBOLOS

- L1 - Freqüência da portadora primária (1575,42 MHz).
- L2 - Freqüência da portadora secundária (1227,60 MHz).
- N - Ambigüidade Inteira.
- f_i^p - Fase da portadora entre o satélite p e o receptor i .
- f_{ur}^p - Diferença simples de fase entre os receptores u e r para o satélite p .
- f_{ur}^{kl} - Diferença dupla de fase entre os receptores u e r e entre os satélites k e l .
- t - Tempo de propagação do sinal.
- l - Comprimento de onda.
- r - Distância entre receptor e satélite GPS, *pseudorange*.
- I_f - Atraso Ionosférico.
- dt_u - Erro do relógio do receptor.
- dt^s - Erro do relógio do satélite GPS.
- d_k - Delta de Kröenecker: 1, se $k = 0$; 0 se $k \neq 0$.
- e - Ruído aleatório.
- c - Velocidade da luz no vácuo.
- J - Função custo.
- \hat{s} - Vetor unitário linha de visada dos satélites GPS.
- b - Vetor unitário das linhas de base.
- \bar{q} - Quatérnion.
- \underline{q} - Quatérnion reduzido (parte vetorial do Quatérnion).
- q - Parte vetorial do quatérnion.

- q_4 - Parte escalar do quatérnion.
- $\Delta\bar{q}$ - Pequenas correções a serem realizadas no quatérnion.
- $A(\bar{q})$ - Matriz de atitude obtida a partir do quatérnion.
- \otimes Produto de quatérnion
- q^{-1} Inverso ou conjugado do quatérnion de atitude
- \bullet^T - Transposta de uma matriz.
- $\dot{\bullet}$ - Indica derivada da variável em relação ao tempo.
- $\hat{\bullet}$ - Indica valor estimado para a variável.
- $\tilde{\bullet}$ - Indica representação reduzida da matriz.
- $\underline{\bullet}$ - Indica representação reduzida da variável.
- $[q]$ - Matriz anti-simétrica formada a partir da parte vetorial do quatérnion.
- w - Velocidade angular.
- w - Matriz dos ruídos presentes no equacionamento.
- $\Omega(\bullet)$ - Forma matricial anti-simétrica do operador produto vetorial.
- Δq - Vetor de rotação utilizado para propagação.
- $I_{j \times j}$ - Matriz identidade com dimensões $j \times j$.
- u - Saída de medições do giroscópio.
- Z - Medições de atitude realizadas pelo GPS.
- b_w - Deriva do giroscópio.
- t_w - Constante de tempo de correlação da deriva do giroscópio.
- b_q - Erro na solução obtida somente utilizando GPS.
- t_q - Constante de tempo de correlação do erro na solução GPS.
- $E[]$ - Operador esperança.

$x(t)$ - Estado a ser estimado no instante t .

$\Phi(t, t_0)$ - Matriz de transição do instante t para o instante t_0 .

S - Matriz de transposição entre estado reduzido e normal.

P - Matriz de covariâncias do estado estimado.

LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

C/A	- <i>Coarse acquisition code</i>
CDMA	- <i>Code Division Multiple Access</i>
CMC	- <i>Canadian Marconi Space Company</i>
GEO	- <i>Geostationary Earth Orbit</i>
GPS	- <i>Global Positioning System</i>
ION	- <i>Institute Of Navigation</i>
LEO	- <i>Low Earth Orbit</i>
LOS	- <i>Line Of Sight</i>
MEMS	- <i>MicroElectroMechanical Systems</i>
NAVSTAR	- <i>Navigation System with Time and Ranging</i>
NTM	- <i>National Technical Meeting</i>
OTF	- <i>On The Fly</i>
P	- <i>Código Preciso</i>
Y	- <i>Codificação presente no código P</i>
PRN	- <i>Pseudo Random Noise</i>
RADCAL	- <i>Radar Calibration Satellite</i>
RAIM	- <i>Receiver autonomous integrity monitoring</i>
REX	- <i>Radiation EXperiment</i>
RINEX	- <i>Receiver Independent Exchange Format</i>
RF	- <i>Rádio Frequência</i>
SAIM	- <i>Satellite Autonomous Integrity Monitoring</i>
SATNAV	- <i>Satellite Navigation</i>
SNR	- <i>Signal to Noise Ratio</i>

SV - *Space Vehicle*

TEQC - *The Toolkit for GPS/GLONASS/SBAS Data*

USAF - *United States Air Force*

CAPÍTULO 1

INTRODUÇÃO

1.1 Objetivo

O objetivo deste trabalho é desenvolver um procedimento de determinação de atitude de satélites em três eixos por GPS associado com giroscópio, com a abrangência suficiente para que todos os aspectos necessários à sua operação sejam considerados. Com este objetivo, as principais contribuições do trabalho é a incorporação do conceito de integridade a todo o procedimento e a integração de suas diferentes etapas e/ou modos de operação.

1.2 Revisão Bibliográfica

O *Navigation System with Time And Ranging* (NAVSTAR-GPS) ou abreviadamente referido como *Global Positioning System* (GPS) é um sistema de rádio navegação composto por 24 satélites em órbita, por sua rede de monitoração e controle e pelos receptores dos usuários. O sistema já é extensamente utilizado para posicionamento do usuário próximo a face da Terra e também para determinação de órbita para satélites de órbita baixa (LEO). Como função adicional o GPS também é capaz de prover atitude de veículos, em órbita baixa, utilizando interferometria de múltiplas antenas da fase da portadora na banda L.

A aplicação do sistema GPS para prover atitude de satélites é de interesse do de instituições que desenvolvem satélites como forma de redução do número de sensores de navegação e atitude e também como incremento da autonomia dos satélites, principalmente nos micro satélites com reduzidas necessidades de apontamento, levando a uma redução no custo dos mesmos.

A redução do número de sensores no subsistema de atitude implica em um incremento na confiabilidade do satélite, pois sensores óticos e eletromecânicos - como

os sensores inerciais - podem ser substituídos por sensores GPS em estado sólido. A redução no número de sensores e do número de interfaces melhora a confiabilidade do sistema e também reduz custos de testes.

Adams (1999) menciona que os benefícios da utilização do GPS para atitude podem ser evidenciados na fase de projeto assim como na fase de operação. A redução de custos na fase de projeto pode chegar a ordem de milhões de dólares e na fase de operação esta redução é da ordem de centenas de milhares de dólares ao ano.

O sistema GPS, contudo, é sujeito a falhas. Com isto a aplicação do GPS como único sensor tornaria o satélite susceptível a estas falhas. Para que os sensores de atitude baseados em receptores GPS possam ser utilizados a bordo de satélites, estes sensores devem sofrer uma fusão com dados de observação de outro(s) sensor(es), proporcionando assim uma forma de verificação da integridade de ambos os sensores, objetivo deste trabalho. Esta fusão acrescenta características de robustez a perdas temporárias de sinal GPS e a ocorrência de falhas simples temporárias dos dois sensores.

1.2.1 Histórico do Sistema GPS

Segundo Parkinson e Spilker (1996), o sistema GPS foi precedido por alguns outros sistemas de navegação, dentre os quais pode-se mencionar como exemplo os sistemas que não utilizam satélites como *beacons* de rádio, VHF *omnidirectional radio range* (VORs), *Long Range Radio Navigation* (LORAN) e OMEGA e os que utilizam satélites como o sistema Transit (ou NNSS – *Navy Navigation Satellite System*), o *NRL's Timation satellites* (*Naval Research Laboratory*) e o projeto 621B da Força Aérea Americana.

Ainda segundo Parkinson e Spilker (1996), Transit foi o primeiro sistema de navegação operacional utilizando satélites, sendo baseado em medições do usuário dos desvios Doppler de um tom transmitido via rádio nas faixas de 150MHz e 400MHz. Os satélites possuíam órbita polar com altitude de 1100km.

O Timation foi lançado em 1972 com o objetivo principal de prover um tempo muito preciso e também informações de navegação. Os satélites estão em órbitas inclinadas e com altitude de 920km a 13890km. O tempo preciso foi conseguido utilizando inicialmente osciladores a cristal de quartzo e posteriormente osciladores baseados em padrões atômicos (rubídio e césio) com estabilidade em frequência melhor que algumas partes em 10^{12} (por dia) (Parkinson e Spilker, 1996).

O projeto 621B da Força Aérea Americana foi o terceiro passo para o estabelecimento do sistema GPS introduzindo em 1972 o conceito novo de sinal de medição utilizando o ruído pseudoaleatório (PRN). Com esta tecnologia todos os satélites poderiam utilizar a mesma frequência nominal (Parkinson e Spilker, 1996).

O sistema GPS que está operacional hoje é idêntico ao proposto em 1973. O número de satélites foi expandido, foram adicionadas algumas funcionalidades militares, as órbitas foram ligeiramente modificadas, mas o equipamento projetado para trabalhar com os quatro satélites originais ainda funciona perfeitamente.

1.2.2 Conceitos do Sistema GPS

O *Navigation System with Time and Ranging* (NAVSTAR-GPS) é um sistema de navegação baseado em 24 satélites em órbita semi-síncrona de 12 horas, conhecido também como constelação de satélites *Global Positioning System* (GPS), um exemplo de um tipo de satélite da constelação GPS é mostrado na Figura 1.1 . O mesmo é composto também por um sistema de controle (estações de rastreamento espalhadas pelo globo terrestre) e pelo segmento usuário, que são todos os receptores usuários que utilizam os sinais GPS (Leick, 1995, Parkinson e Spilker, 1996). O sistema GPS oferece um meio moderno, preciso, praticamente instantâneo e quase ininterrupto de posicionamento na superfície terrestre ou no espaço. Existem várias obras que são referências sobre o assunto GPS, como Kaplan (1996), Parkinson e Spilker(1996), Hofman-Wellenhof, Lichtenegger e Collins (1994), Misra e Enge (2001) entre outros, com isto não serão discutidas em detalhe as características do sistema, somente será feita uma breve exposição.



FIGURA 1.1 – Exemplo de satélite da constelação GPS.

O sistema GPS utiliza, basicamente, informações transmitidas por uma constelação de satélites e captadas por um receptor local apropriado (Leick, 1995). O seu objetivo principal é auxiliar a navegação em três eixos com elevada precisão em posição, mesmo que o receptor esteja sujeito a condições dinâmicas variadas. O sistema também permite cobertura global e 24 horas ao dia, sofrendo pouca influência das variações no relevo terrestre.

Os satélites GPS transmitem duas frequências de portadoras: a primária L1 (1575,42 MHz) e a secundária L2 (1227,60 MHz). Estas frequências são moduladas pela mensagem de navegação e pelo código de espalhamento espectral utilizando uma única sequência de ruído pseudoaleatório (PRN – *Pseudo Random Noise*) para cada satélite. Entretanto um sinal vindo de um dos satélites da constelação GPS pode ser diferenciado e separado dos outros utilizando a técnica da divisão do código para múltiplo acesso (CDMA - *Code Division Multiple Access*). Atualmente, o sinal GPS é modulado por dois códigos: aquisição grosseira (C/A - *Coarse acquisition*) presente em L1 e o código preciso (P) presente em L1 e L2. O código P é dedicado ao uso militar e é codificado pelo código Y (Parkinson e Spilker, 1996).

1.2.2.1 Receptores GPS para Determinação de Atitude

Segundo Lu (1994), a tecnologia utilizada em receptores GPS tem sofrido um constante desenvolvimento nos últimos anos do ponto de vista do hardware associado assim como em termos das técnicas de processamento do sinal utilizadas. Desde sensores GPS de baixíssimo custo ou placas que resultam somente nas funções de navegação até sensores de dupla frequência geodésicos ou sensores para aplicações

especiais de altíssimo custo, existe uma grande variedade de sensores disponíveis para os mais variados campos de aplicações.

Segundo Lu (1994), para plataformas de determinação de atitude utilizando GPS, dois tipos de sensores especialmente desenvolvidos são comercialmente disponíveis: Ashtech 3DF e Trimble TANS Vector. Ambos os receptores são de frequência simples, os receptores rastreiam o código C/A (Coarse Acquisition Code), e fornecem o *pseudorange* do código C/A e medidas de fase da portadora L1. Para se obter parâmetros de atitude de linhas de base relativamente pequenas, em plataformas móveis, devem ser utilizadas as medições mais precisas do receptor que são dadas pela fase da portadora do código C/A. Usualmente ambos os receptores possuem 24 canais de rastreamento dedicados que são divididos em quatro bancos, onde cada banco é atribuído a cada antena. O diagrama de blocos funcional pode ser visto na Figura 1.2.

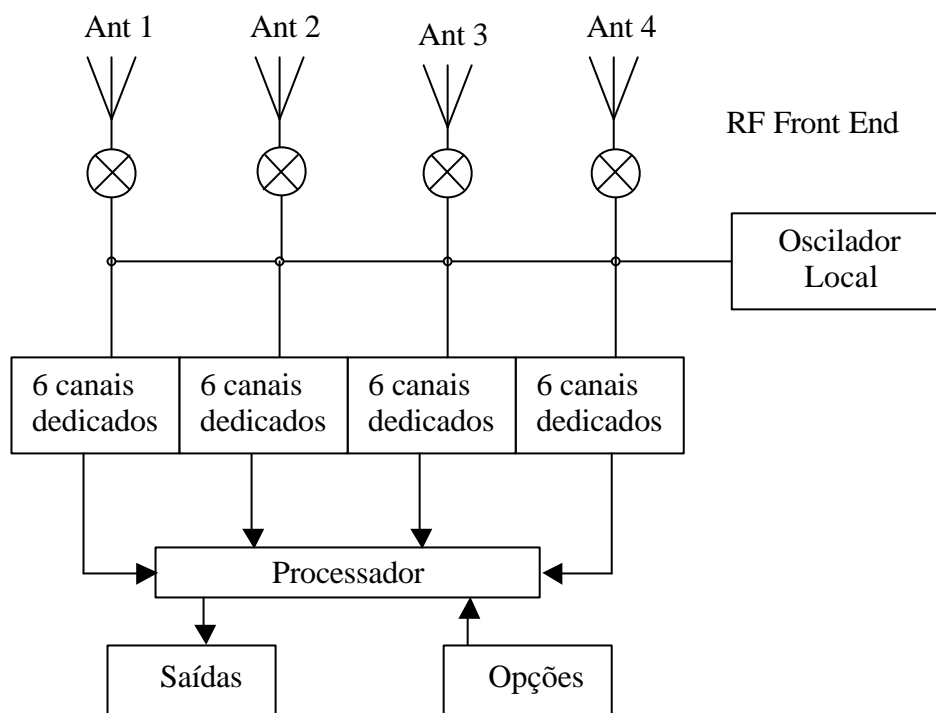


FIGURA 1.2 – Diagrama de blocos funcional para receptores dedicados para atitude.

FONTE: Adaptado de Lu (1994).

As características desejáveis para um sensor GPS ser utilizado como sensor de atitude, em solo, são listadas a seguir na Tabela 1.1.

Conforme mencionado por Lu (1994), o direcionamento para desenvolvimento de novas tecnologias de sensores GPS está em menor custo com alto desempenho dentro de uma alta demanda do usuário e uma alta competitividade entre fornecedores da tecnologia.

Receptores de frequência única geralmente são utilizados para formar um sistema de múltiplas antenas devido ao tamanho da linha de base ser pequeno. Já receptores de dupla frequência podem incrementar a precisão e a rapidez da resolução da ambigüidade inteira, levando a resolução instantânea da ambigüidade. Com isto a seleção do um receptor GPS apropriado para ser utilizado como sensor de atitude depende de um compromisso entre custo e desempenho.

TABELA 1.1 – Requisitos de sensores GPS para determinação de atitude.

Característica	Especificação
Saída de medição bruta	<i>Pseudorange</i> do código C/A e Fase da portadora (desejável medições do Doppler)
Taxa de amostragem	≥ 1 Hz
Ruído da fase da portadora	< 1 mm
Ruído do <i>pseudorange</i>	< 3 m (< 15 cm desejável)
Canais de Rastreo	≥ 8
Dinâmica	300 m/s (velocidade) 4 g (aceleração)
Massa / Consumo	< 500 gramas / < 4 Watts

FONTE: Adaptado de Lu (1994).

Pesquisas recentes como as desenvolvidas em Hoyle et al. (2002) investigam a viabilidade de se utilizar receptores de baixo custo em determinação de atitude com o objetivo da redução do custo em até milhares de dólares como mencionado em Wang e Lachapelle (2004). Os receptores CMC AllStar que serão utilizados no desenvolver da tese são de baixo custo. Segundo Wang e Lachapelle (2004), pesquisas recentes como

Hoyle et al. (2002) e Wang e Lachapelle (2002) tem mostrado que apesar dos sensores de baixo custo CMC AllStar estarem sendo utilizados como sensores de determinação de atitude o desempenho destes sistemas é altamente dependente das características do multicaminho e das dinâmicas da plataforma. Durante o processo de procura da ambigüidade inteira, em casos onde existam alta característica de multicaminho e também alta variação do centro de fase das antenas, o sistema pode torna-se lento ou até resolver de forma errônea a ambigüidade, o que leva a um erro grande na estimativa das componentes da atitude.

Wang e Lachapelle (2004) também mencionam que após o processo de diferença dupla de fase os erros de relógio do receptor e dos satélites são cancelados. As fontes restantes de erro nas observações da diferença dupla de fase da portadora são: multicaminho, variações do centro de fase, *Cycle Slips* e ruídos do receptor. Como a diferenciação entre multicaminho e variação do centro de fase é difícil em condições reais de campo, normalmente estes efeitos são tratados como efeitos da antena e comparados com sistemas de alto desempenho. Os sistemas de baixo custo são vulneráveis a estes erros.

1.2.2.2 GPS e Seus Modos de Falha

O Sistema de Posicionamento Global (GPS), por sua vez, oferece recursos de determinação de tempo e posição a bordo, o que permite simplificar a operação do segmento solo. Embora esta seja a grande vantagem do uso de receptores GPS a bordo de satélites, não é única. Uma vez que o equipamento esteja disponível, agregando o recurso de processamento de múltiplas antenas, torna-se possível calcular também a atitude do satélite por meio da interferometria na fase da portadora nas linhas de base formadas por pares de antenas dispostas adequadamente no satélite. A precisão neste caso depende basicamente do sistema GPS, do receptor GPS e das antenas utilizadas. Mais especificamente, o número e a distribuição espacial dos satélites da constelação GPS em visibilidade determina um fator de diluição geométrica da precisão. Além disso, o sinal pode sofrer perda de integridade por algum distúrbio imprevisto no funcionamento do sistema. As características do receptor, por sua vez, determinam o número máximo de satélites rastreados, a razão Sinal/Ruído, e a taxa de amostragem,

enquanto que o tipo de antenas e sua distribuição espacial no satélite determinam a incerteza da posição do seu centro de fase, o nível de interferência por multicaminho e a direção e comprimento das linhas de base.

Os modos de falha do GPS, quando utilizado para determinação de atitude, são:

- a) Perda do sinal de algum canal, que pode se dar em diferentes regimes: por longos períodos, devido à ocultação do satélite ao longo de sua órbita; ou temporariamente, devido a alguma interferência ou instabilidade passageira; ou ainda de modo intermitente, quando a recepção do sinal se dá em condições inadequadas tais como baixa elevação do satélite GPS, baixa razão Sinal/Ruído, interferências externas, rotações elevadas e taxas de amostragem no limite da capacidade de transmissão dos dados do receptor para o computador de bordo.
- b) *Cycle Slips*, causados por pequenas instabilidades nos correlatores do receptor GPS ou por alguma interferência externa, quando um número inteiro e desconhecido de ciclos da portadora escapa de ser observado.
- c) Flutuações de baixa frequência no sinal, devidas a perda de integridade ou a variações do centro de fase da antena em função da direção e, principalmente, ao multicaminho.
- d) Ruídos de alta frequência de intensidade acima da especificada.

A perda de sinal é facilmente detectada pela ausência do respectivo registro no arquivo de dados brutos, mas precisa ser cuidadosamente levada em conta pelo algoritmo de pré-processamento de modo a garantir que a cada instante de amostragem, sejam processados apenas os dados relativos aos satélites cujos sinais foram recebidos nas 4 antenas. *Cycle Slips*, ao serem detectados, requerem a resolução da ambigüidade inteira, tarefa que pode ser bastante simplificada caso a atitude propagada esteja disponível com precisão suficiente. Caso contrário, a solução é bem mais trabalhosa e a própria detecção da falha passa a ser baseada no registro da respectiva observação no instante de amostragem anterior. Os demais modos de falha são ainda mais difíceis de

serem detectados com base apenas na consistência interna dos sinais, já que em princípio podem ser confundidos com ruídos ou movimentos reais do satélite, principalmente se os satélites rastreados forem momentaneamente pouco numerosos, ou se apresentarem distribuição espacial pobre.

A Tabela 1.2 apresenta valores típicos de receptores GPS disponíveis no mercado, com a ressalva de que este mercado está em rápida evolução.

TABELA 1.2 – Características de receptores GPS: valores típicos.

Parâmetro	Valor
Precisão na fase da portadora	3,5 mm; 2 mm
Confiabilidade	94,47% em 15 anos de uso
Integridade	1 quebra de integridade do sinal a cada 1000 h

1.2.2.3 Erros que Influenciam na Determinação de Atitude Utilizando GPS

O desempenho do sistema GPS é afetado por diferentes fatores, que são resultados de combinações de ruídos e de derivas, entre outros tipos de erros. Existem vários tipos de erros que podem influenciar na determinação de atitude por GPS, como por exemplo:

- Multicaminho;
- Ruído aleatório;
- Erro nos relógio da constelação GPS;
- Erros nos dados de efemérides;
- Efeitos da propagação dos sinais (atrasos troposféricos e ionosféricos);
- Atrasos de Hardware (eletrônica do receptor e antena);

- *Cycle Slips*;
- Variação no centro de fase das antenas.

Para cada um dos erros foram investigadas na literatura formas de eliminar ou de reduzir seus efeitos na determinação da atitude. O multicaminho foi estudado por vários artigos brasileiros, como Lopes e Milani (2000), que utiliza polinômios para calibração do multicaminho a bordo; Lopes et al (2000), que utiliza redes neurais para mitigação do multicaminho em aplicações no solo e Lopes, Carrara e Enderle (2003), que utiliza redes neurais para mitigação do multicaminho aplicado a satélites.

Os efeitos dos atrasos relacionados com a atmosfera afetam a portadora da fase igualmente em todas as antenas, estes erros podem ser cancelados utilizando a diferença de fase entre antenas, exceto pelo efeito causado pela alteração na direção de propagação dos sinais. Este efeito é da ordem de 0,5 graus na superfície (Leick, 1995), mas não afeta aplicações espaciais que estão fora do alcance atmosférico. Já os efeitos dos erros aleatórios podem ser minimizados utilizando técnicas de filtragem e os atrasos fixos, como o de hardware, podem ser calibrados em solo, evitando assim seus efeitos durante o voo.

Adams (1999) menciona que os principais efeitos da linha de visada (LOS) dos satélites GPS nas medidas da fase da portadora são a polarização circular, a variação do centro de fase das antenas do receptor e o multicaminho refletido pelo próprio corpo do satélite em questão. No caso da polarização circular os efeitos só são sentidos para antenas não alinhadas. Para a variação do centro de fase, Adams (1999) menciona que antena isolada com *backplane* pode ser calibrada para as variações do centro de fase com a linha de visada (LOS) dos satélites GPS e estudos mostraram que para uma antena GPS típica, esta variação é da ordem de 8mm, e de 2 a 3mm para antenas com qualidade para posicionamento geodésico. A variação do centro de fase das antenas é, normalmente, simétrica em relação ao *boresight* da antena e varia periodicamente com a elevação da linha de visada dos transmissores (satélites GPS).

Adams (1999) também menciona que existem outros efeitos não modelados nas medições das fases que são significativos, principalmente para testes em laboratório,

que são os efeitos no padrão da portadora devido à estrutura do próprio satélite em questão, efeitos relativos a variações relacionadas a erros da malha de rastreamento do receptor e devido ao multicaminho, sendo que este último proporciona efeitos mais significativos.

Mader (2005) descreve procedimento para calibração do centro de fase de vários tipos de antenas geodésicas. Este trabalho utilizará antenas comuns considerando o centro geométrico das antenas como sendo o centro de fase da antena.

1.2.3 Conceitos de Giroscópios

O funcionamento de sensores inerciais de navegação segue as leis da mecânica clássica formuladas por Newton, onde a navegação inercial é um processo no qual as medições provenientes de acelerômetros e giroscópios são utilizados para determinar a atitude de um veículo. Com a combinação de três conjuntos de sensores é possível determinar o movimento de translação do veículo e, portanto, a atitude em relação ao sistema inercial de referência (Abdel-Hamid, 2005).

Giroscópios mecânicos do tipo *Dry Tuned Gyro* (DTG) e *Rate Integrating Gyro* (RIG) baseiam-se numa tecnologia já tradicional e podem oferecer alta precisão, porém a um custo elevado. Em situação semelhante encontram-se os giros mais modernos, fundamentados no princípio de Sagnac (Merhav, 1996), que apresentam a vantagem de não possuírem partes móveis: o *Ring Laser Gyro* (RLG) e o *Fiber Optic Gyro* (FOG). Embora este último tipo apresente uma tendência de redução de custo, sofre do fenômeno de escurecimento das fibras ópticas devido à longa exposição à radiação a que estão sujeitos os satélites no cinturão de Van Allen. Por outro lado, os *Vibratory Structure Gyroscopes* (VSGs), baseados no princípio de *Coriolis*, oferecem uma opção mais favorável quanto ao custo, porém ainda muito sensíveis a efeitos térmicos no elemento ressonador, o que os torna menos precisos. Em particular, enquadram-se nesta categoria os giros cerâmicos, disponíveis já há cerca de três décadas, e os de silício, cuja tecnologia é empregada em acelerômetros há mais de quinze anos, mas apenas mais recentemente foi utilizada para giros. Embora até o momento os giros cerâmicos ainda apresentem melhor precisão que os de silício, a tendência é que esta relação seja

invertida nos próximos anos. Além disso, os giros de anel de silício são mais leves, compactos, e consomem menos potência. Tipicamente, um conjunto de acelerômetros e giros de silício em três eixos pesa algo em torno de 250 gramas e consome menos de 2 Watts. Tais vantagens, propiciadas pelo emprego da moderna tecnologia MEMS são bastante atrativas para aplicações em micro-satélites como meio primário de propagação de atitude (Louro e Lopes, 2004).

Segundo Abdel-Hamid (2005), devido ao processo de miniaturização, os sensores MEMS (*Micro Electro-Mechanical Systems*) são muito sensíveis a mudanças nas condições ambientais elétricas, de temperatura, de pressão, de campo magnético entre outras. Esta sensibilidade leva a uma variação rápida, alta e até randômica da saída e conseqüentemente a dificuldades de modelagem. Abdel-Hamid (2005) define as categorias e os tratamentos para os diferentes tipos de erros de sensores inerciais baseados em tecnologia MEMS.

1.2.3.1 Giroscópios e Seus Modos de Falha

As principais fontes de imprecisão nos giros são o desalinhamento mecânico, o fator de escala e a deriva. Todos estes fatores podem ser mitigados numa etapa de calibração pré-lançamento, mas existem valores residuais devidos à flutuação térmica, ao regime de aceleração durante e após o lançamento e ao efeito de histerese. O efeito resultante pode ser tomado como uma deriva residual lentamente variante no tempo.

Além dos erros acima descritos, os giros podem apresentar falhas de vários tipos: travamento e a apresentação de comportamento ruidoso em alta frequência e com intensidade superior à especificada. O travamento pode ser em saída nula, arbitrária ou de fundo de escala. O efeito da deriva de baixa frequência sobre a incerteza na atitude cresce linearmente com o tempo enquanto que o efeito dos ruídos de alta frequência cresce com a raiz quadrada do tempo, características que devem ser levadas em conta na detecção de eventuais falhas de modo a evitar alarmes falsos.

Adicionalmente, giros de baixo custo apresentam pequena banda passante, o que implica em amortecimento ou mesmo rejeição de movimentos de alta frequência. Tais movimentos são induzidos nos satélites tipicamente por desbalanceamento dinâmico nas

rodas de reação em alta rotação ou por vibrações nos painéis solares acionados por motores de passo. As limitações do giro, juntamente com erros de quantização, podem então resultar em oscilações cônicas fictícias na atitude propagada com um efeito secular de escorregamento que em última análise representa uma espécie de deriva indireta.

A Tabela 1.3 apresenta valores típicos de desempenho e confiabilidade de alguns tipos de giros.

TABELA 1.3 – Características de alguns tipos de giro: valores típicos.

Característica	Unidade	Tipos de giroscópios	
		RLG	FOG
Faixa de operação:	°/s	375; 1000	100
Estabilidade da deriva:	°/h	10; 1; 0,05; 0,003	10; 8; 2; 1
Densidade espectral de potência do processo Browniano angular (Angular Random Walk):	01°/√h	0,3; 0,125; 0,01; 0,002; 0,0002	5; 0,15; 0,07
Fator de escala:	ppm	5; 10; 100; 1000	100; 500
Alinhamento interno:		25''	
Tempo médio entre defeitos (Mean Time Between Failures):	1000 h	10, 15	50
Banda Passante:	Hz	100; 600	100

Por todas as razões acima descritas, nas aplicações em satélites é necessário que a deriva do giro seja constantemente corrigida por um sensor auxiliar, o que será descrito nos capítulos seguintes.

1.2.4 Conceitos de Determinação de Atitude

O sistema originalmente destinado somente à navegação militar sofreu uma grande expansão em aplicações civis, comerciais e científicas. Esta grande explosão de aplicações se deve à modernização tecnológica dos receptores, com conseqüente redução de custo, potência, massa e volume.

Uma das possíveis aplicações relaciona-se a determinação de atitude em satélites. Devido às suas órbitas, os satélites GPS estão amplamente visíveis para os satélites em órbita baixa (LEO) e parcialmente visíveis para os satélites em órbitas geoestacionárias (GEO). Entretanto devido ao incremento da variação do *Doppler* para valores próximos a $\pm 40\text{kHz}$, devido à mudança rápida da linha de visada (LOS) dos satélites GPS e devido ao ambiente de radiação nestas órbitas, existem várias modificações de *hardware* e *software* que devem ser realizadas nos receptores antes do embarque em satélites (Adams, 1999).

No sentido de validação de receptores em órbita com o objetivo de determinação de atitude, alguns exemplos de experimentos podem ser mencionados:

- O primeiro experimento para determinação de atitude utilizando GPS em órbita foi realizado pelo satélite RADCAL (*Radar Calibration Satellite*) pertencente a USAF (*United States Air Force*), satélite este estabilizado por gradiente de gravidade e bobinas para natação (Axelrad et al, 1996). Neste caso a determinação de atitude foi realizada com o pós-processamento dos dados. A Figura 1.3 mostra uma ilustração deste satélite;
- O receptor TANS Vector (*Trimble Advanced Navigation Sensor*) da Trimble Navigation, modificado para utilização em órbita pela Universidade de Stanford, voou no experimento GADACS (*GPS Attitude Determination and Control System*) do satélite SPARTAN, que foi introduzido em órbita e retirado posteriormente pelo Space Shuttle (Bauer et al, 1995). Neste experimento o processamento em bordo foi implementado;
- Também o mesmo receptor voou a bordo do satélite REX II (*Radiation EXperiment*), mas já fazendo parte da malha de controle de atitude (Freesland et al, 1996). A Figura 1.4 mostra uma ilustração deste satélite.



FIGURA 1.3 – Missão RADCAL, primeiro experimento utilizando GPS para atitude a bordo.

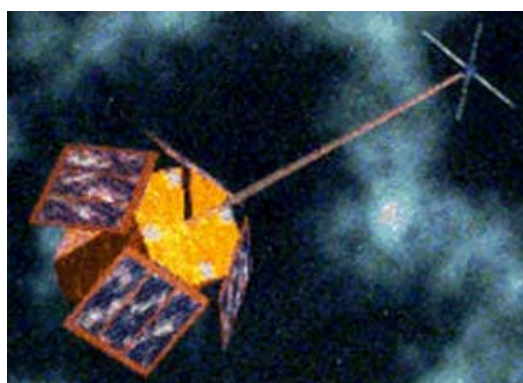


FIGURA 1.4 – Missão REX II, primeiro experimento utilizando GPS na malha de atitude a bordo.

Apesar destas aplicações experimentais, o GPS ainda não é utilizado como única forma de determinação de atitude em satélites. Isto se deve ao fato de não estarem dominadas todas as possíveis influências dos erros na determinação de atitude, o que implicaria em determinação imprecisa, errônea ou simplesmente desconhecimento da atitude, podendo causar a perda temporária do apontamento do satélite ou, em última análise, a perda da própria missão.

A determinação de atitude pode ser realizada utilizando-se a relação Sinal/Ruído (SNR), como pode ser visto em Lightsey et al (2003) e Axelrad et al (1999) ou utilizando-se a fase da portadora, como pode ser visto em Hoyle et al (2002) e Cross et al (2002), sendo esta última forma de determinação a mais precisa, podendo chegar a uma precisão melhor que 1 grau quando utilizado uma distância entre antenas de 1 metro ou maior. A determinação de atitude utilizando a relação Sinal/Ruído (SNR)

também pode ser utilizada como forma de inicialização para o algoritmo mais preciso que utiliza a fase da portadora, tanto na etapa de determinação da ambigüidade como na etapa de aquisição de precisão pelo algoritmo mais preciso, como pode ser visto em Lightsey et al (2003).

No Brasil a fase da portadora foi principalmente utilizada como dado de entrada para trabalhos de determinação de atitude de satélites estabilizados por rotação, como pode ser visto em Fabri (1997), Lopes et al (1997) e Lopes et al (1999) e também existem trabalhos para determinação de atitude de satélites estabilizados em três eixos, como Lopes, Silva e Prado (2002). No Brasil existem também trabalhos relacionados com determinação de atitude de aeronaves utilizando a fase da portadora, pode-se citar como exemplos Leite e Walter (2002).

Assim como as demais aplicações do sistema GPS, a determinação da atitude utilizando GPS também está sujeita a ruídos, erros e degradações. Neste tipo de aplicação onde o GPS é utilizado como sensor de atitude, a minimização do erro na fase da portadora é de suma importância e vários trabalhos tratam deste problema. São exemplos os trabalhos de Lopes et al (2000) e Lopes e Milani (2000) que realizam a calibração do multicaminho em solo e a bordo, respectivamente. No Brasil existem outras instituições que também tratam do assunto, como por exemplo Farret (2000).

A utilização da fase da portadora requer a resolução da ambigüidade inteira, devido ao desconhecimento do número inteiro de ciclos do sinal emitido pelos satélites GPS. A resolução da ambigüidade é tratada em vários trabalhos, como Crassidis, Markley e Lightsey (1998) e Lightsey, Crassidis e Markley (1999). Alguns exemplos de trabalhos no contexto nacional são Lopes e Kuga (2002), que realizou uma implementação prática de determinação de atitude incluindo a resolução instantânea da ambigüidade inteira e Lopes (2002), que propôs um algoritmo de resolução dinâmica da ambigüidade para diferença simples de fase e Lopes, Schad e Pires (2004) para diferença dupla de fase.

A resolução da ambigüidade pode ser feita a *posteriori* (como no método da troca das antenas) ou *On The Fly* (OTF), ou seja, em tempo real, sendo esta última

forma a mais adequada para esta proposta devido aos requisitos de implementação em tempo real. Além disto, conforme mostrado em Brown (1996) e Lopes e Kuga (2002), os métodos de determinação de ambigüidade podem ser baseados num conjunto instantâneo de observações (*Snapshot*) ou tirar proveito de sua variação temporal (método dinâmico). No Brasil existem outras instituições que também tratam do assunto, como por exemplo Garnés (2001).

A questão da identificação autônoma de falhas, conhecida como integridade, pode ser implementada de diversas formas, recebendo diferentes nomes dependendo da aplicação. Exemplificando, Van Dyke (2000) afirma que quando aplicada internamente ao receptor GPS é conhecida como técnica RAIM (*Receiver Autonomous Integrity Monitoring*) e Vidarsson et al (2001) afirma que quando aplicada à constelação de satélites GPS é conhecida como SAIM (*Satellite Autonomous Integrity Monitoring*). A identificação autônoma de falhas também pode ser aplicada às estações de rastreo e controle, como pode ser visto em Lugert et al (2002). Esta identificação autônoma tem o objetivo de estabelecer quando os resultados são válidos ou não. No caso de ser possível estabelecer onde se encontra a falha e, havendo a habilitação do algoritmo, ela será eliminada. Esta eliminação só será possível quando os dados possuírem redundância suficiente (Van Dyke, 2000). Maiores informações podem ser encontradas na coletânea de publicações sobre o assunto publicado pelo Institute of Navigation (1998).

Quanto à classificação, a identificação autônoma de falhas pode ser dividida em duas classes (Brown, 1996):

- Instantâneo ou *Snapshot*: Quando tem-se uma verificação a partir de um retrato instantâneo dos dados;
- Dinâmico: Quando tem-se uma verificação que considera todo o histórico dos dados.

Com o objetivo de melhorar a eficiência dos procedimentos de identificação de falhas, os dados do receptor GPS podem ser combinados com dados de outros sensores, como por exemplo, o giroscópio. Com esta combinação de dados pode ser checada a consistência dos dados fornecidos pelo GPS, garantindo que os resultados obtidos

estejam corretos. Como exemplo de combinação de dados GPS com dados de giroscópios é possível citar o experimento GADACS (*GPS Attitude Determination And Control System*), que foi utilizado no satélite SPARTAN (Bauer et al, 1995). No Brasil existem outras instituições que também tratam do assunto. Como exemplos podem ser citados Lima (2000) e Lima (2005).

Uma outra vantagem da combinação de sensores GPS e giroscópios, em caso de falha em um dos sensores o outro poderá manter a saída de atitude, mesmo que degradada. Para o caso do giroscópio existe uma limitação de tempo devido a deriva do mesmo que pode levar a resultados não aceitáveis.

Existem vários métodos para se integrar dados de dois sensores, e um dos principais métodos foi desenvolvido por Lefferts, Markley e Shuster (1982), onde é proposta a redução do estado a ser estimado como sendo a solução da questão da singularidade da matriz de covariância. Chiang et al (2002) é outro exemplo onde a integração de sensores é tratada, neste caso entre GPS e giroscópios, sendo baseado no artigo anterior, mas propondo um método de restrição para a solução da questão da singularidade.

Uma outra forma de se extrair informações suficientemente redundantes para verificar se os dados utilizados são confiáveis é a implementação de um modelo de compensação dinâmica e assim realizar a checagem de confiabilidade dos dados. O uso da técnica de compensação dinâmica no contexto de determinação de atitude de satélites foi utilizado em Rios Neto, Lopes e Negreiros de Paiva (1982).

1.3 Contribuições e Limitações da Tese

O objetivo da pesquisa é desenvolver um procedimento de determinação de atitude de satélites em três eixos por GPS associado com giroscópio, com a abrangência suficiente para que todos os aspectos necessários à sua operação sejam considerados.

Com este objetivo, as principais contribuições do trabalho são:

- A incorporação do conceito de integridade a todo o procedimento;

- A integração de suas diferentes etapas e/ou modos de operação, os quais são usualmente tratados isoladamente na literatura, principalmente no Brasil;
- A aplicação do conceito de compensação do modelo dinâmico a parte do algoritmo.

Do ponto de vista tecnológico, este assunto é de importância prática fundamental em aplicações a bordo de satélites. A abordagem baseada na técnica da compensação do modelo dinâmico visa permitir a identificação de falhas de modo autônomo e pretende ser uma contribuição original, até onde o autor tem conhecimento, para a determinação autônoma de atitude de satélites artificiais por GPS. Neste trabalho o modelo de compensação dinâmica foi utilizado com o objetivo de permitir a correção dos efeitos da deriva dos giroscópios. Os resultados da pesquisa realizada por Barboza (2004) serviram de motivação para o uso de modelo do ruído para os sinais do GPS diferente do normalmente adotado na literatura, que é um modelo de ruído branco.

Para a viabilização do objetivo mencionado acima e como meio de testes, foram simulados dados do GPS, simulados dados do giroscópio e também foram adquiridos dados reais de três receptores GPS. Após esta etapa os dados foram tratados para a visualização da identificação final da determinação de atitude, acrescentando o conceito de integridade.

A implementação de *software* considera os seguintes pontos:

- Entrada de dados adquiridos em campo ou simulados;
- Resolução de ambigüidade *On The Fly*;
- Determinação de atitude de satélites em três eixos utilizando a fase da portadora;
- Aplicação do algoritmo proposto pelo trabalho para diagnose de falhas (item 3.5);

- Incorporação de conceitos de integridade com o objetivo de ser aplicado a bordo de satélites de forma autônoma, baseado em dados de outros sensores ou utilizando compensação dinâmica.

Em todos os pontos acima foram consideradas as características para a aplicação em tempo real dos algoritmos, assim como os procedimentos para inicialização.

As características dos giroscópios considerados são do tipo MEMS por serem de classe mais compatível com a precisão atingida por meio do GPS. Mais especificamente são utilizados os giros de anel de silício, de estrutura vibratória, baseados no efeito de *Coriolis*. Por suas características de baixo peso, volume, custo e potência, esses giros são empregados como sensores primários na propagação da atitude entre os instantes de amostragem do sensor GPS. Outra justificativa para a utilização deste tipo de sensor é a alta robustez por não utilizar partes móveis.

Este trabalho trata o caso de satélites LEO, pois como visto anteriormente, para cada tipo de órbita as características do receptor e do algoritmo devem ser adaptadas. Entretanto, para a implementação prática foram utilizados receptores comuns para uso em solo. Os receptores não foram modificados para serem utilizados especificamente no espaço já que o experimento viável foi realizado em solo e também devido a restrições de tempo e recursos financeiros.

Também são considerados aspectos práticos de visibilidade da constelação GPS em órbita devido às limitações de posicionamento das antenas em satélites.

1.4 Descrição da Tese

Este Primeiro Capítulo apresenta as justificativas do trabalho, a revisão bibliográfica sobre o assunto abordando definições dos sensores utilizados, os erros na determinação de atitude utilizando GPS e giroscópios, as contribuições e limitações da Tese.

O Segundo Capítulo descreve os fundamentos teóricos da determinação de atitude em três eixos e uma descrição do método para resolução da ambigüidade inteira que será utilizado.

O Terceiro Capítulo apresenta os fundamentos teóricos da integração GPS/giros e o equacionamento necessário para a implementação do algoritmo e também descreve o algoritmo proposto para detecção de falhas na determinação de atitude com toda a descrição do procedimento a ser realizado pelo algoritmo para as partes relativas ao giroscópio e ao GPS.

Os resultados obtidos utilizando dados simulados e dados coletados em campo são apresentados no Quarto Capítulo. Neste capítulo são mostradas as considerações necessárias para a implementação em MATLAB e as condições em que foram coletados os dados práticos.

O Quinto Capítulo apresenta as conclusões do trabalho e as propostas para trabalhos futuros.

Na seqüência são apresentadas as referências bibliográficas utilizadas e no Anexo são apresentados os fluxogramas dos algoritmos implementados em código MATLAB.

CAPÍTULO 2

DETERMINAÇÃO DE ATITUDE UTILIZANDO GPS

O GPS é um sistema de medição que provê, principalmente, informações de tempo e posição aos usuários. Se três ou mais antenas GPS devidamente montadas em uma plataforma e as medições das diferenças dos sinais GPS são coletadas simultaneamente, os vetores das linhas de base formadas entre antena 1 (central) para antena 2 e antena 1 para antena 3 podem ser determinados. A orientação da plataforma definida pelas três antenas pode ser calculada a partir dos vetores das linhas de base. Usualmente os vetores das linhas de base obtidas a partir de dados GPS se encontram no sistema WGS84 e são transformados para o sistema local de coordenadas com a origem na antena central. Entretanto, para a determinação de atitude no espaço pode ser conveniente escolher um outro sistema de referências mais adequado à missão. Apenas as posições do satélite usuário e dos satélites GPS, obtidas a partir das efemérides contidas na mensagem de navegação, devem estar neste mesmo sistema de coordenadas.

A definição do problema da estimação da atitude utilizando GPS pode ser estabelecida da seguinte forma:

- Dados n ($n \geq 2$) vetores de linhas de base não colineares cujas coordenadas ou direções são determinadas no sistema de coordenadas local ou em um sistema de coordenadas das antenas, determinar a matriz de rotação ou os parâmetros de orientação que rotaciona os vetores das linhas de base do sistema local para o sistema correspondente de referência (Lu, 1994).

Este problema existe desde antes da existência do GPS em determinação de atitude de satélites, onde os parâmetros de atitude da plataforma são fornecidos por um conjunto de medições de vetores realizados por sensores celestiais (Wertz, 1978). No sistema GPS utilizando múltiplas antenas, as medições de vetores (que são os vetores

das linhas de base), que equivalem às medições das diferenças de fase da portadora já com as ambigüidades resolvidas, são disponibilizadas pelo GPS.

2.1 Determinação de Atitude por GPS

Conforme mencionado no capítulo anterior, a fase da portadora oferece uma precisão muito maior que a utilização da relação Sinal/Ruído. A partir desta observação a fase da portadora é a mais utilizada como fonte de dados para determinação de atitude. Normalmente a frequência utilizada para esta determinação é a portadora L1, disponível em todos os receptores.

O princípio fundamental da determinação de atitude com GPS utilizando múltiplas antenas pode ser visto na Figura 2.1, onde pode-se observar duas antenas que estão no corpo de um dado satélite a ser determinada a sua atitude. Nesta figura pode ser observado que as frentes de ondas são consideradas planares devido a distância entre os satélites GPS e as antenas 1 e 2 ser muito maior que a distância entre antenas (L). Estas frentes de ondas chegam a uma antena ligeiramente antes da outra. Medindo estas diferenças de fases entre dois ou mais pares de antenas para dois ou mais satélites, um receptor é capaz de determinar sua atitude em três eixos (Parkinson e Spilker, 1996).

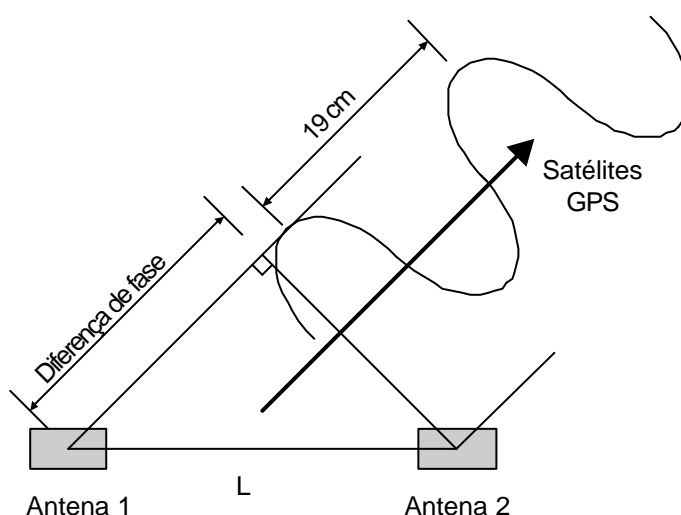


FIGURA 2.1 – Princípio fundamental de determinação de atitude por GPS.

2.1.1 Equações de Observação

Pelo fato de receptores capazes de processar dados simultâneos de múltiplas antenas serem mais complexos que os de única antena, a possibilidade de um sistema de determinação de atitude baseado em múltiplos receptores tem sido considerada como primeira abordagem para uma aplicação nacional. O inconveniente neste caso é que as variações devido à instabilidade dos relógios dos receptores causam erros adicionais nas diferenças simples de fase, que precisam ser eliminadas pela diferença dupla de fase.

Para se chegar à diferença dupla de fase, que é a medida efetivamente utilizada para a determinação de atitude, é necessário definir as equações da fase da portadora e de diferença simples de fase (Misra, 2001).

2.1.1.1 Fase da Portadora

A equação de observação da fase da portadora ($f(t)$), pode ser definida como sendo:

$$\mathbf{f}_i^p(t) = \mathbf{f}_i(t) - \mathbf{f}^p(t - \mathbf{t}) + N_i^p \quad (2.1)$$

onde $\mathbf{f}_i(t)$ é a fase do sinal gerado pelo receptor i ;

$\mathbf{f}^p(t - \mathbf{t})$ é a fase da portadora gerada pelo satélite GPS p ;

\mathbf{t} é o tempo de propagação do sinal;

N é a ambigüidade inteira.

Os erros presentes no equacionamento acima estão relacionados com erros de medição, erros de relógios e o erro na fase inicial (ambigüidade), e são destacados no equacionamento a seguir:

$$\mathbf{f}_i^p = \frac{1}{\mathbf{I}}[r + I_f + T_f] + \frac{c}{\mathbf{I}}(\mathbf{dt}_u - \mathbf{dt}^s) + N + \mathbf{e}_f \quad (2.2)$$

onde λ é o comprimento de onda;

r é a distância entre o receptor e o satélite GPS;

I_f e T_f são os atrasos ionosféricos e troposféricos de propagação;

c é a velocidade de propagação da luz no vácuo;

dt_u e dt^s são os erros de relógio do receptor e do satélite GPS;

N é a ambigüidade inteira;

e_f é o ruído aleatório.

2.1.1.2 Diferença Simples de Fase

A diferença simples de fase é realizada subtraindo a fase dos receptores usuário (u) e referência (r), resultando o seguinte equacionamento:

$$f_{ur}^k = f_u^k - f_r^k \quad (2.3)$$

Onde k representa o k-ésimo satélite visível. Desenvolvendo o equacionamento completo pode-se observar que o erro de relógio do satélite GPS é cancelado, resultando:

$$f_{ur}^k = \frac{1}{\lambda} [r_{ur}^k + I_{ur}^k + T_{ur}^k] + \frac{c}{\lambda} dt_{ur} + N_{ur}^k + e_{f,ur}^k \quad (2.4)$$

Onde as definições dos termos utilizados na equação acima são as mesmas definições utilizadas da Equação 2.2.

Misra (2001) menciona que os termos relacionados com erros ionosféricos e troposféricos podem ser desconsiderados quando são utilizados tamanhos de linhas de

base relativamente pequenas, embora para o caso de determinação de atitude no solo os atrasos atmosféricos possam causar pequenos desvios na trajetória dos sinais GPS (Leick, 1995). Isto acontece porque comparativamente aos outros erros (ruído do receptor e multicaminho típicos), eles podem ser considerados pequenos.

2.1.1.3 Diferença Dupla de Fase

A diferença dupla de fase é realizada subtraindo a diferença simples de fase para dois satélites, resultando o seguinte equacionamento:

$$\mathbf{f}_{ur}^{k,l} = \mathbf{f}_{ur}^k - \mathbf{f}_{ur}^l = (\mathbf{f}_u^k - \mathbf{f}_r^k) - (\mathbf{f}_u^l - \mathbf{f}_r^l) \quad (2.5)$$

onde l representa qualquer satélite diferente de k .

Esta última equação pode ser reescrita na forma:

$$\mathbf{f}_{ur}^{k,l} = \mathbf{I}^{-1} r_{ur}^{k,l} + N_{ur}^{k,l} + \mathbf{e}_{f,ur}^{k,l} \quad (2.6)$$

Onde \mathbf{I} é o comprimento de onda;

r é a pseudodistância;

N a ambigüidade inteira;

\mathbf{e} é o ruído aleatório.

Nesta última equação os erros referentes a imprecisões do relógio dos receptores já estão eliminados. Os efeitos ionosféricos e os efeitos troposféricos são praticamente eliminados, exceto o efeito causado pela alteração na direção de propagação dos sinais conforme acima mencionado. Restam então, principalmente os efeitos relacionados ao multicaminho e ruídos aleatórios.

2.1.2 Processamento da Solução de Atitude

Parkinson e Spilker (1996) menciona que o processo de determinação de atitude consiste em converter as medidas de diferenças de fases em solução de atitude. Para simplicidade vamos supor neste item que a ambigüidade inteira já tenha sido resolvida por algum método a ser discutido posteriormente. Como se está considerando a ambigüidade resolvida, o processo de determinação de atitude consiste na conversão das diferenças duplas de fases em medidas de distância e posteriormente em solução de atitude.

A solução de atitude ótima é dada pela minimização da seguinte função custo (Parkinson e Spilker, 1996):

$$J(A) = \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n (\mathbf{f}_{ur}^{kl} - \mathbf{b}_i^T A \hat{\mathbf{s}}_j)^2 \quad (2.7)$$

onde \mathbf{f}_{ur}^{kl} é a diferença dupla de fase;

\mathbf{s} é o vetor unitário da linha de visada de cada satélite GPS;

\mathbf{b} é o vetor unitário das linhas de base;

A é a matriz de incógnitas a ser utilizada na minimização.

m e n são o número de linhas de base e o número de satélites, respectivamente.

Esta função custo é conhecida na literatura como o equacionamento que determina a atitude a partir de observações vetoriais. Existem na literatura vários algoritmos que tratam deste problema como pode ser visto em Parkinson e Spilker (1996) ou em várias outras referências, como Lu (1994) e Adams (1999).

Neste trabalho a determinação de atitude adotada é a estabelecida em Lopes e Kuga (2002). Lopes e Kuga (2002) mencionam que a solução proposta é baseada em métodos clássicos do tipo mínimos quadrados com a adaptação da função custo para o

caso da diferença dupla de fase, analogamente ao que foi proposto por Cohen e Parkinson (1992) e também por Crassidis e Markley (1997) para o caso da diferença simples de fase. Esta adaptação se faz necessária para levar em consideração o fato do acoplamento entre as medidas devido à antena e satélite mestres.

Após a adaptação, resulta a seguinte função custo para a determinação de atitude em três eixos na forma acoplada:

$$\hat{J}(A) = tr \left\{ \left[Y - \frac{1}{I} B' A S \Delta_m' \right] \Lambda_m \left[Y - \frac{1}{I} B' A S \Delta_m' \right]' \Lambda_n \right\} \quad (2.8)$$

onde: Y é a matriz de diferenças duplas de fase;

S é a matriz de vetores unitário das linhas de visada de cada satélite GPS;

B é a matriz de vetores unitários das linhas de base;

A é a matriz de incógnitas a ser utilizada na minimização;

I é o comprimento de onda;

Δ_m , Λ_m e Λ_n são matrizes auxiliares e são definidas em Lopes e Kuga (2002), m é o número de linhas de base e n o número de satélites.

2.1.3 Resolução da Ambigüidade Inteira

A utilização da fase da portadora do sinal GPS para a solução da atitude resulta em uma boa precisão da estimação da atitude, mas como as medições da fase da portadora são ambíguas, deve-se resolver esta ambigüidade. Ratificando, Lu (1994) afirma que a resolução da ambigüidade inteira é um passo importante na determinação de atitude utilizando GPS ou no posicionamento de alta precisão.

Segundo Lopes e Kuga (2002), os métodos para resolução da ambigüidade inteira se dividem em dois tipos: instantâneos e dinâmicos. Ainda segundo Lopes e

Kuga (2002) os métodos instantâneos são derivados do método de Hatch (1990) e são mais simples e robustos, tolerantes a perdas momentâneas do sinal e não requerem informação inicial de atitude. Já os métodos dinâmicos são derivados de Cohen e Parkinson (1992) e são algoritmos mais sofisticados, precisos e confiáveis por acumularem dados por um longo período. Porém os métodos dinâmicos são vulneráveis a perda do sinal e em geral necessitam de informação inicial de atitude.

A solução de ambigüidade inteira utilizada neste trabalho será baseada na solução dada para este problema em Lopes e Kuga (2002), onde foram desenvolvidos algoritmos para a solução de atitude em três eixos e para a resolução da ambigüidade inteira. Os parágrafos seguintes trazem um resumo explicativo sobre o método a ser utilizado.

A resolução da ambigüidade inteira proposta por Lopes e Kuga (2002), inicia-se com um subconjunto intencionalmente reduzido de quatro satélites GPS dentre os que estiverem sendo rastreados, visando com isso reduzir o universo de busca. O quarteto é selecionado dentre todas as possíveis combinações pelo critério de mínimo traço da matriz de covariância do erro na estimativa das linhas de base.

Assim o potencial do algoritmo para discriminar entre soluções candidatas falsas e corretas é maximizado. Em seguida, o conjunto de valores possíveis para as ambigüidades inteiras dos quatro satélites selecionados, denominados satélites primários, é varrido sistematicamente e para cada conjunto de soluções candidatas a linha de base é calculada e são aplicados testes com base nas propriedades estatísticas previstas para os erros na verdadeira solução. As candidatas aprovadas nestes primeiros testes são confrontadas com os resíduos relativos aos demais satélites da constelação (denominados satélites secundários). Finalmente, todas as combinações distintas de candidatas aprovadas nos testes de cada linha de base são varridas sistematicamente para determinar a atitude em três eixos (no caso de existirem duas ou três linhas de base). O conjunto que resultar no menor valor da função custo é escolhido. Caso o valor da função custo seja inferior a um limiar, a solução escolhida é confirmada e, em caso contrário, será rejeitada.

Se não houver soluções candidatas (número de satélites rastreados menor que quatro), ou se dentre as candidatas nenhuma for selecionada, ou ainda se a escolhida dentre as selecionadas for rejeitada, o algoritmo informa que não encontrou a solução e aguarda novos dados.

CAPÍTULO 3

INTEGRAÇÃO DOS SENSORES E

DIAGNOSE DE FALHAS

Quando integrado com giros, o GPS proporciona meios de calibração da deriva residual e com isso possibilita a propagação precisa da atitude com uma taxa de amostragem mais elevada do que a fornecida pelo receptor GPS sozinho. Além disso, a atitude propagada pelos giros fornece importante subsídio na detecção de eventuais falhas no GPS. Por isso, tal esquema é vantajoso para aplicações em tempo real, e em particular no controle da atitude em malha fechada.

A integração do receptor GPS com giros pode ser realizada com estruturas de diferentes graus de acoplamento (Gautier, 2003), conforme descrito a seguir. A estrutura de mínimo acoplamento é a de realimentação indireta, onde um filtro linearizado de Kalman é alimentado pelo resíduo da atitude localmente estimada pelo GPS em relação à propagada pelos giros, e produz como saída, correções para a atitude e para as derivas dos giros. Embora simples esta estrutura possui a grave desvantagem de que os resíduos acumulam erros de propagação devido à deriva dos giros. Assim, os erros de linearização apresentam crescimento secular, o que termina por inviabilizar a filtragem. Este obstáculo é superado na estrutura de realimentação direta, onde um filtro estendido de Kalman processa o resíduo da atitude localmente estimada pelo GPS em relação à atitude propagada pelos giros, como no caso anterior, mas com a diferença de que as correções estimadas pelo filtro são incorporadas durante a propagação. Deste modo a linearização é sempre feita em torno da melhor predição disponível da atitude. Este é basicamente o esquema que será utilizado e é ilustrado na Figura 3.1 a seguir.

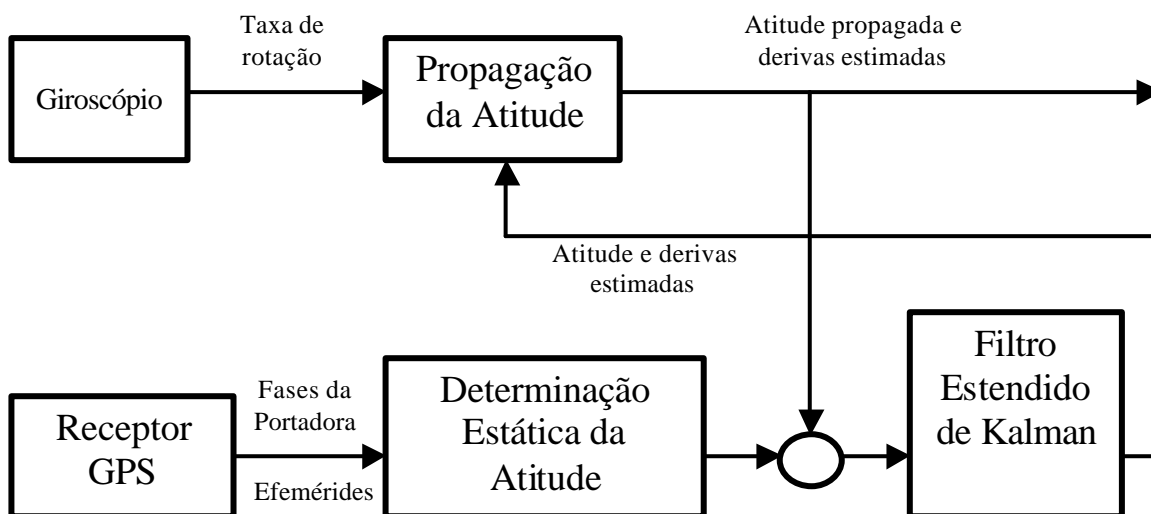


FIGURA 3.1 – Algoritmo de fusão de observações de giro e de GPS por filtragem estendida de Kalman: estrutura frouxamente acoplada com realimentação direta.

As estruturas de realimentação indireta e direta são ditas de acoplamento frouxo, pois o sensor auxiliar neste caso não recebe qualquer realimentação do processo. Quando esta realimentação existe a estrutura é dita de acoplamento apertado ou de acoplamento profundo, dependendo do tipo de realimentação a ser realizada, no *software* do receptor ou na própria malha de sintonização dos sinais dos satélites, no caso do GPS. Este tipo de solução, embora possa ser vantajosa do ponto de vista de desempenho, pressupõe desenvolvimentos específicos de receptores GPS, enquanto que as estruturas frouxamente acopladas permitem o uso de equipamentos *off the shelf*, dando maior modularidade e versatilidade ao projeto.

3.1 Propagação de Atitude

Lefferts, Markley e Shuster (1982), definem um algoritmo de estimação de atitude adequado a satélites equipados com giroscópios de três eixos e com sensores de

atitude. Neste trabalho o GPS será considerado como o sensor de atitude a ser utilizado para calibração do giroscópio.

A representação da atitude por quatérnion será utilizada devido a vários fatores, dentre eles pode-se destacar:

- a) As equações de predição são tratadas linearmente;
- b) A representação é livre de singularidades (evitando a condição de travamento que pode ocorrer com ângulos de Euler);
- c) A matriz de atitude é algébrica quando se utiliza os componentes do quatérnion (eliminando a necessidade de funções transcendentais).

3.1.1 Cinemática da Atitude

Este item baseia-se em Lefferts, Markley e Shuster (1982).

Definindo a representação do quatérnion a ser utilizada:

$$\bar{q} = \begin{bmatrix} q \\ q_4 \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

onde

$$q = \hat{n} \cdot \text{sen}(\mathbf{q}/2) \quad q_4 = \cos(\mathbf{q}/2) \quad (3.2)$$

O vetor unitário \hat{n} é o eixo de rotação e \mathbf{q} o ângulo de rotação.

A matriz de atitude pode ser obtida a partir do quatérnion da seguinte forma:

$$A(\bar{q}) = (|q_4|^2 - |q|^2)I_{3 \times 3} + 2qq^T + 2q_4[\underline{q}] \quad (3.3)$$

onde

$$[\underline{q}] = \begin{bmatrix} 0 & q_3 & -q_2 \\ -q_3 & 0 & q_1 \\ q_2 & -q_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

Esta notação se refere a uma matriz anti-simétrica 3×3 gerada a partir de três vetores. Onde A é matriz que transforma a representação do vetor no referencial de coordenadas de referência (normalmente geocêntrico) para a representação do vetor no sistema de coordenadas do corpo.

Em contraste com a convenção usual para a composição do quatérnion definida por Hamilton, Lefferts, Markley e Shuster (1982), convencionou que o produto do quatérnion é escrito na mesma ordem da matriz de rotação, portanto:

$$A(\bar{q}')A(\bar{q}) = A(\bar{q}' \otimes \bar{q}) \quad (3.5)$$

A composição do quatérnion é bilinear, gerando:

$$\bar{q}' \otimes \bar{q} = [\bar{q}']\bar{q} \quad (3.6)$$

com

$$[\bar{q}'] = \begin{bmatrix} q'_4 & q'_3 & -q'_2 & q'_1 \\ -q'_3 & q'_4 & q'_1 & q'_2 \\ q'_2 & -q'_1 & q'_4 & q'_3 \\ -q'_1 & -q'_2 & -q'_3 & q'_4 \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

ou também:

$$\bar{q}' \otimes \bar{q} = \{\bar{q}\}\bar{q}' \quad (3.8)$$

com

$$\{\bar{q}\} = \begin{bmatrix} q_4 & -q_3 & q_2 & q_1 \\ q_3 & q_4 & -q_1 & q_2 \\ -q_2 & q_1 & q_4 & q_3 \\ -q_1 & -q_2 & -q_3 & q_4 \end{bmatrix} \quad (3.9)$$

A taxa de atualização da matriz de atitude com o tempo define o vetor de velocidade angular \mathbf{W} , que é dado por:

$$\dot{A}(t) = [\mathbf{w}(t)]A(t) \quad (3.10)$$

A taxa correspondente para o quatérnion é dada por:

$$\dot{\bar{q}}(t) = \frac{1}{2}\Omega(\mathbf{w}(t))\bar{q}(t) \quad (3.11)$$

com

$$\Omega(\mathbf{w}) = \begin{bmatrix} 0 & \mathbf{w}_3 & -\mathbf{w}_2 & \mathbf{w}_1 \\ -\mathbf{w}_3 & 0 & \mathbf{w}_1 & \mathbf{w}_2 \\ \mathbf{w}_2 & -\mathbf{w}_1 & 0 & \mathbf{w}_3 \\ -\mathbf{w}_1 & -\mathbf{w}_2 & -\mathbf{w}_3 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.12)$$

Definindo o quatérnion velocidade angular composto por quatro componentes:

$$\bar{\mathbf{w}} = \begin{bmatrix} \mathbf{w} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.13)$$

com isto,

$$\dot{\bar{q}}(t) = \frac{1}{2}\bar{\mathbf{w}}(t) \otimes \bar{q}(t) \quad (3.14)$$

Se a direção de \mathbf{w} é constante durante o intervalo de interesse ou se o vetor de rotação definido por:

$$\Delta\mathbf{q} = \int_t^{t+\Delta t} \mathbf{w}(t')dt' \quad (3.15)$$

é pequeno, então a solução da Equação 3.11 é dada por:

$$\bar{q}(t + \Delta t) = M(\Delta\mathbf{q})\bar{q}(t) \quad (3.16)$$

onde

$$M(\Delta\mathbf{q}) = \cos(|\Delta\mathbf{q}|/2)I_{4 \times 4} + \frac{\text{sen}(|\Delta\mathbf{q}|/2)}{|\Delta\mathbf{q}|}\Omega(\Delta\mathbf{q}) \quad (3.17)$$

Caso contrário o intervalo de integração pode ser subdividido em subintervalos suficientemente pequenos de modo que a equação 3.16 seja válida para cada um deles.

3.1.2 Modelagem dos Sensores:

3.1.2.1 GIRO

Conforme definido em Lefferts, Markley e Shuster (1982), a velocidade angular do satélite é dada por:

$$\mathbf{w} = u - \mathbf{b}_w - e_w(C_{ww}) \quad (3.18)$$

onde u representa o vetor de saídas do giro;

\mathbf{b}_w a deriva do giro que será definida a seguir;

$e_w(C_{ww})$ é o ruído da deriva do giro.

A caracterização do ruído da deriva é dada por:

$$E[e_w(t)] = 0 \quad (3.19)$$

$$E[e_w(t)e_w^T(t')] = C_{ww}(t)\mathbf{d}(t-t') \quad (3.20)$$

Os modelos para a deriva do giro, definidos em Lefferts, Markley e Shuster (1982), podem ser representados de duas formas, correlacionado e não correlacionado. Aqui será adotada a modelagem correlacionada que também está definida em Lopes, Silva e Prado (2002) que é mais completa e melhor descreve o correlacionamento dos dados.

Lopes, Silva e Prado (2002) definem o correlacionamento da deriva do giro como sendo:

$$\dot{\mathbf{b}}_w = -\frac{\mathbf{b}_w}{\mathbf{t}_w} + w_w(q_w) \quad (3.21)$$

que destaca o termo do ruído exponencialmente correlacionado e com

$$E[w_w(t)] = 0 \quad (3.22)$$

$$E[w_w(t)w_w^T(t')] = q_w(t)\mathbf{d}(t-t') \quad (3.23)$$

Sendo considerados descorrelacionados os processos:

$$E[e_w(t)w_w^T(t')] = 0 \quad (3.24)$$

Segundo Lopes, Silva e Prado (2002) os parâmetros q_w e \mathbf{t}_w representam a intensidade do ruído colorido \mathbf{b}_w e sua respectiva constante de tempo, que devem ser ajustados empiricamente.

3.1.2.2 GPS

O sistema de referências do satélite considerado neste trabalho já se encontra no mesmo sistema de referências do sistema GPS. Com isto o tratamento das informações do receptor GPS resulta em dados de atitude já no sistema do corpo do satélite, não necessitando nenhuma transformação adicional.

Lopes, Silva e Prado (2002) definem o modelo de observações e o modelo do ruído estimados utilizando apenas os dados GPS, dados pelas equações 3.25 e 3.26, respectivamente:

$$Z = \mathbf{q} + \mathbf{b}_q + e_q(C_{qq}) \quad (3.25)$$

$$\dot{\mathbf{b}}_q = -\frac{\mathbf{b}_q}{\mathbf{t}_q} + w_q(q_q) \quad (3.26)$$

Ainda segundo Lopes, Silva e Prado (2002) os parâmetros q_q e t_q representam a intensidade do ruído colorido b_q e sua respectiva constante de tempo, que devem ser ajustados empiricamente.

Modificando o equacionamento para a forma de quatérnion:

$$Z = q \otimes dq \otimes \bar{e} \quad (3.27)$$

que utiliza as seguintes definições:

$$dq = 1 + \bar{b}_q \quad (3.28)$$

$$\bar{e} = 1 + \bar{e}_q \quad (3.29)$$

onde,

$$E[w_q(t)] = 0 \quad (3.30)$$

$$E[w_q(t)w_q^T(t')] = q_q(t)d(t-t') \quad (3.31)$$

$$E[e_q(t)] = 0 \quad (3.32)$$

$$E[e_q(t)e_q^T(t')] = R(t)d(t-t') \quad (3.33)$$

Sendo considerados descorrelacionados os processos:

$$E[e_q(t)w_q^T(t')] = 0 \quad (3.34)$$

3.2 Equações de Estado

Este item baseia-se em Lefferts, Markley e Shuster (1982).

O estado da atitude do satélite é dado pelo quatérnion de atitude, pela deriva do giro e pelo erro na atitude calculada apenas com base nos dados do receptor GPS.

Então:

$$x(t) = \begin{bmatrix} \bar{q}(t) \\ \mathbf{b}_w(t) \\ \mathbf{b}_q(t) \end{bmatrix} \quad (3.35)$$

que possui dimensão 10(dez). Das equações 3.11, 3.18, 3.21 e 3.26, o quatérnio, o vetor de derivas do giro e o vetor de erros na solução fornecida somente pelo GPS devem satisfazer as seguintes equações diferenciais:

$$\dot{\bar{q}}(t) = \frac{1}{2} \Omega(u - \mathbf{b}_w - e_w(C_{ww})) \bar{q}(t) \quad (3.36)$$

$$\dot{\mathbf{b}}_w = -\frac{\mathbf{b}_w}{t_w} + w_w(q_w) \quad (3.37)$$

$$\dot{\mathbf{b}}_q = -\frac{\mathbf{b}_q}{t_q} + w_q(q_q) \quad (3.38)$$

Observe que os argumentos da função matricial Ω são lineares e homogêneos. Definindo a função $\Xi(\bar{q})$ com dimensões 4x3 como sendo:

$$\Omega(\mathbf{b}_w) \bar{q} = \Xi(\bar{q}) \mathbf{b}_w \quad (3.39)$$

pode-se reescrever a Equação 3.36 com a seguinte forma:

$$\dot{\bar{q}}(t) = \frac{1}{2} \Omega(u(t) - \mathbf{b}_w(t)) \bar{q}(t) - \frac{1}{2} \Xi(\bar{q}(t)) e_w(C_{ww}) \quad (3.40)$$

Com isto as equações 3.37, 3.38 e 3.40 estão no formato do equacionamento em variáveis de estado.

A matriz $\Xi(\bar{q})$ possui a seguinte forma explícita:

$$\Xi(\bar{q}) = \begin{bmatrix} q_4 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_4 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_4 \\ -q_1 & -q_2 & -q_3 \end{bmatrix} \quad (3.41)$$

as propriedades da matriz $\Xi(\bar{q})$ podem ser verificadas em Lefferts, Markley e Shuster (1982).

3.2.1 Predição

Considerando o vetor de estados predito como tradicionalmente definido e adicionando os valores esperados das equações 3.37, 3.38 e 3.40, resulta:

$$\dot{\hat{q}}(t) = 1/2 \Omega(\hat{w}) \hat{q} \quad (3.42)$$

$$\dot{\hat{b}}_w = -\frac{\hat{b}_w}{t_w} \quad (3.43)$$

$$\dot{\hat{b}}_q = -\frac{\hat{b}_q}{t_q} \quad (3.44)$$

onde

$$\hat{w} = u - \hat{b}_w \quad (3.45)$$

que corresponde à velocidade angular estimada (\hat{w}) e u corresponde à medição do giro.

Do equacionamento anterior pode ser extraída a solução para a predição do vetor de estados, mas como pode-se considerar que as variações angulares são pequenas, será utilizada a Equação 3.17 que fornece uma solução mais amigável para a implementação.

3.3 Modelo de Representação da Covariância

3.3.1 Predição

O vetor de estados da Equação 3.35 deve satisfazer a seguinte equação diferencial:

$$\frac{d}{dt} \Delta x(t) = F(t) \Delta x(t) + G(t) w(t) \quad (3.46)$$

onde

$$F(t) = \begin{bmatrix} \frac{1}{2}\Omega(\hat{w}) & -\frac{1}{2}\Xi(\hat{q}) & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 4} & -\frac{1}{t_w} I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 4} & 0_{3 \times 3} & -\frac{1}{t_q} I_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (3.47)$$

$$G(t) = \begin{bmatrix} -\frac{1}{2}\Xi(\hat{q}) & 0_{4 \times 3} & 0_{4 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (3.48)$$

$$w(t) = \begin{bmatrix} e_w \\ w_w \\ w_q \end{bmatrix} \quad (3.49)$$

e portanto a matriz de covariância resulta em:

$$Q = \begin{bmatrix} C_{ww} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & q_w & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & q_q \end{bmatrix} \quad (3.50)$$

As matrizes $F(t)$ e $G(t)$ são desenvolvidas diretamente a partir das equações 3.37, 3.38 e 3.40.

Com isto a matriz de transição possui a forma geral:

$$\Phi(t, t_0) = \begin{bmatrix} \Theta(t, t_0) & \Psi(t, t_0) & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 4} & e^{-\frac{(t-t_0)}{t_w}} I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 4} & 0_{3 \times 3} & e^{-\frac{(t-t_0)}{t_q}} I_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (3.51)$$

Onde, para pequenos intervalos de tempo, $\Theta(t, t_0)$ pode ser aproximado por $M(\Delta q)$ que é dado pela Equação 3.17 e $\Psi(t, t_0)$ é dado pela equação abaixo:

$$\dot{\Psi}(t, t_0) = \frac{1}{2}\Omega(\hat{w}(t, t_0))\Psi(t, t_0) - \frac{1}{2}\Xi(\hat{q}(t)) \quad (3.52)$$

obedecendo a seguinte restrição:

$$\Psi(t_0, t_0) = 0_{4 \times 3} \quad (3.53)$$

A Equação 3.52 pode ser integrada diretamente, resultando:

$$\Psi(t, t_0) = -\frac{1}{2} \int_{t_0}^t \Theta(t, t') \Xi(\hat{q}(t')) dt' \quad (3.54)$$

que pode ser aproximada para a seguinte forma:

$$\Psi_k = -\frac{1}{2} (\Xi_k + M_k \Xi_{k-1}) \frac{\Delta t}{2} \quad (3.55)$$

onde M_k é dado pela Equação 3.17.

3.4 Representação Reduzida da Matriz de Covariância

Conforme mostrado em Lefferts, Markley e Shuster (1982), a matriz de covariância conforme representada acima é singular, o que leva a dificuldade de tratamento numérico. Devido a este fato, Lefferts, Markley e Shuster (1982), propõem três formas para resolver este problema. Aqui será mostrada a solução de menor complexidade para simplificação do algoritmo a ser implementado.

3.4.1 Predição

A representação 9x9 da matriz de covariância é induzida pela forma da matriz de transição conforme descrito abaixo.

Como pode ser visto em Lefferts, Markley e Shuster (1982), pode ser demonstrado que:

$$\Theta(t, t') \Xi(\hat{q}(t')) = \Xi(\hat{q}(t)) \Lambda(t, t') \quad (3.56)$$

onde

$$\Lambda(t, t') = A(\hat{q}(t))A^T(\hat{q}(t')) \quad (3.57)$$

$\Lambda(t, t')$ é a matriz de rotação que transforma a atitude estimada no instante t' para o instante t . Substituindo a Equação 3.56 na Equação 3.54 resulta em:

$$\Psi(t, t_0) = \Xi(\hat{q}(t))K(t, t_0) \quad (3.58)$$

Sendo que $K(t, t_0)$ é dado pela seguinte equação:

$$K(t, t_0) = -\frac{1}{2} \int_{t_0}^t \Lambda(t, t') dt' \quad (3.59)$$

Como demonstrado em Lefferts, Markley e Shuster (1982), $\Theta(t, t_0)$ é dado por:

$$\Theta(t, t_0) = \Xi(\hat{q}(t))\Lambda(t, t_0)\Xi^T(\hat{q}(t_0)) + \hat{q}(t)\hat{q}^T(t_0) \quad (3.60)$$

Substituindo estas expressões na expressão para a matriz de transição, resulta no seguinte equacionamento:

$$\Phi(t, t_0) = S(\hat{q}(t))\tilde{\Phi}(t, t_0)S^T(\hat{q}(t_0)) + \begin{bmatrix} \hat{q}(t)\hat{q}^T(t_0) & \mathbf{0}_{4 \times 3} & \mathbf{0}_{4 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (3.61)$$

onde

$$S(\hat{q}(t)) = \begin{bmatrix} \Xi(\hat{q}(t)) & \mathbf{0}_{4 \times 3} & \mathbf{0}_{4 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (3.62)$$

$$\tilde{\Phi}(t, t_0) = \begin{bmatrix} \Lambda(t, t_0) & K(t, t_0) & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & e^{\frac{-(t-t_0)}{t_w} I_{3 \times 3}} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & e^{\frac{-(t-t_0)}{t_q} I_{3 \times 3}} \end{bmatrix} \quad (3.63)$$

Assim pode-se definir a matriz de covariâncias, que possui dimensões 9x9, como sendo:

$$\tilde{P}(t) = S^T (\hat{q}(t)) P(t) S (\hat{q}(t)) \quad (3.64)$$

que satisfaz a equação de Ricatti na seguinte forma:

$$\tilde{P}(t) = \tilde{\Phi}(t, t_0) \tilde{P}(t_0) \tilde{\Phi}^T(t, t_0) + \int_{t_0}^t \tilde{\Phi}(t, t') \tilde{G}(t') Q(t') \tilde{G}^T(t') \tilde{\Phi}^T(t, t') dt' \quad (3.65)$$

onde

$$\tilde{G}(t) = S^T (\hat{q}(t)) G(t) = \begin{bmatrix} -\frac{1}{2} I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (3.66)$$

A reconstrução da matriz original pode ser realizada utilizando a seguinte equação:

$$P(t) = S (\hat{q}(t)) \tilde{P}(t) S^T (\hat{q}(t)) \quad (3.67)$$

3.4.2 Filtragem

Definindo o estado reduzido $\underline{x}(t)$ associado ao equacionamento do item 3.4.1 como sendo:

$$\underline{x}(t) = \begin{bmatrix} \Delta \underline{q}(t) \\ \mathbf{b}_w(t) \\ \mathbf{b}_q(t) \end{bmatrix} \quad (3.68)$$

e definindo o equacionamento das medidas como sendo dado por:

$$\Delta \bar{q}_{Med} = \Delta \bar{q} + \mathbf{b}_q + e_q \quad (3.69)$$

onde

$$\Delta \bar{q}_{Med} = \bar{q}_{GPS} \otimes \bar{q}_{GIRO}^{-1} \quad (3.70)$$

e \underline{q} é definido na Equação 3.4. Assim pode-se definir a matriz de sensibilidade como sendo dada por:

$$\tilde{H}_k = \begin{bmatrix} I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (3.71)$$

O filtro de Kalman pode ser mecanizado utilizando $\tilde{P}(t)$. Definindo a matriz \tilde{H}_k e a matriz \tilde{K}_k :

$$\tilde{K}_k = \tilde{P}_k(-) \tilde{H}_k^T [\tilde{H}_k \tilde{P}_k(-) \tilde{H}_k^T + R_k]^{-1} \quad (3.72)$$

Também pode ser mostrado que:

$$\tilde{P}_k(+) = (I_{9 \times 9} - \tilde{K}_k \tilde{H}_k) \tilde{P}_k(-) \quad (3.73)$$

Apesar de esta não ser a forma mais estável para a realização do filtro de Kalman (Equação 3.73), decidiu-se mantê-la para não se alterar a formulação original de Lefferts, Markley e Shuster (1982). Continuando o desenvolvimento,

$$\hat{\underline{x}}_k(+) = \hat{\underline{x}}_k(-) + \tilde{K}_k \{ \Delta \underline{q}_{Med} - \tilde{H}(\hat{\underline{x}}_k(-)) \} \quad (3.74)$$

onde

$$\hat{\underline{x}}_k(-) = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 1} \\ \hat{\underline{x}}_{k-1(+)}(4:6) \\ \hat{\underline{x}}_{k-1(+)}(7:9) \end{bmatrix} \quad (3.75)$$

3.4.3 Atualização do Quatérnion

Como pode ser visto na Figura 3.4 a matriz de atitude é determinada a partir dos dados do receptor GPS e posteriormente comparada com a atitude propagada a partir de dados do giro, gerando os dados de entrada para o Filtro de Kalman.

O equacionamento necessário para se atualizar as medidas de atitude após a estimativa do erro do quatérnion ($\Delta \hat{q}$) é dado por:

$$\hat{q}_k(+) = \Delta \hat{q} \otimes \hat{q}_k(-) \quad (3.76)$$

onde

$$\Delta \hat{q} = \begin{bmatrix} \Delta \hat{q} \\ 1 \end{bmatrix} \quad (3.77)$$

3.5 Diagnose de Falhas

A questão da robustez, essencial em aplicações autônomas no espaço, é tratada para o GPS por um banco de processadores e para o giroscópio é tratada por meio de um banco de propagadores que permite detectar e isolar falhas simples com base em uma estatística dos resíduos do giroscópio e pelo valor da função custo para o GPS. O algoritmo é uma adaptação do esquema proposto por McMillan, Bird e Arden (1993) e visa fornecer a atitude de modo autônomo, contínuo e robusto o suficiente para viabilizar sua aplicação em tempo real a bordo de micro-satélites com precisão melhor do que aquela fornecida apenas com o GPS.

A questão da detecção de falhas segue a nomenclatura adotada em Nyberg (1999), transcrita na Tabela 3.1.

TABELA 3.1 - Terminologia adotada.

Falha (<i>fault</i>):	Desvio não permitido de pelo menos uma propriedade característica do sistema, ou uma variável do sistema de seu comportamento aceitável, usual ou padrão;
Defeito (<i>failure</i>):	Interrupção permanente da capacidade do sistema de realizar uma função requerida;
Deteção de falha:	Determinação da ocorrência de uma falha e do instante da detecção;
Isolamento de falha:	Determinação do tipo e localização e instante de ocorrência de uma falha;
Identificação de falha:	Quantificação da falha e determinação de sua variação temporal;
Diagnose de falha:	Determinação do tipo, tamanho, localização e instante de ocorrência da falha.

3.5.1 Diagnose de Falhas na Determinação de Atitude Utilizando GPS/GIROS.

Conforme mostrado em Louro e Lopes (2004), a ocorrência de falhas tem como consequência a degradação do nível de incerteza na atitude estimada. O grau da

degradação depende da falha e do sucesso do algoritmo de detecção de falhas, determinado pela porcentagem de alarmes falsos e pela porcentagem de falhas não detectadas. Em caso de falha temporária detectada no sinal do giro, o nível de incerteza sobe, mas apenas até o limite fixado pela solução obtida pelo GPS sozinho. Já as ocorrências de falhas detectadas no sinal do receptor GPS podem provocar uma degradação parcial ou mesmo completa no nível de incerteza, dependendo da duração e do alcance da interrupção.

Em ambos os casos o valor da atitude permanece conhecida, seja pelo GPS seja pela propagação feita com base nos giros, permitindo assim a completa diagnose da falha.

Os parâmetros de controle para as duas fases acima mencionadas devem ser ajustados empiricamente e deles depende a eficiência do algoritmo. Valores elevados tendem a aumentar a porcentagem de falhas não detectadas bem como o valor da mínima intensidade de falha detectável, enquanto que valores pequenos fazem com que essas falhas sejam mais perceptíveis, mas acentuam a taxa de alarmes falsos.

3.5.1.1 Descrição da Diagnose de Falhas do GPS.

Em missões com apontamento terrestre e órbitas de baixa altitude, o número de satélites da constelação GPS visíveis é mostrado na Figura 3.2, extraída de Adams (1999), onde pode-se observar que o número de satélites visíveis cresce com a altitude até chegar a um máximo de 18 satélites em 3000km, decaindo após esta altitude devido a redução dos níveis de sinais disponíveis fora do cone de 15 graus do lóbulo principal das antenas dos satélites GPS. Diferente do que foi apresentado por Adams (1999) quando considera a existência de restrições físicas devido a arquitetura mecânica do satélite e um ângulo de máscara de 10° o número de satélites efetivamente sintonizáveis flutua na maior parte do tempo entre 6 e 8. Neste cenário, existe redundância interna suficiente para a detecção de falhas no GPS ainda na fase de determinação estática, por um conjunto paralelo de processadores onde em cada um, os dados de um dos satélites é omitido. A Figura 3.4 b) ilustra este esquema, onde os J_q são os resultados das funções custo e q_q são as atitudes estimadas, de cada um dos processamentos. Estes são os

valores utilizados pela caixa de diagnose de falhas do GPS para decidir pelo melhor valor a ser utilizado na parte do algoritmo relativo ao giroscópio (Figura 3.4 a). O procedimento para decisão esta descrito a seguir.

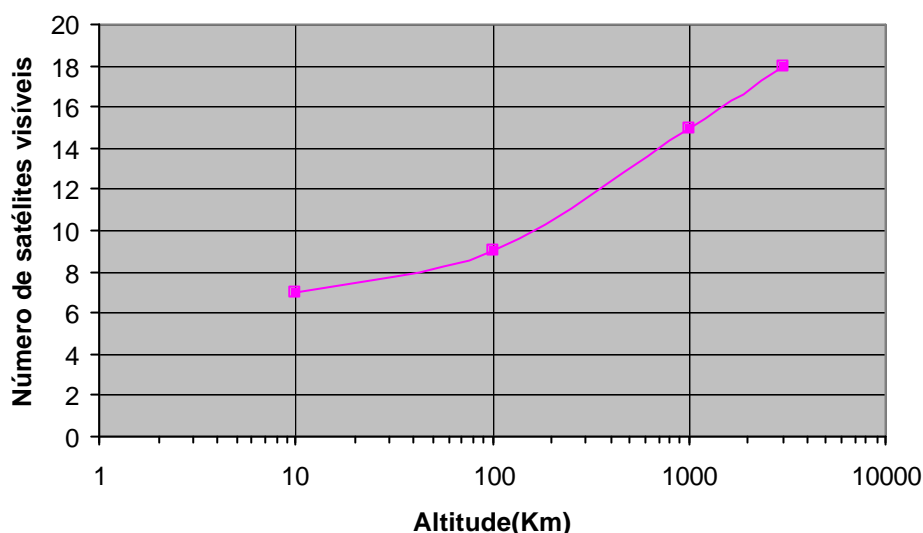


FIGURA 3.2 – Número de satélites visíveis x altitude.

FONTE: Adaptado de Adams (1999).

Os valores recebidos dos processamentos paralelos são recebidos e comparados da seguinte forma: se $J_p < J_o \forall p$, onde J_o é um parâmetro de controle, o algoritmo de diagnose de falhas do GPS considera que não há falhas e faz $\mathbf{q}^* = \mathbf{q}$. Caso contrário, se $J_p > J_o \forall p \neq q$, mas $J_q < J_o$, então considera-se que o satélite q apresenta falha, e faz-se $\mathbf{q}^* = \mathbf{q}_q$. Para os demais casos, é desconsiderado todo o lote de medidas e prossegue-se com a propagação até o próximo instante de amostragem. Neste caso a atitude será propagada somente com base nos giroscópios. Este último caso será simulado adiante, com uma perda temporária do sinal do receptor GPS.

O resultado da diagnose de falhas é então enviado para a parte a) do algoritmo (Figura 3.4 a), onde é realizada a diferença entre o quatérnion propagado com base nas informações do giroscópio e o quatérnion estimado com base nas informações providas pelo receptor GPS.

3.5.1.2 Descrição da Diagnose de Falhas do GIRO

Numa segunda etapa, um banco de propagadores associados a um filtro de Kalman permite a detecção de falhas dos giros, segundo um esquema onde cada propagador opera com um regime de atraso crescente entre propagações. Na Figura 3.4 a) o giro será simulado pelo equacionamento do item 3.1.2.1, utilizando características de giroscópios com tecnologia MEMS. A Figura 3.3 mostra de forma mais reduzida o equacionamento utilizado para realizar todo o algoritmo relacionado com a diagnose de falhas do giroscópio.

Como pode ser observado nas Figuras 3.3 e 3.4 a) após a estimativa do estado pelo filtro de Kalman, a deriva do giro (\mathbf{b}_w) é subtraída do sinal simulado do giro, entrando no propagador somente o sinal com a deriva compensada. O propagador é realizado utilizando o equacionamento de 3.15 a 3.17, retornando o estado propagado para o instante seguinte.

No diagrama da Figura 3.4 o dado de atitude propagado com base nas informações providas pelo giro é a referência para a realização da diferença em relação ao quatérnio determinado somente utilizando as informações providas pelo receptor GPS (Figura 3.4 b). A parte b) do algoritmo (Figura 3.4), que produz a atitude determinada somente a partir de informações do receptor GPS, representada pela matriz de atitude, deve ser convertida para a representação de quatérnio e posterior aplicação no algoritmo do item a) da Figura 3.4.

O equacionamento do filtro de Kalman é apresentado pelas equações de 3.71 a 3.74 que utilizam o estado reduzido para maior simplicidade e devido aos motivos apresentados no item 3.4. Na representação reduzida a parte vetorial da diferença do quatérnio do giroscópio e do GPS é utilizada como entrada para o filtro de Kalman. A estimativa das pequenas rotações gerada pelo filtro deve ser transformada de representação reduzida para a representação completa do quatérnio. Após esta transformação as pequenas rotações estimadas do quatérnio serão utilizadas para

realizar as devidas correções no quaternion que então será propagado pelo banco de propagadores. Este equacionamento esta mostrado na Figura 3.3.

A diagnose de falhas nos giros é realizada observando os resíduos. Se a partir de um dado momento o(s) resíduo(s) da diferença entre o valor estimado pelo GPS e os valores propagados estiverem acima da variância propagada correspondente, este fato informará ao usuário dos dados do giroscópio, que ele possivelmente está corrompido ou está modificando suas características. O usuário deve tomar as precauções necessárias, podendo até descartar os dados correspondentes e reinicializar o processo de estimação de atitude por GPS, a filtragem e a propagação. Este processo pode ser visualizado nos exemplos de simulação mostrados no capítulo seguinte.

Como foi visto na introdução, os sensores MEMS são muito sensíveis a mudanças nas condições ambientais de temperatura, pressão, elétrica, campo magnético entre outras, segundo Abdel-Hamid (2005), levando a variações rápidas, altas e até randômicas da saída e conseqüentemente a dificuldades de modelagem. Devido a estas variações o algoritmo aqui proposto pode contribuir para a utilização destes sensores de forma confiável.

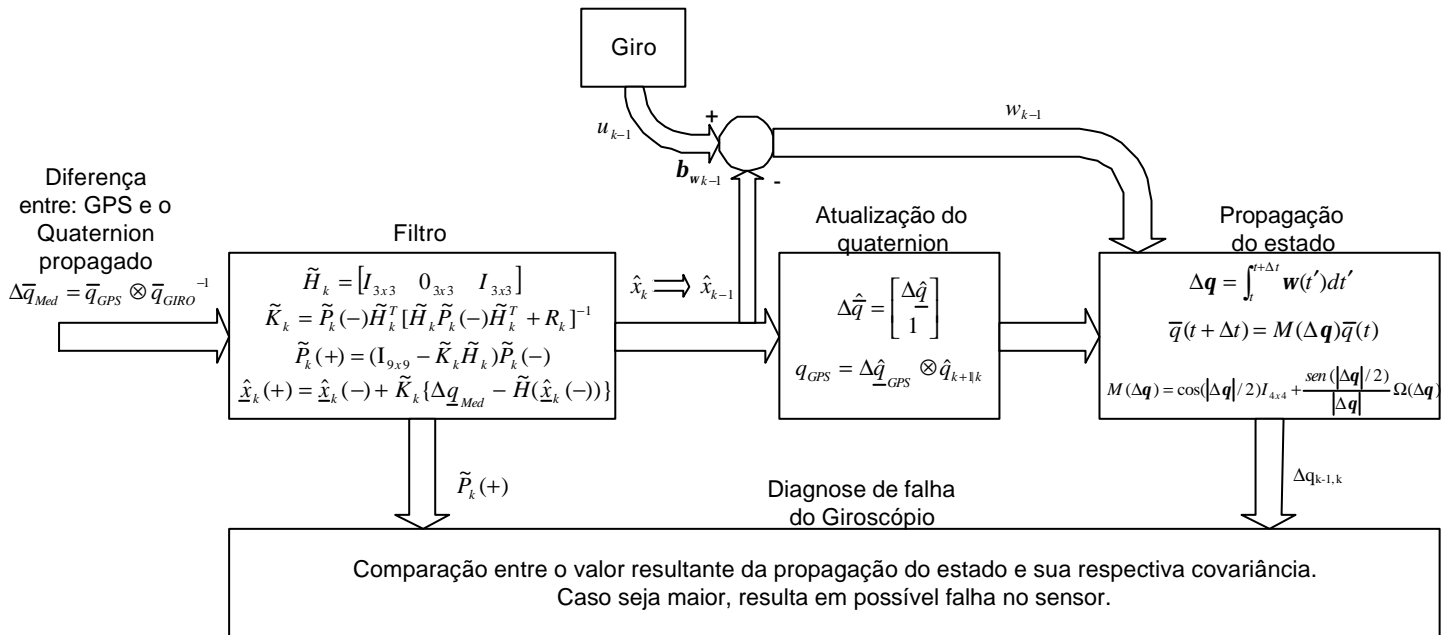


FIGURA 3.3 – Ilustração do algoritmo de detecção de falhas do giroscópio.

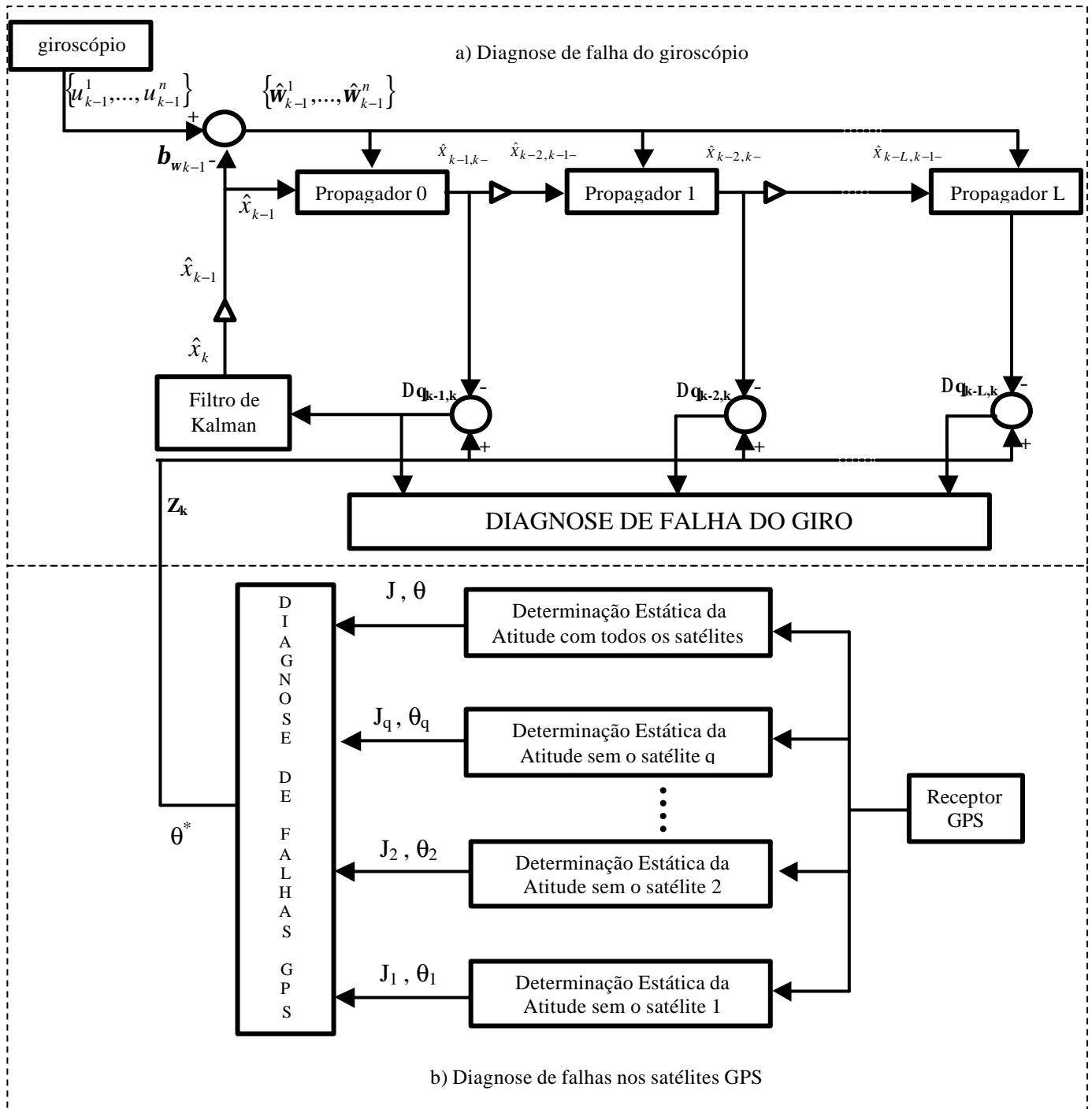


FIGURA 3.4 – Fluxograma Esquemático do Algoritmo de Diagnóstico de Falhas.

CAPÍTULO 4

RESULTADOS

Inicialmente foram considerados dados simulados para a validação mais rápida do algoritmo proposto. Posteriormente foram coletados dados reais de três antenas GPS conforme descrito no item 5.2 a seguir.

4.1 Definição da Simulação Realizada

A simulação realizada considera um receptor GPS ou 3 receptores, ligados a 3 antenas GPS dispostas sobre um quadro com lateral de um metro com a seguinte disposição das antenas: antena 1 como a referência do sistema, antena 2 sobre o eixo x e antena 3 sobre o eixo y, conforme ilustrado na Figura 4.1. A montagem das antenas considera que o centro de fase entre antenas está espaçado de 1m.

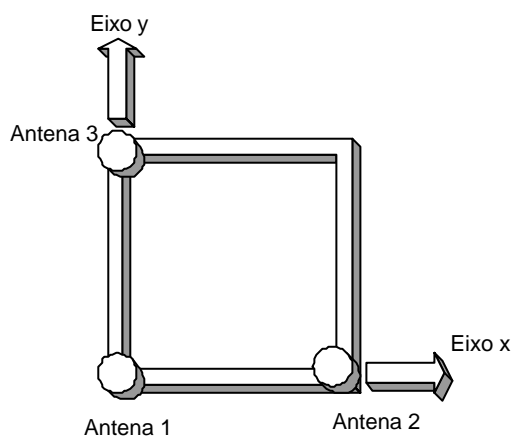


FIGURA 4.1 – Desenho do quadro para montagem das antenas.

Durante a simulação foi introduzida uma rotação como forma de teste e para uma melhor visualização dos resultados do algoritmo. A rotação introduzida foi somente no plano xy do quadro da figura acima, girando-o em 120 graus no sentido horário e retornando logo em seguida para a posição inicial. Esta rotação pode ser verificada nas figuras a seguir, entre os instantes 10segundos e 90segundos. Como exemplo a Figura 4.3 mostra esta rotação.

O diagrama ilustrativo do algoritmo simulado utilizando MATLAB pode ser visualizado no Apêndice A (Figura A.2), onde podem ser vistas as condições iniciais utilizadas.

Os dados simulados foram gerados utilizando os seguintes pacotes (*toolbox*) do MATLAB:

- *SatNav (Satellite Navigation): Software* para simulação de dados GPS da empresa GPSof LLC, utilizado para simular os dados de entrada do algoritmo;
- *Spacecraft Control Toolbox: Software* para simulações de controle de satélites da empresa *Princeton Satellite Systems*, utilizado para simulação dos dados do giro.

A escolha de pacotes comerciais para a simulação dos dados foi realizada levando em consideração que dados simulados por programas mais consolidados poderiam gerar dados com maior confiança, validando o algoritmo implementado.

Foram considerados 200 segundos como tempo suficiente para a visualização dos resultados. Com isto os dados GPS foram simulados com taxa de 1Hz e os dados do giro foram simulados considerando uma taxa de amostragem de 10Hz, resultando em uma frequência de 10Hz para o algoritmo.

Giroscópios de tecnologia MEMS foram utilizados na simulação. Suas características são mostradas na Tabela 4.1, onde pode-se observar que os valores são relativamente altos quando comparados com giros de classe automotiva, e muito altos quando comparados com giros de classe de navegação.

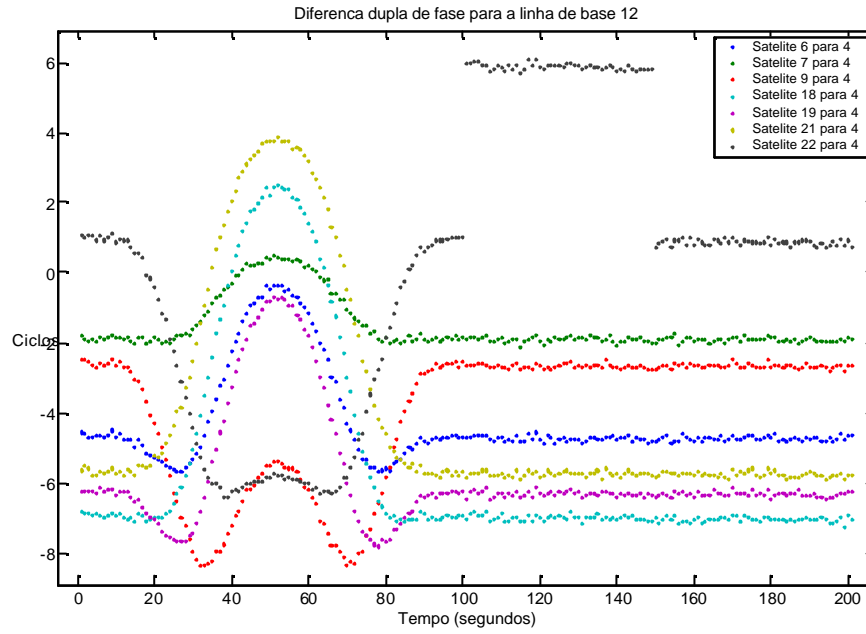
TABELA 4.1 – Características de tipos de giros.

Descrição	Valores		
	MEMS	Automotivo	Navegação
Deriva	500 °/h	100 °/h	0,01 °/h
Ruído	5°/√h	0,3°/√h	0,005°/√h

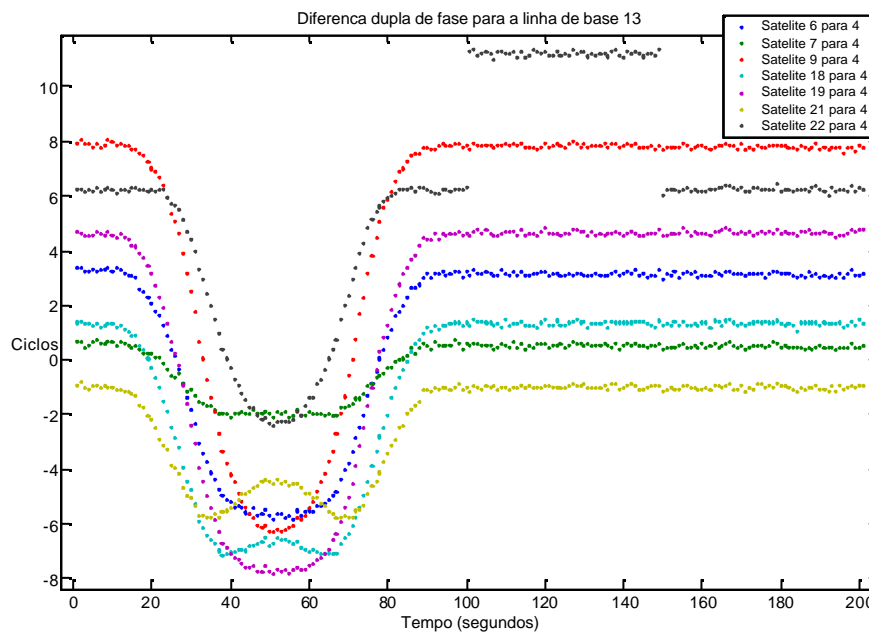
FONTE: Brown e Lu (2004) e Gautier (2003).

4.1.1 Resultados de Simulações da Parte Relativa ao GPS

Após a geração dos dados simulados foi introduzida uma falha, adicionando-se como forma de erro cinco ciclos à fase da portadora do satélite 22, entre os instantes 100 e 150 segundos, conforme pode ser visualizado na Figura 4.2.



a) Linha de Base 12.



a) Linha de Base 13.

FIGURA 4.2 – Introdução de erro na fase da portadora do satélite 22.

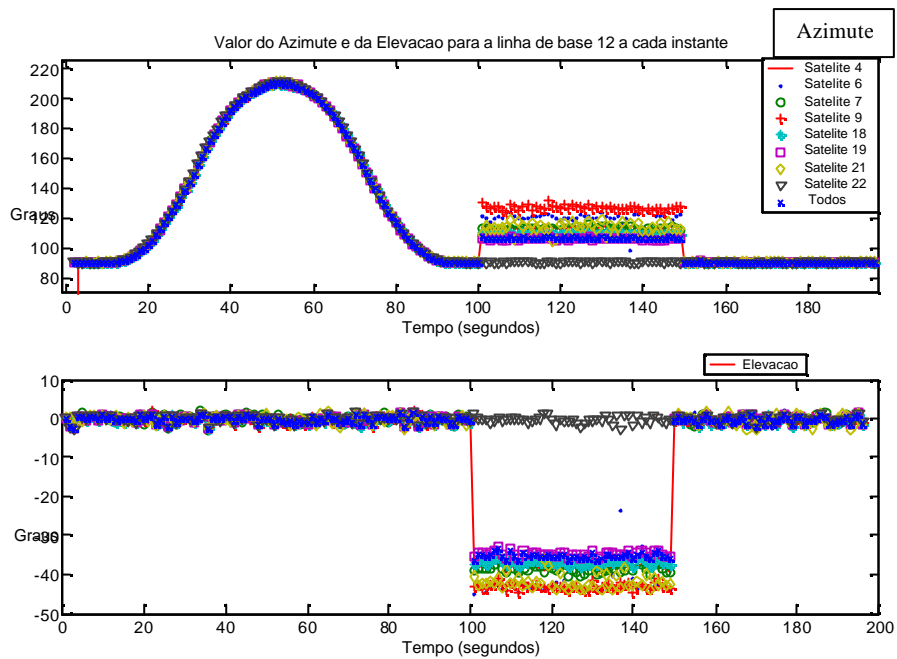
Após a introdução do erro a ser detectado pelo algoritmo, o processamento dos dados foi realizado conforme a parte b) da Figura 3.4 – Diagnose de falha do GPS, onde foram solucionadas as ambigüidades inteiras e na seqüência foi determinada a atitude. A ambigüidade inteira foi resolvida conforme descrito no item 2.1.3.

A Figura 4.3 mostra o azimute e a elevação estimados por todos os conjuntos de satélites, para as duas linhas de base. Pode-se observar que quando há a introdução do erro no satélite 22 os resultados de várias combinações de satélites apresentam erros, que são melhor visualizados na elevação. Já para a combinação que retira o satélite 22 os dados permanecem pertinentes.

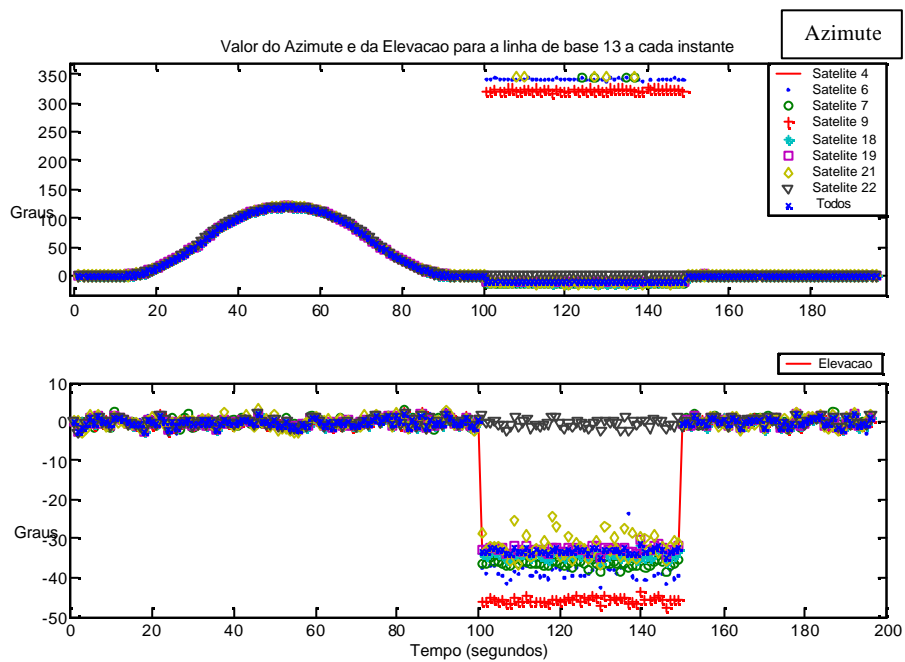
A definição de satélite com falha ou não é realizada pelo teste da função custo (J), que pode ser visualizado na Figura 4.4, na qual pode-se observar que facilmente o algoritmo é capaz de decidir entre um satélite falho ou não, bastando para isto a definição de um limiar onde os satélites serão considerados falhos.

A Figura 4.5 mostra o resultado da atitude após a escolha entre os vários processamentos existentes, definindo assim o resultado que efetivamente será utilizado pela parte a) do algoritmo da Figura 3.4 – Diagnose de falha do giroscópio - para o cálculo da diferença entre o quatérnio do GPS e do giro.

Conforme pode ser observado na Figura 4.5, a precisão da estimação da atitude realizada pelo GPS está dentro das faixas apresentadas na literatura. Os dados resultantes apresentam 0.5 graus de desvio-padrão no azimute e 0.7 graus de desvio-padrão para a elevação, podendo, deste modo, ser considerados resultados compatíveis com os encontrados na literatura.

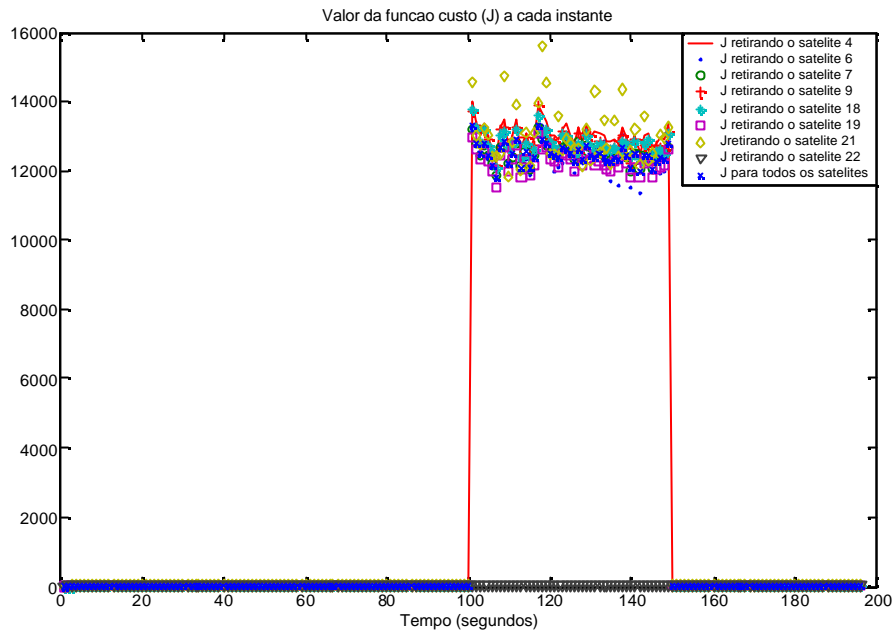


a) Linha de base 12.

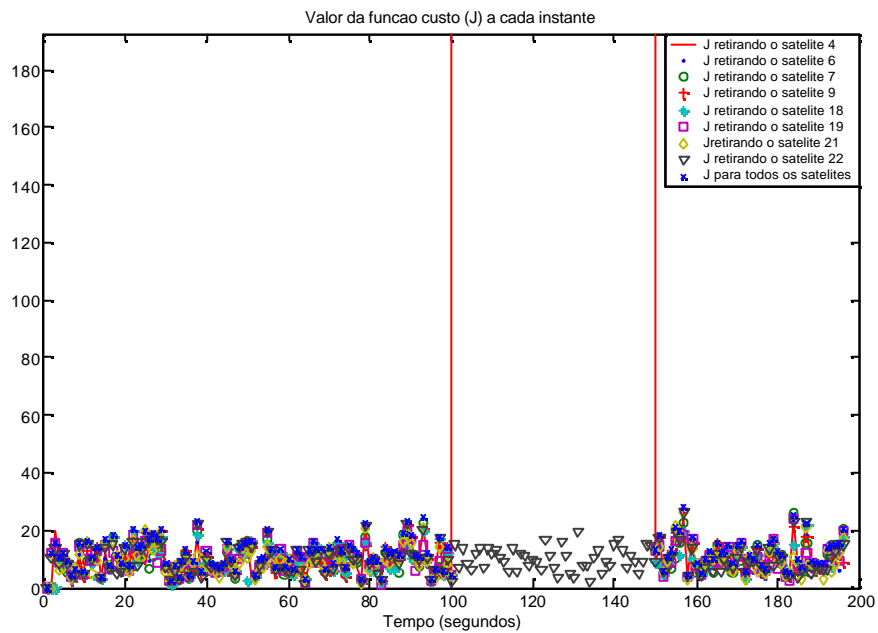


a) Linha de base 13.

FIGURA 4.3 – Azimute e elevação de todos os processamentos para as duas linhas de base.

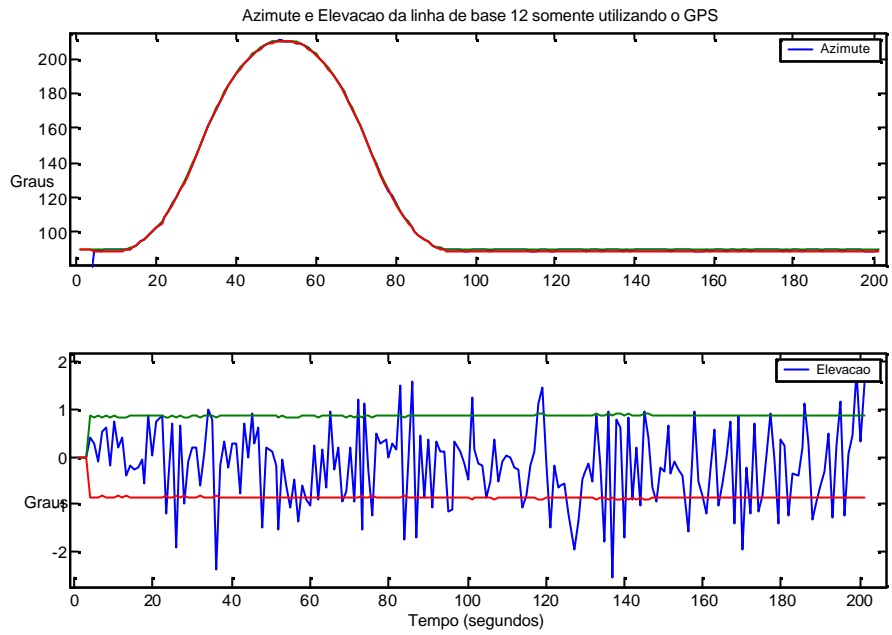


a) Figura Completa.

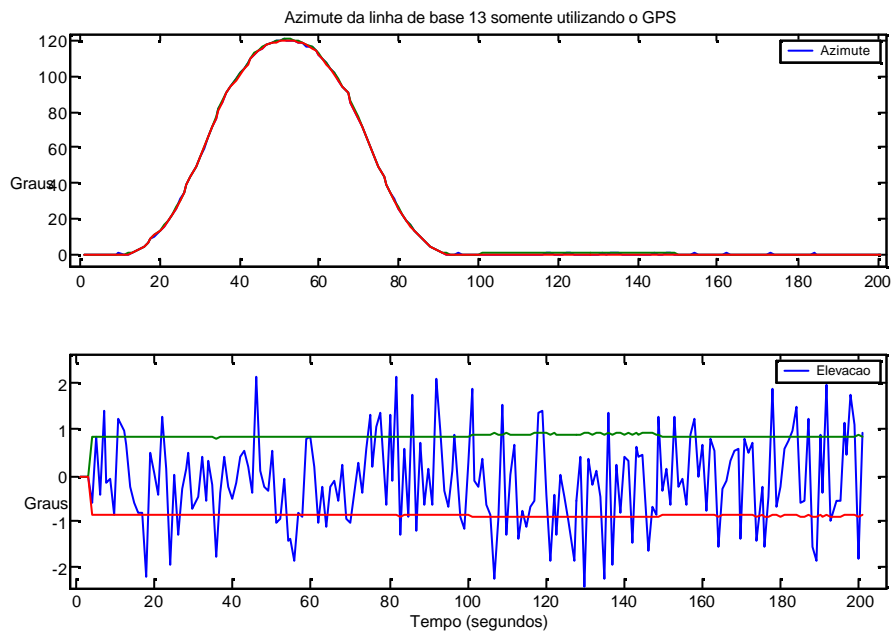


b) Zoom para melhor visualização.

FIGURA 4.4 – Função custo (J) para todos os satélites.



a) Linha de base 12



b) Linha de base 13

FIGURA 4.5 – Atitude em três eixos estimada somente utilizando GPS, e faixa de incerteza (1 sigma).

4.1.2 Resultados de Simulações do Algoritmo Completo – Primeiro Caso

A forma escolhida para introdução de falha no giro para que o algoritmo a identifique, foi a introdução de uma variação na deriva do giro de 0,05 rad/s entre os instantes 70 e 80 segundos. Esta modificação pode ser verificada nas figuras a seguir que representam o resultado da parte a) da Figura 3.4.

Após a realização da filtragem obtém-se o estado estimado, onde pode-se observar as correções a serem realizadas no quatérnion (Figura 4.6), a deriva do giro e o erro do GPS (Figura 4.7). Pode-se observar, na Figura 4.7, a convergência do algoritmo e a estimativa do erro introduzido no giro entre os instantes 70 e 80 segundos.

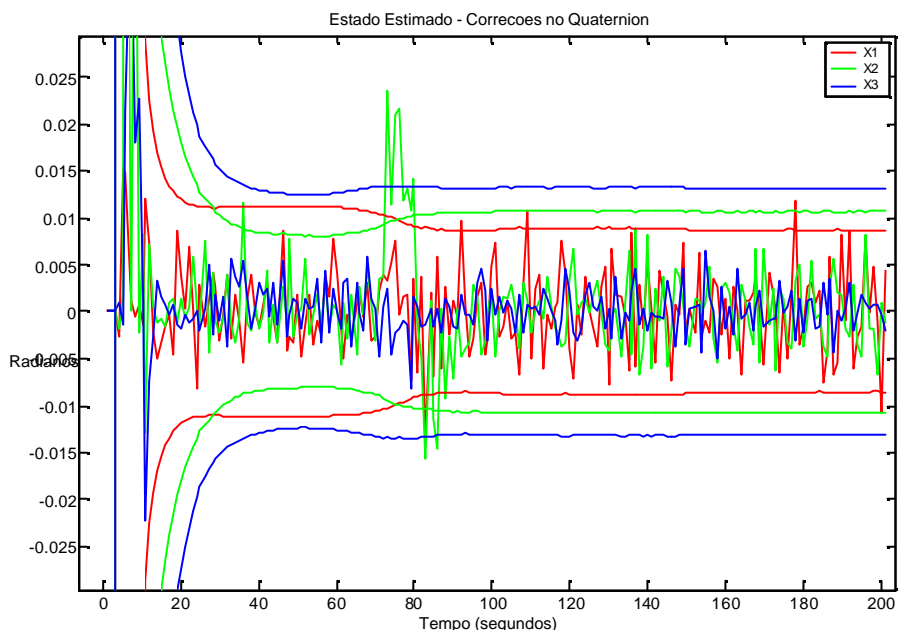


FIGURA 4.6 – Três primeiras componentes do estado estimado, e faixa de incerteza (1 sigma).

Na Figura 4.8 a) é apresentada a rotação do giroscópio após a retirada da deriva estimada. Quando comparada ao valor inicialmente introduzido para a simulação (Figura 4.8 b), pode-se concluir que o filtro estimou corretamente a deriva.

Também na Figura 4.8 a), entre os instantes 70 e 80 segundos, onde foi introduzida a falha na deriva do giro de 0,05 rad/s, pode-se observar o aparecimento da

falha, entretanto o filtro não consegue estimar tão rapidamente este erro a tempo de eliminá-lo. Este tipo de erro só será identificado em algoritmo específico de determinação de falhas tratado adiante.

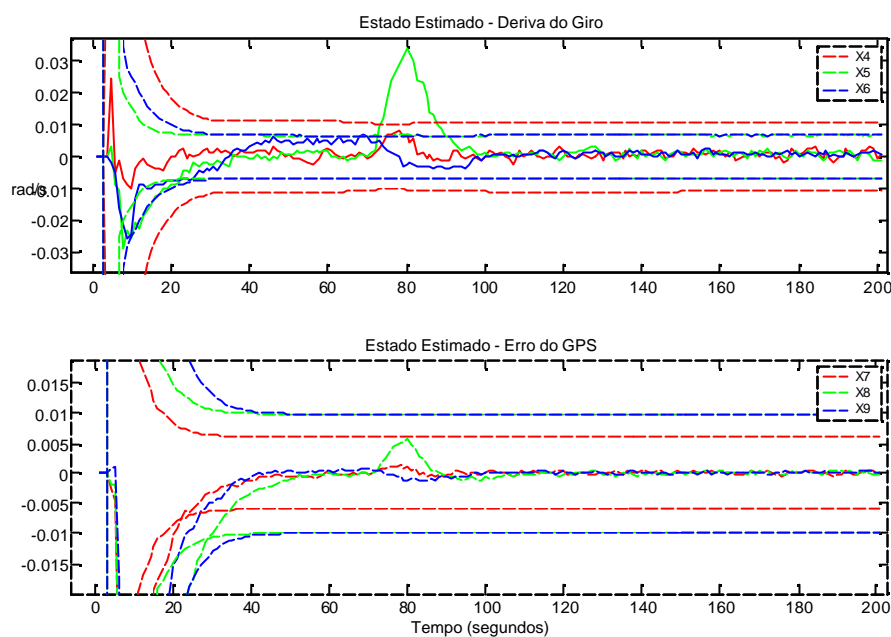
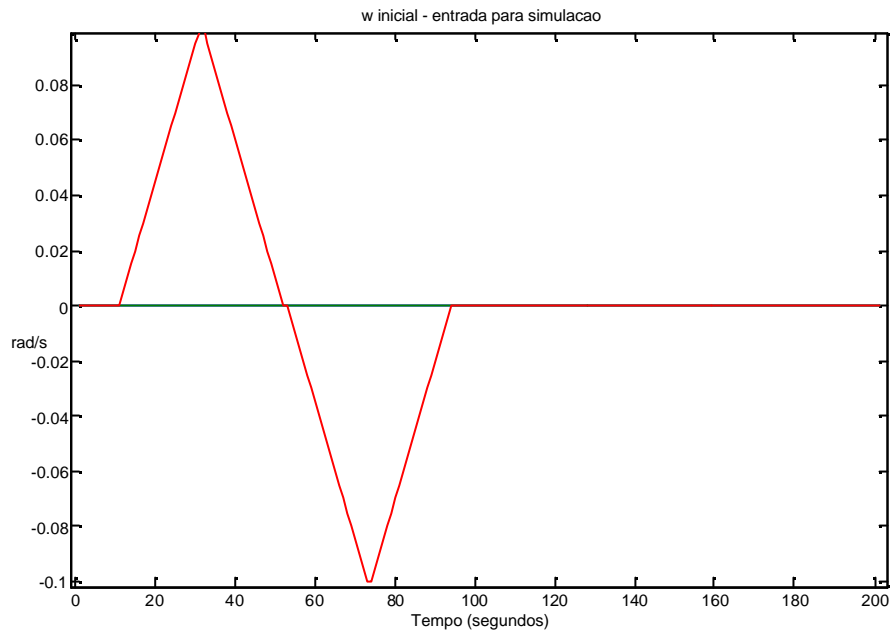
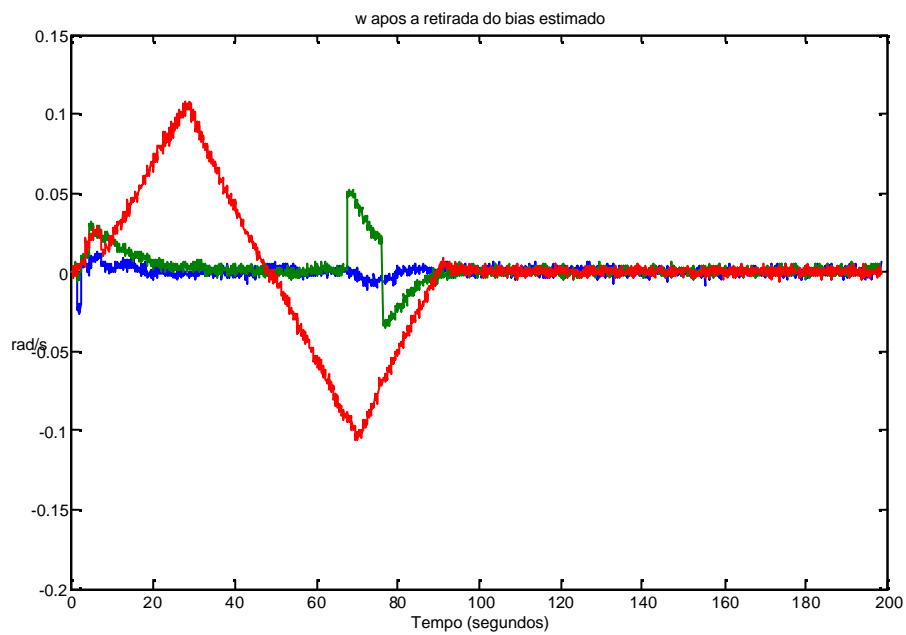


FIGURA 4.7 – Outras componentes do estado estimado, e faixa de incerteza (1 sigma).

Utilizando o estado estimado pelo filtro pode-se atualizar o quatérnion, o que resulta na Figura 4.9. Esta figura mostra o resultado da filtragem e a primeira propagação utilizando o giro, podendo-se observar que o filtro converge para o valor esperado e persegue toda a trajetória introduzida no início da simulação.

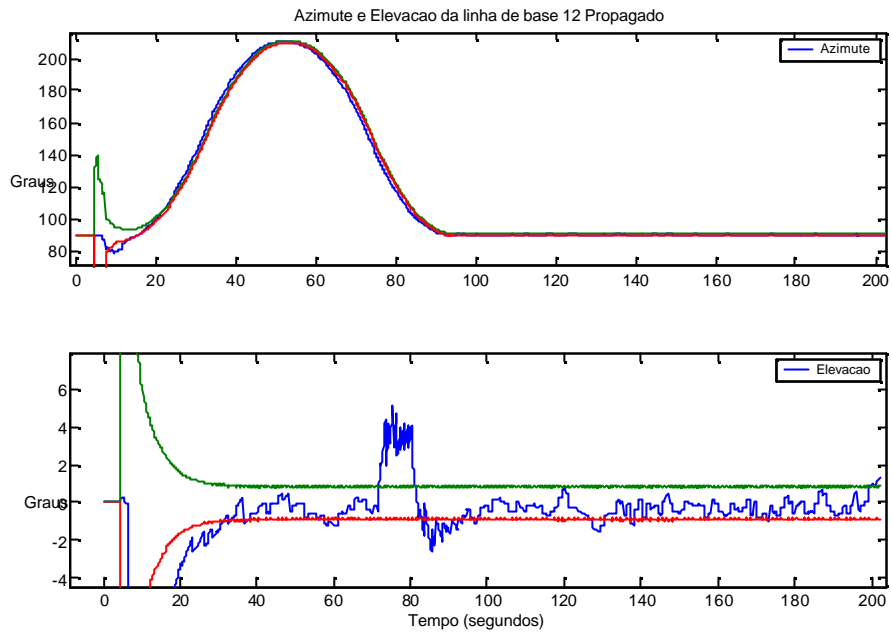


a) após a retirada da estimativa da deriva.

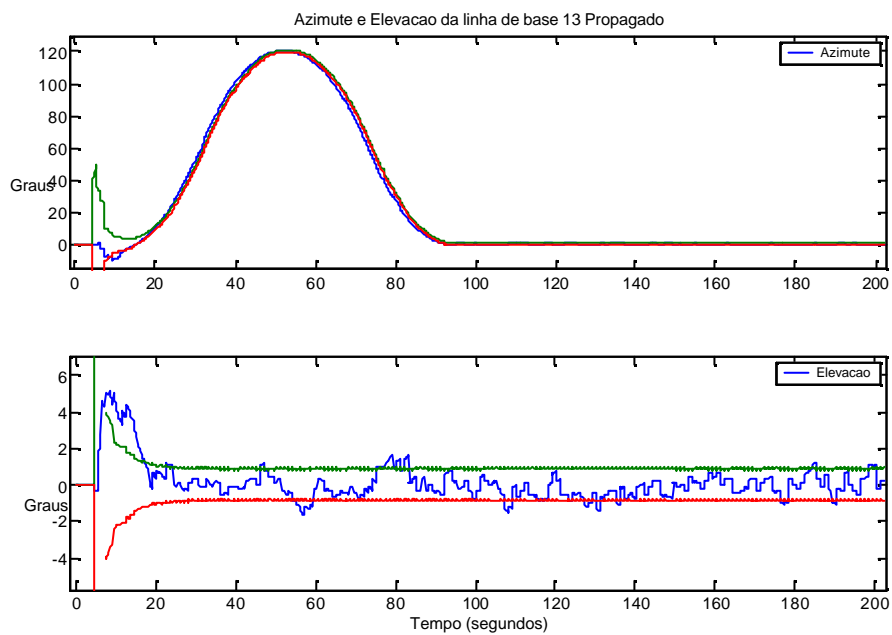


b) Introduzida na simulação.

FIGURA 4.8 – Rotação do giro.



a) Linha de Base 12.



a) Linha de Base 13.

FIGURA 4.9 – Atitude em três eixos após a filtragem e propagada, e faixa de incerteza (1 sigma).

A identificação de falha no giro é realizada a partir de propagações do estado com atrasos, conforme pode ser observado na parte a) da Figura 3.4, onde o quatérnion é propagado sem a atualização periódica do filtro. Com isto a possibilidade de se encontrar falhas na propagação realizada com base na saída do giro é aumentada, ou adiantada, pois a falha possivelmente seria encontrada pelo primeiro propagador, mas em instantes posteriores.

O resultado da primeira propagação pode ser observado na Figura 4.10, onde pode-se perceber que a diferença entre o quatérnion do GPS e o quatérnion propagado se encontra dentro da faixa esperada, em torno de um sigma, e menor que dois sigmas.

Ao realizar-se a propagação com um atraso e dois atrasos, os resultados podem ser observados nas Figuras 4.11 e 4.12, respectivamente, onde pode-se observar o erro crescendo entre os instantes 70 e 80 segundos, chegando a sair da do desvio-padrão correspondente a dois sigmas na Figura 4.12. Assim, o algoritmo que identifica falha pode alertar o usuário do equipamento sobre possíveis erros apresentados nos dados.

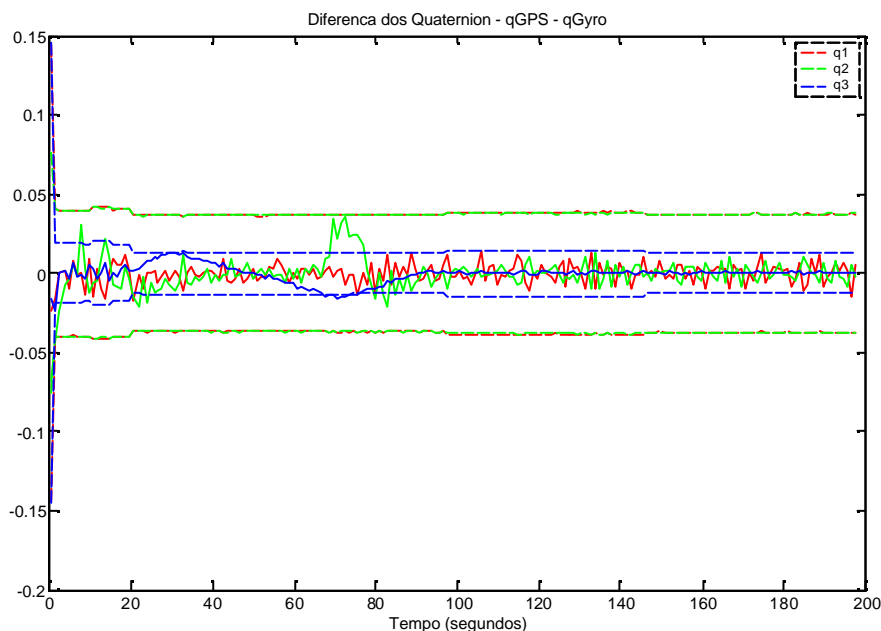


FIGURA 4.10 – Diferença de quatérnion ($q_{GPS} - q_{Giro}$), e faixa de incerteza (2 sigmas).

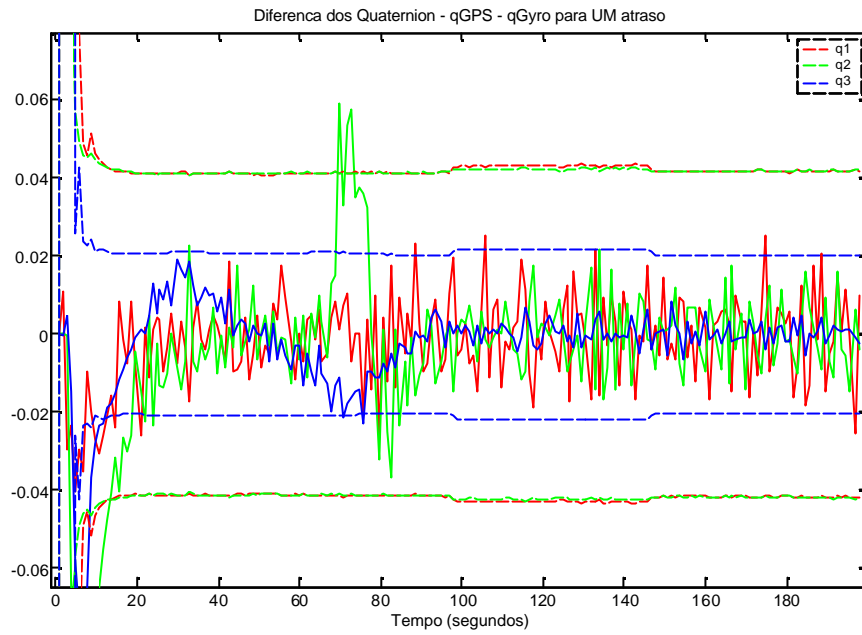


FIGURA 4.11 – Diferença de quatérnion ($q_{GPS} - q_{Giro}$) com Um atraso, e faixa de incerteza (2 sigmas).

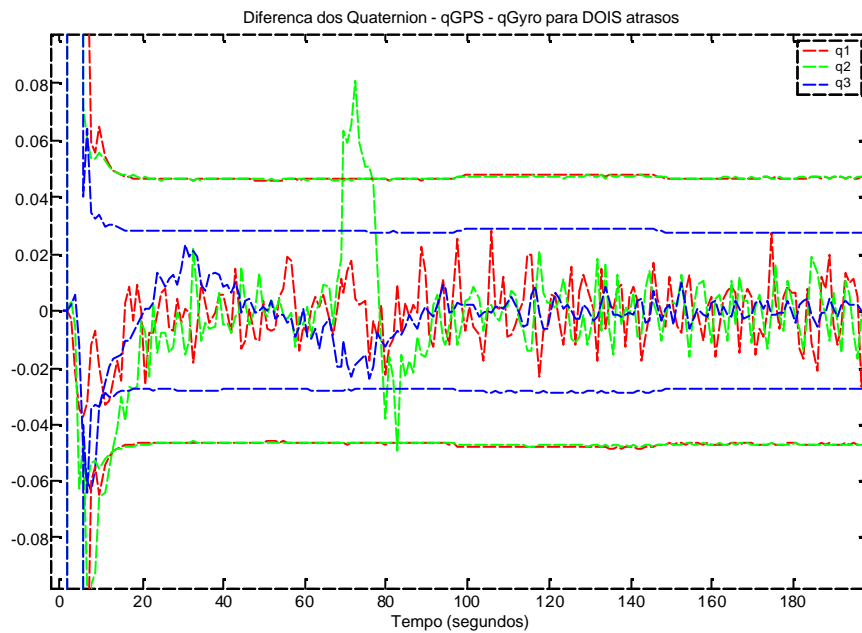


FIGURA 4.12 – Diferença de quatérnion ($q_{GPS} - q_{Giro}$) com Dois atrasos, e faixa de incerteza (2 sigmas).

4.1.3 Resultados de Simulações do Algoritmo Completo – Segundo Caso

Neste caso será simulada uma falha no GPS de forma a estabelecer um período entre os instantes 70 e 100 segundos em que o filtro não recebe informações da diferença entre a atitude fornecida pelo GPS e a propagada pelo giroscópio.

A Figura 4.13 mostra o comportamento de cada componente do quatérnio.

Na Figura 4.14 pode-se observar o erro na atitude quando da introdução da falha no GPS, pois entre os instantes 70 e 100 segundos, a atitude se desloca da trajetória nominal, gerando um salto quando do restabelecimento dos dados GPS.

Na Figura 4.15 pode-se observar a diferença entre o quatérnio propagado sem correções do filtro e a atitude estimada pelo GPS, mas não introduzida no filtro. A propagação sem correções do filtro gera um erro grande entre a atitude propagada e a atitude fornecida pelo GPS.

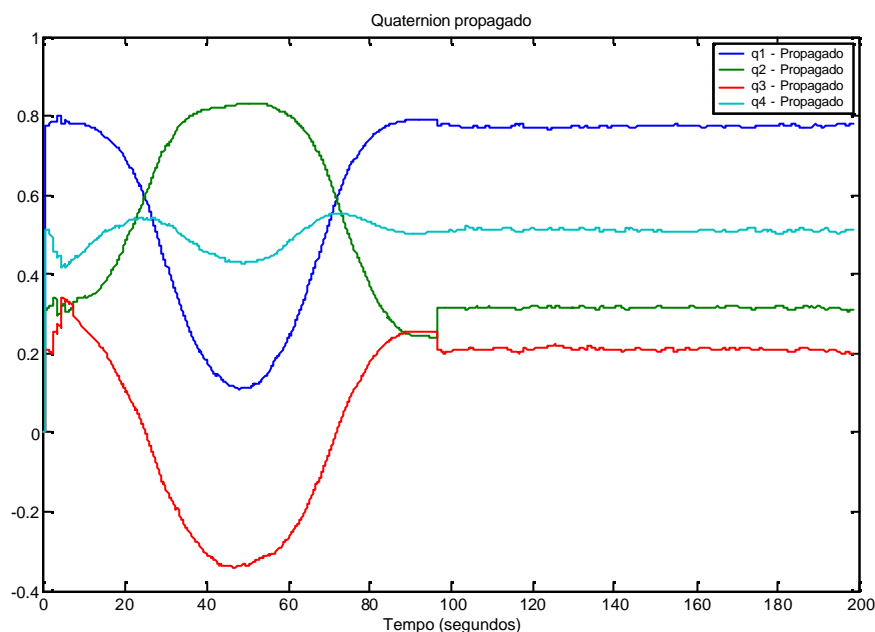
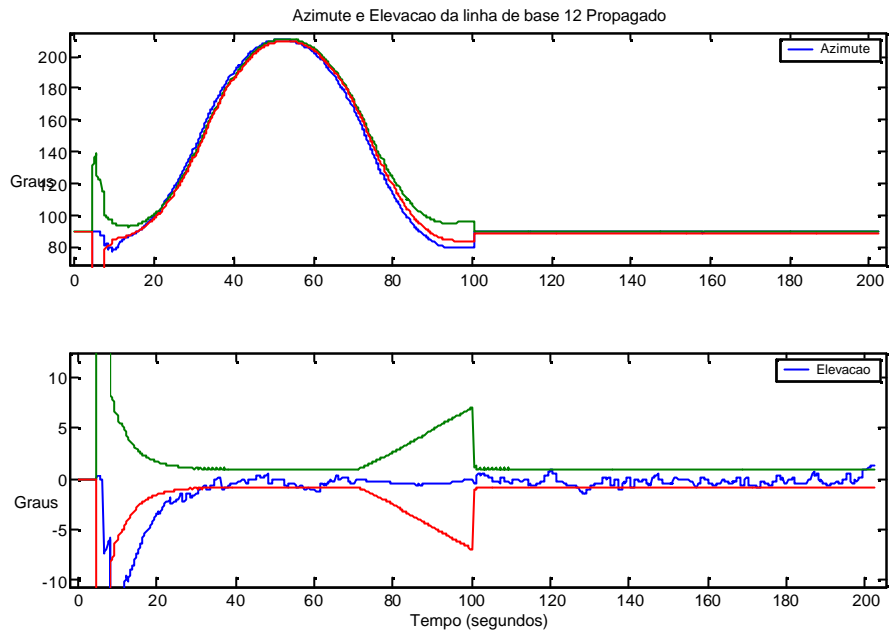
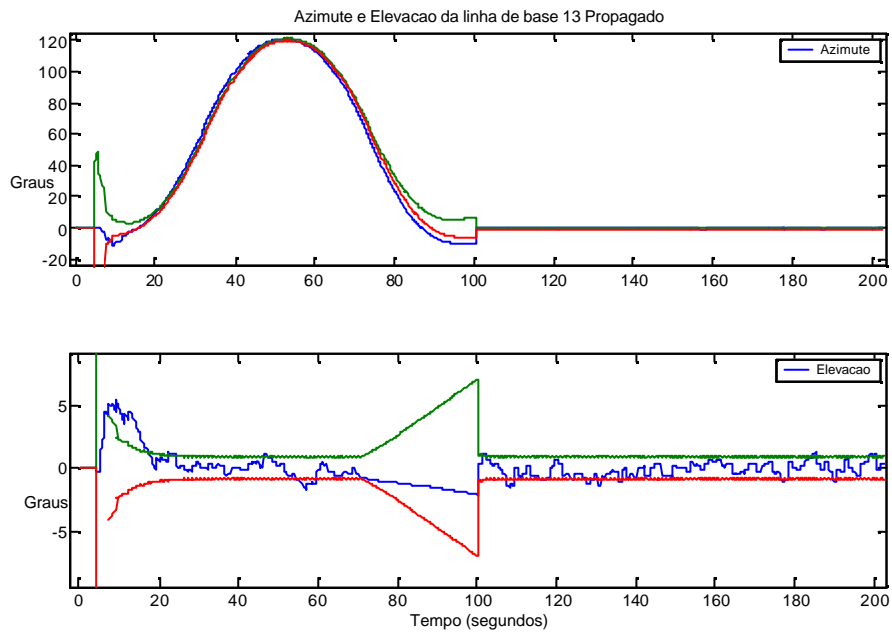


FIGURA 4.13 – Quatérnio propagado.



a) Linha de Base 12.



b) Linha de Base 13.

FIGURA 4.14 – Atitude em três eixos após a filtragem e propagada, e faixa de incerteza (1 sigma).

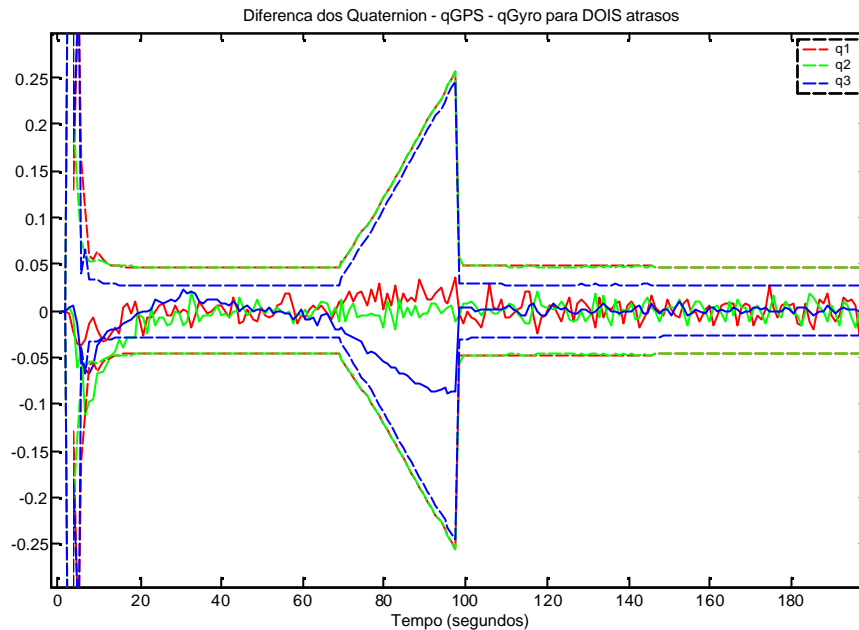


FIGURA 4.15 – Diferença dos quatérnion – qGPS – qGyro para dois atrasos, e faixa de incerteza (2 sigmas).

4.1.4 Resultados de Simulações do Algoritmo Completo – Terceiro Caso

Neste item são mostrados resultados simulados da aplicação do algoritmo proposto para um satélite em órbita. Nesta simulação são visualizados satélites da constelação GPS entrando e saindo da visada das antenas dos receptores.

Este caso de simulação será limitado a verificar o comportamento do algoritmo em órbita, com os vários satélites entrando e saindo de visibilidade, pois as outras possibilidades de falha consideradas já foram tratadas nos casos simulados nos itens 4.1.2 e 4.1.3.

Os dois casos anteriores mostram resultados de simulação para um conjunto de antenas no solo e que serão comparados com o experimento realizado nos próximos itens.

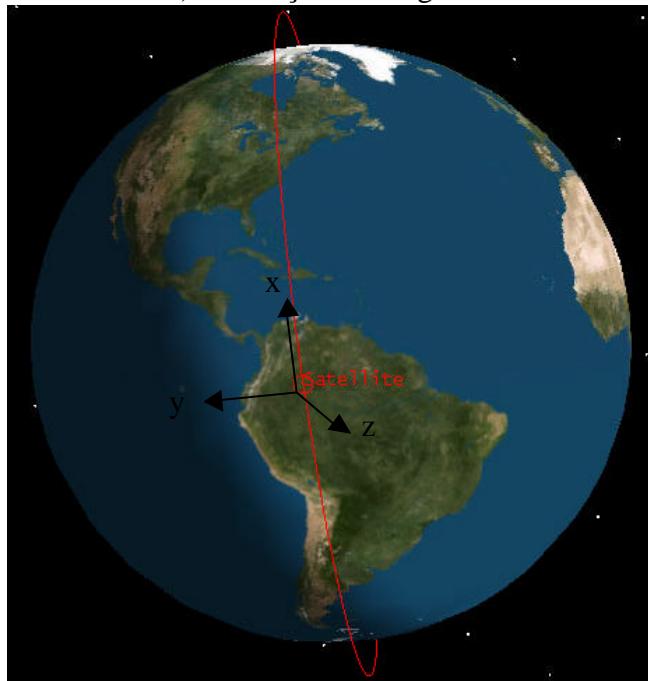
Para a simulação foram escolhidas duas órbitas: uma inclinada a 30 graus, e uma polar com 98 graus de inclinação em relação ao equador. Estas duas órbitas são

representativas das diferentes condições orbitais de visada em relação à constelação GPS. Os resultados serão observados nos itens 4.1.4.1 e 4.1.4.2.

Como ilustração das órbitas escolhidas, a Figura 4.16 a seguir mostra o sistema de referência utilizado para a simulação que é o orbital, com x no sentido da velocidade, y perpendicular a órbita.



a) inclinação de 30 graus.



a) inclinação de 98 graus.

FIGURA 4.16 – Eixos utilizados para a simulação.

FONTE: baseado em STK (2006).

A simulação para o caso em órbita seguiu o mesmo padrão adotado para as simulações dos itens 4.1.1, 4.1.2 e 4.1.3, onde foram utilizados os pacotes citados no item 4.1.

Nos itens a seguir serão mostrados resultados da simulação para o caso em órbita. Para melhor visualização somente serão mostrados os primeiros 500 segundos, entretanto a simulação foi realizada durante uma órbita completa.

4.1.4.1 Órbita Inclinada a 30 graus

A Figura 4.17 mostra os satélites da constelação GPS visíveis durante a simulação. Pode ser observado que no intervalo considerado alguns satélites saem e outros entram em visibilidade, sendo este um dos objetivos da simulação em órbita.

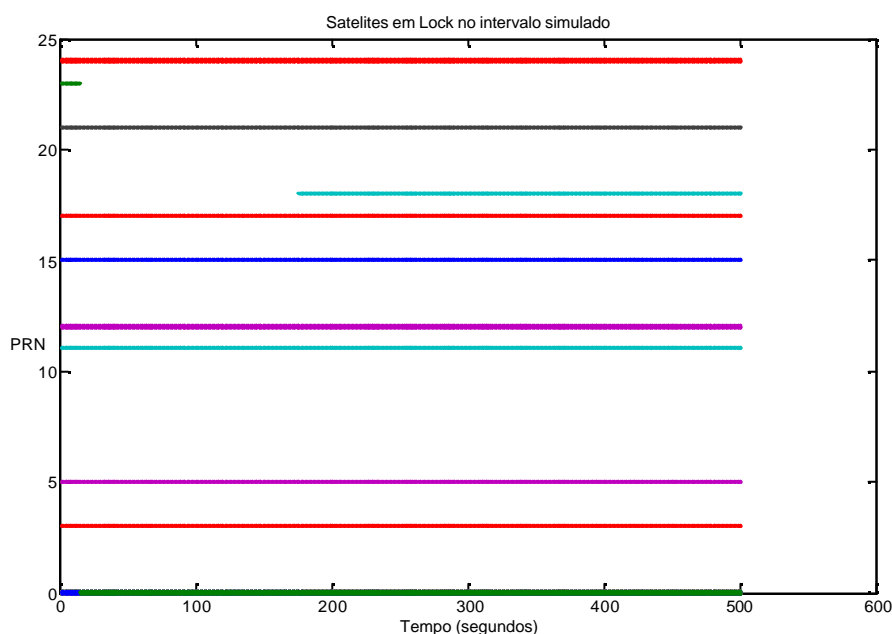
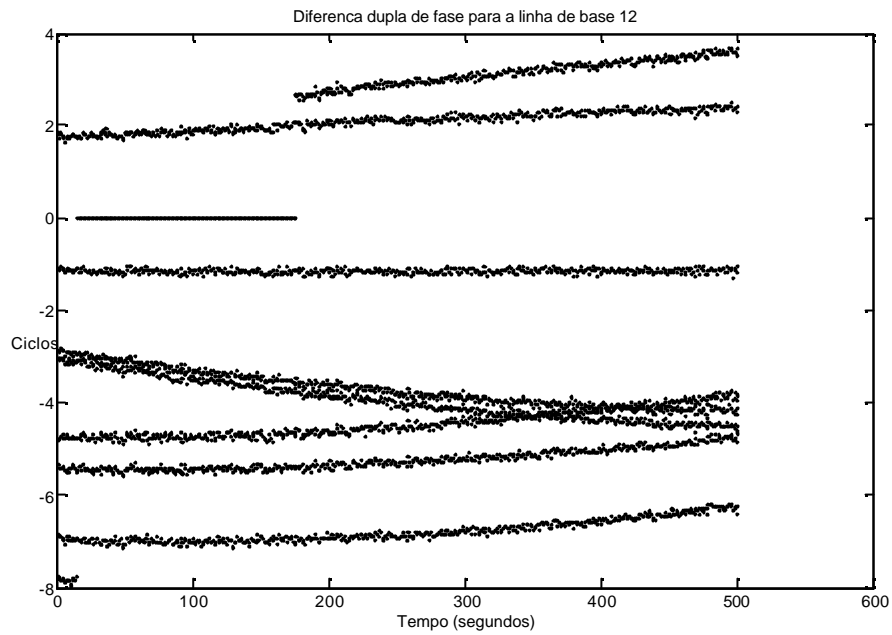
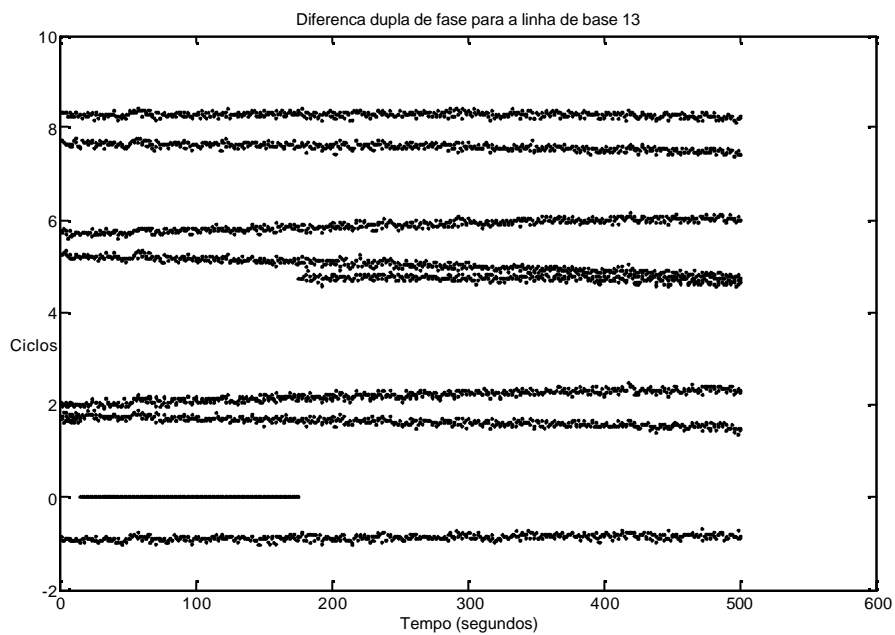


FIGURA 4.17 – Satélites visíveis.

A Figura 4.18 mostra a diferença dupla de fase para as duas linhas de base. Nesta figura também pode ser observado que um conjunto de diferença dupla desaparece e outro aparece, mostrando que o algoritmo está preparado para os casos de variação no número de satélites visíveis em órbita.



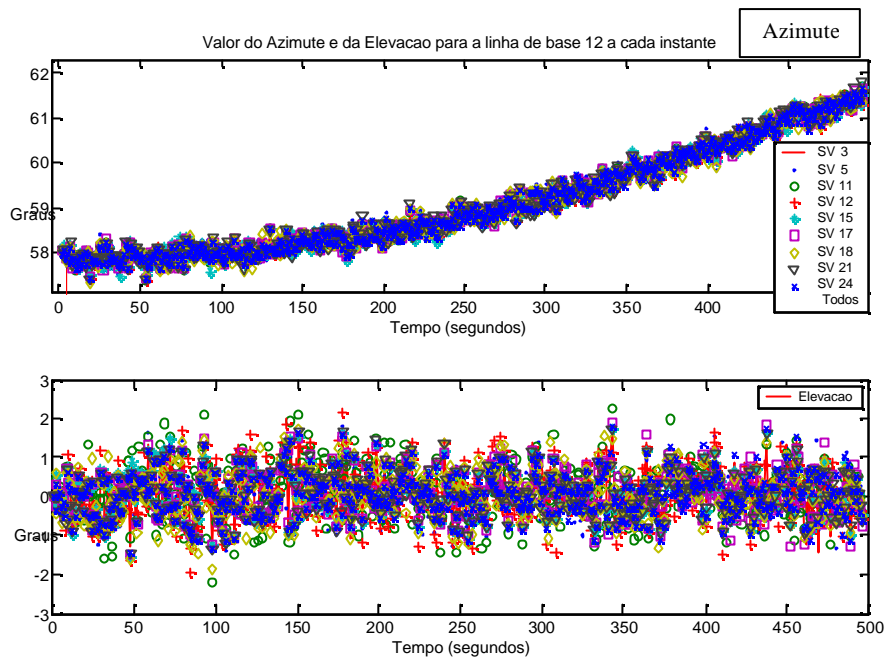
a) linha de base 12



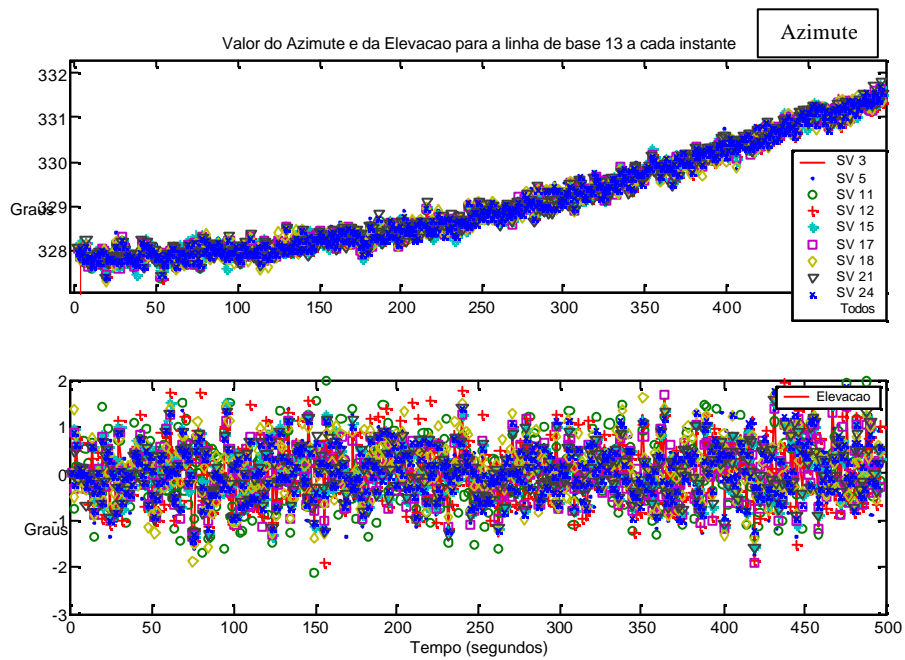
b) linha de base 13

FIGURA 4.18 – Diferença dupla de fase: a) linha de base 12 e b) linha de base 13.

Na Figura 4.19 é mostrada a solução de atitude realizada pelos vários processamentos em paralelo.



a) linha de base 12



b) linha de base 13

FIGURA 4.19 - Azimute e elevação de todos os processamentos para as duas linhas de base.

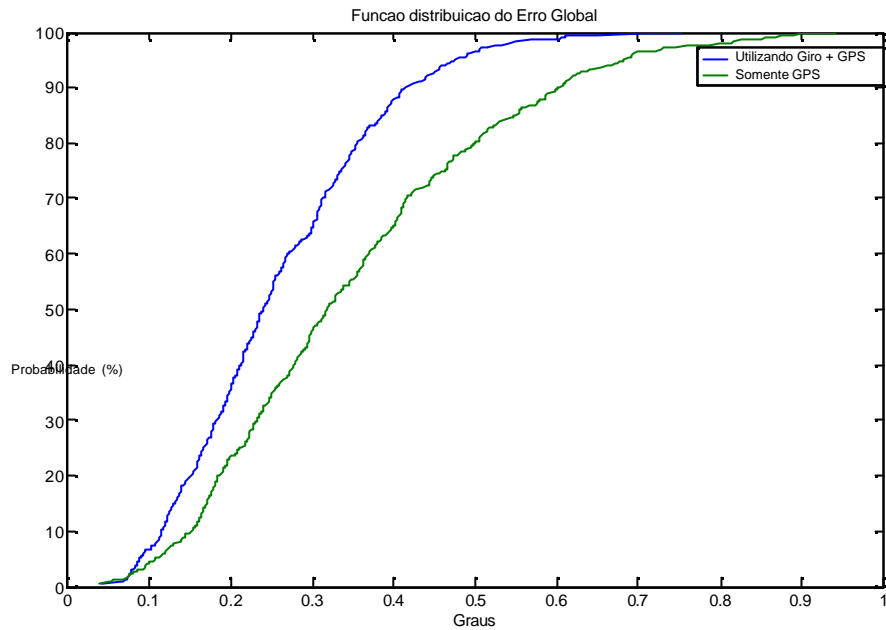
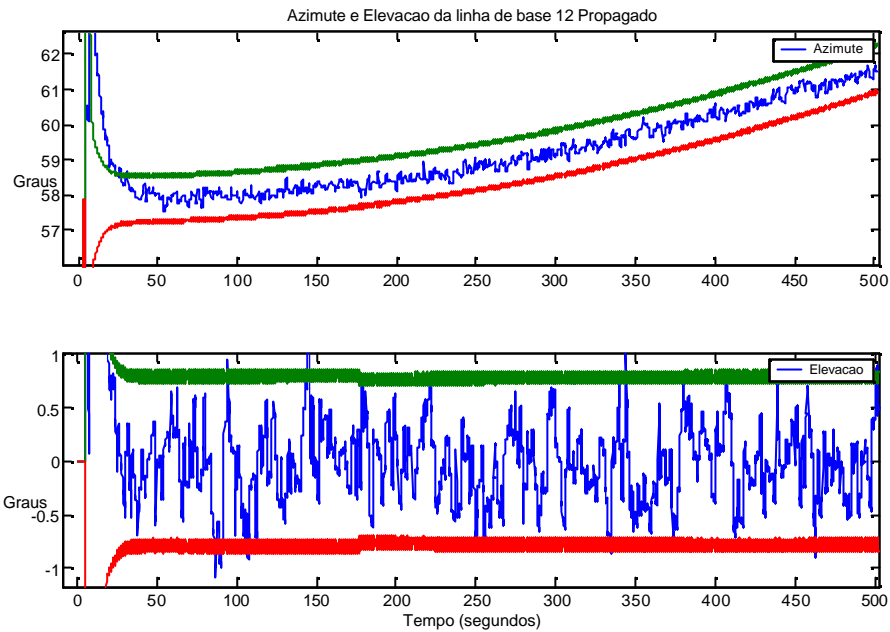
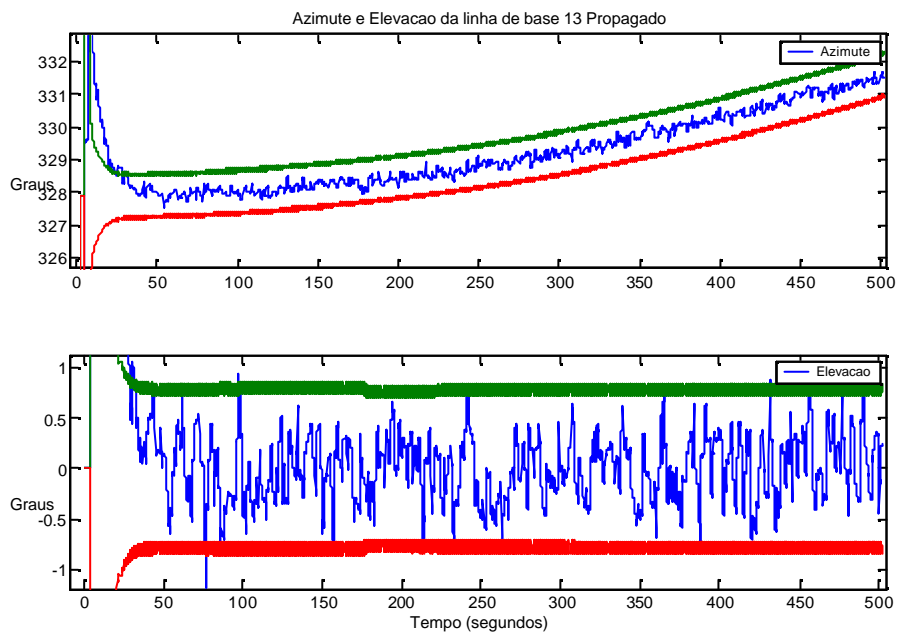


FIGURA 4.20 – Função distribuição do erro global da atitude.

Na Figura 4.20 pode ser observado a função distribuição do erro global $(\sqrt{dq_x^2 + dq_y^2 + dq_z^2})$ para a atitude considerando somente o GPS e para a atitude considerando o GPS auxiliado pelo giroscópio. Nesta figura, a porcentagem dos erros quando considerado somente o GPS são maiores quando comparados aos valores do GPS auxiliado pelo giroscópio. A figura considera os erros em relação aos valores verdadeiros e foram desconsiderados os primeiros 25 instantes de convergência do algoritmo.



a) linha de base 12



b) linha de base 13

FIGURA 4.21 – Atitude em três eixos após a filtragem e propagada, e faixa de incerteza (1 sigma).

Na Figura 4.21 pode ser observado o comportamento do algoritmo após a filtragem e propagação e na Figura 4.22 podem ser observadas as componentes do quatérnio após a propagação.

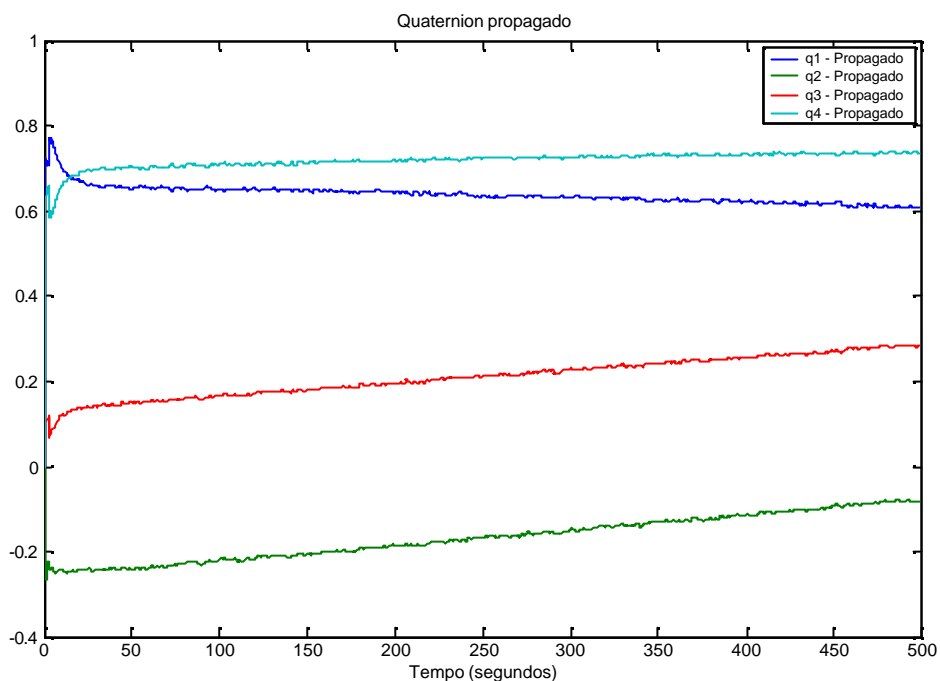


FIGURA 4.22 – Quatérnio propagado.

4.1.4.2 Órbita Polar 98 graus

A Figura 4.23 mostra os satélites da constelação GPS visíveis durante a simulação. Como já mencionado anteriormente para o caso a 30 graus, neste intervalo alguns satélites saem e outros entram em visibilidade, sendo este um dos objetivos da simulação em órbita.

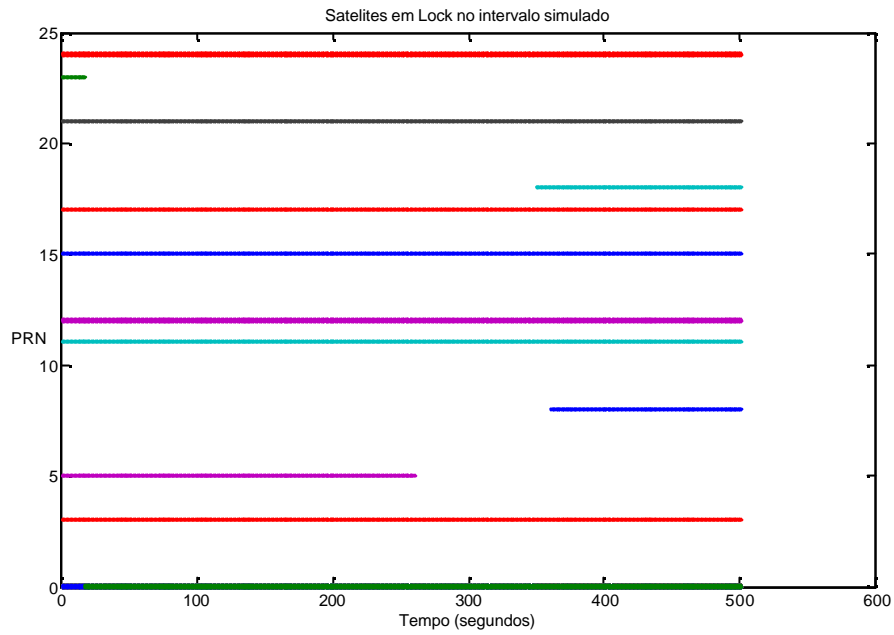
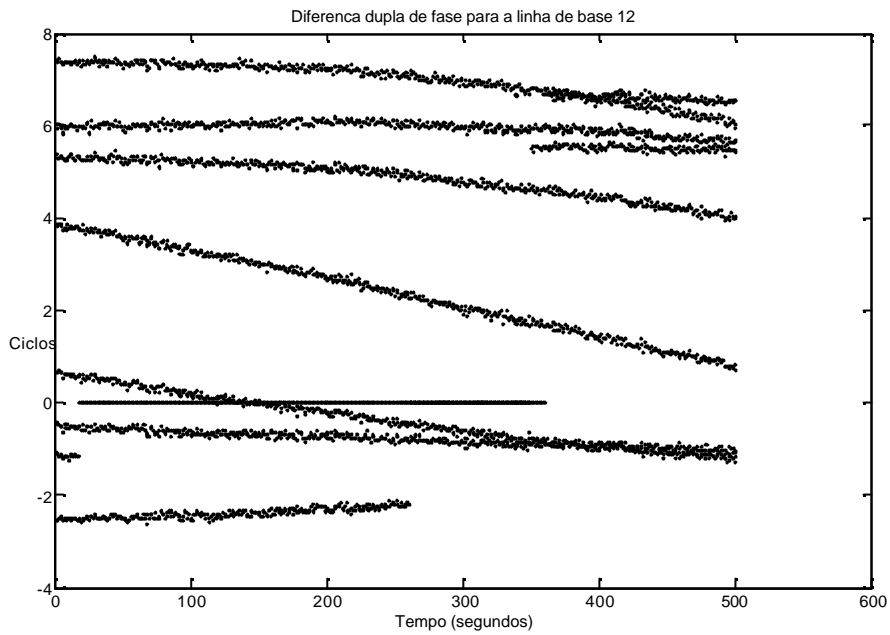
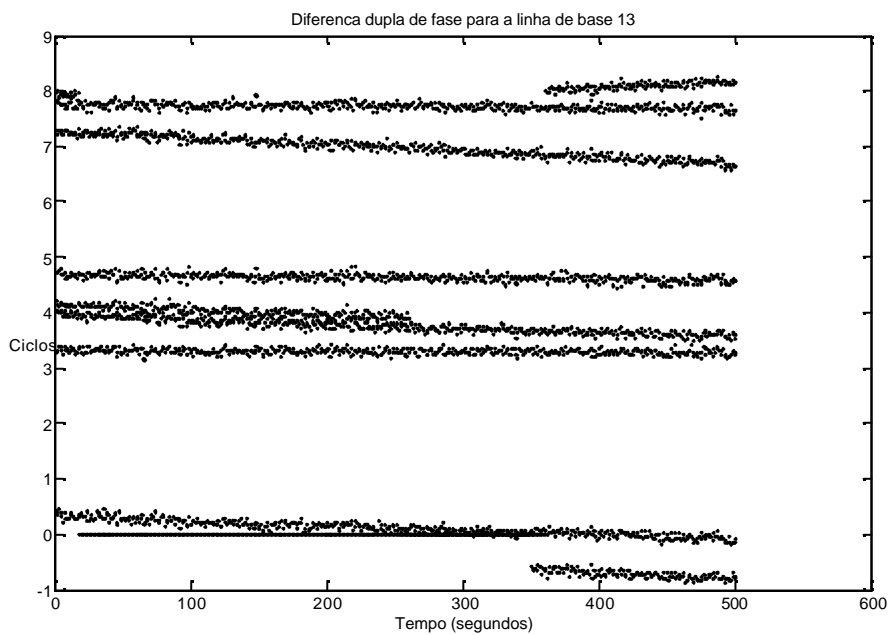


FIGURA 4.23 – Satélites visíveis.

A Figura 4.24 mostra a diferença dupla de fase para as duas linhas de base. Nesta figura também pode ser observado que um conjunto de diferença dupla desaparece e outro aparece, mostrando que o algoritmo está preparado para os casos de variação no número de satélites visíveis em órbita.



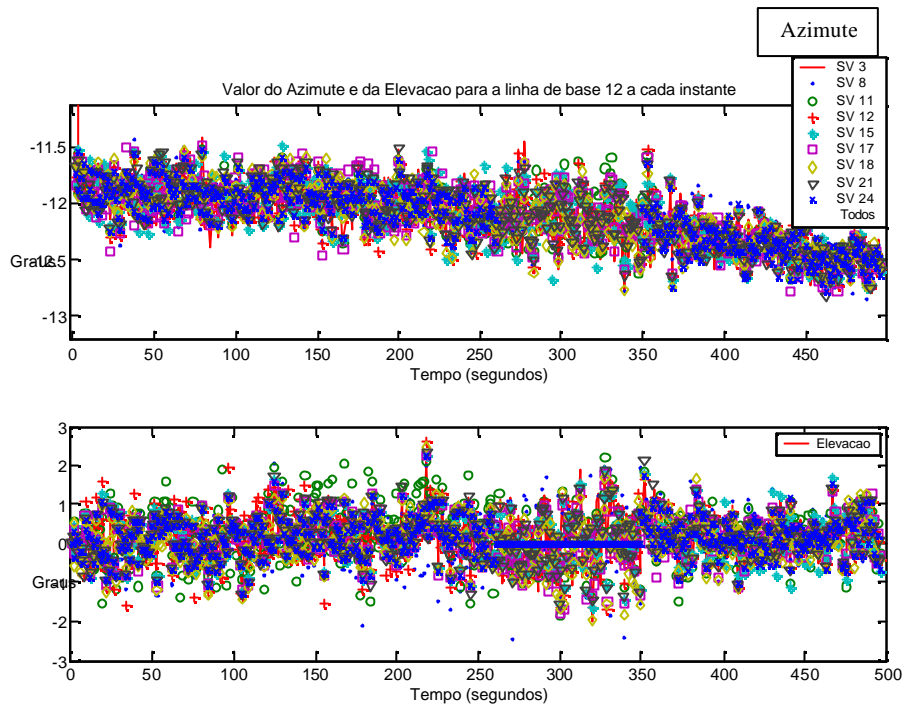
a) linha de base 12



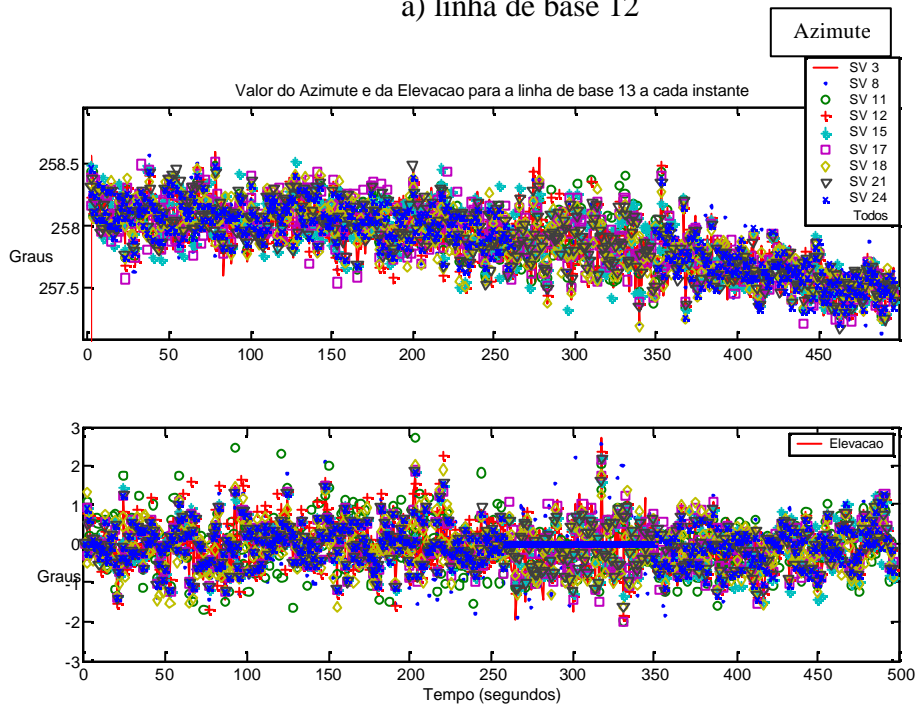
b) linha de base 13

FIGURA 4.24 – Diferença dupla de fase: a) linha de base 12 e b) linha de base 13.

Na Figura 4.25 é mostrada a solução de atitude realizada pelos vários processamentos em paralelo.



a) linha de base 12



b) linha de base 13

FIGURA 4.25 - Azimute e elevação de todos os processamentos para as duas linhas de base.

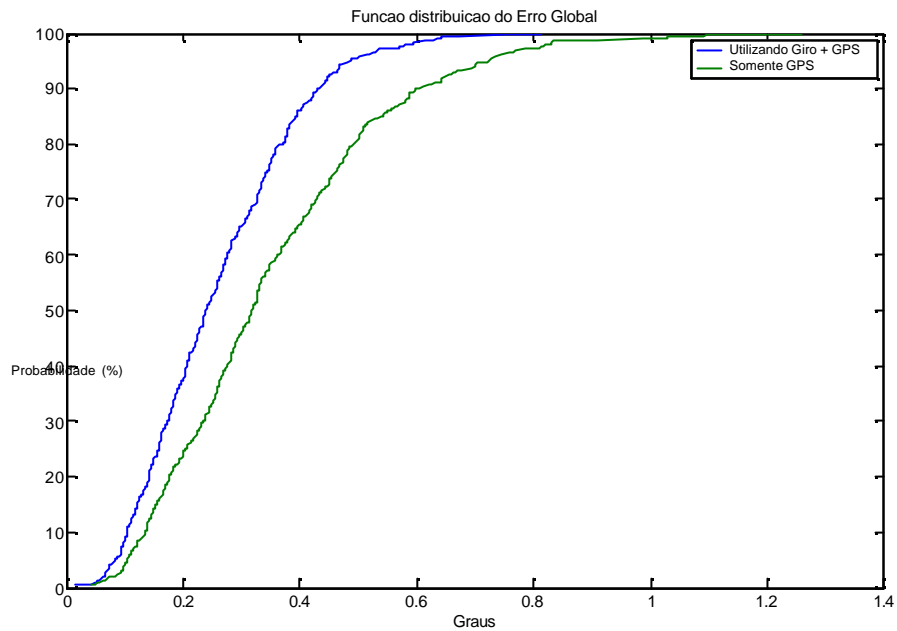
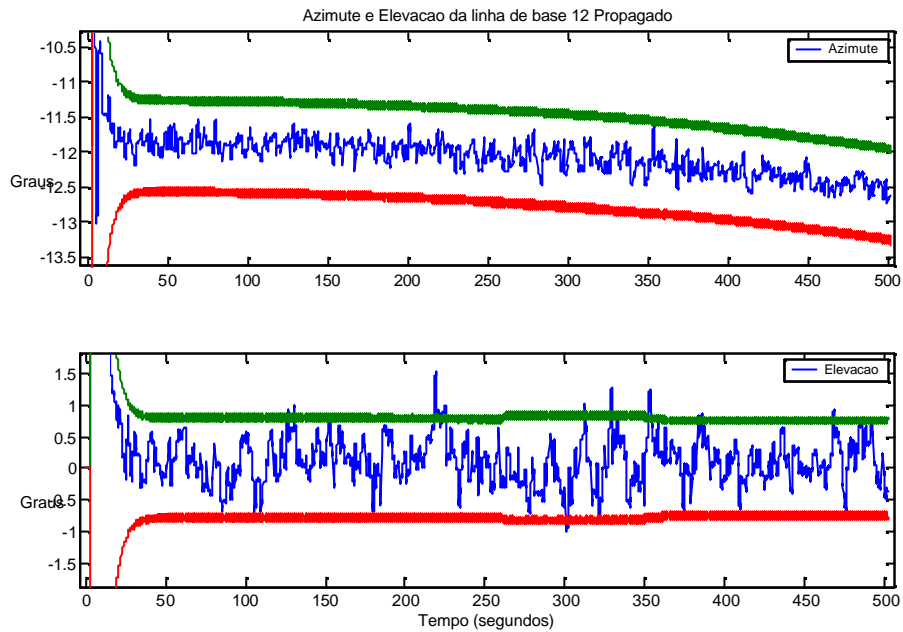
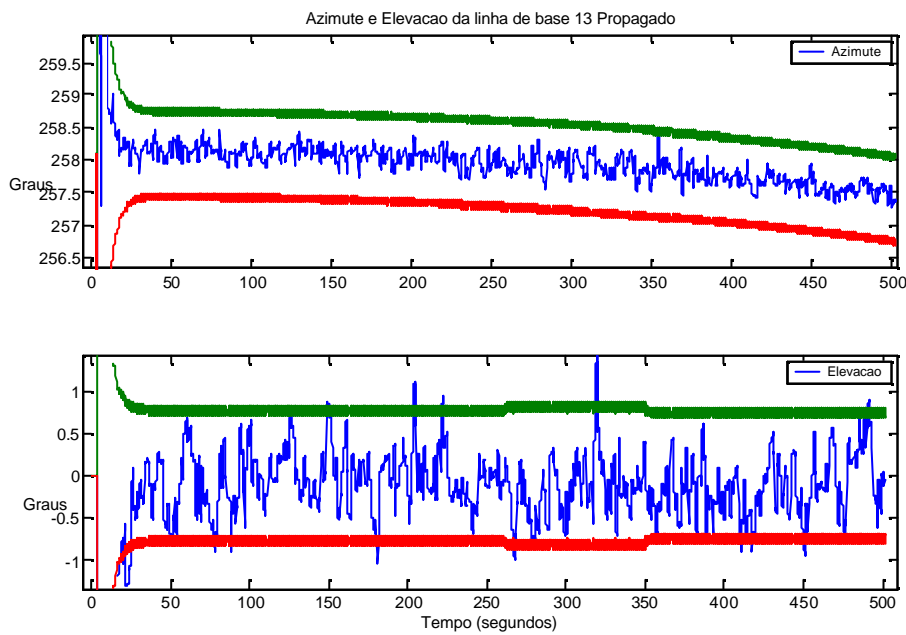


FIGURA 4.26 – Função distribuição do erro global da atitude.

Na Figura 4.26 pode ser observado a função distribuição do erro global $(\sqrt{dq_x^2 + dq_y^2 + dq_z^2})$ para a atitude considerando somente o GPS e para a atitude considerando o GPS auxiliado pelo giroscópio. Nesta figura, a porcentagem dos erros quando considerado somente o GPS são maiores quando comparados aos valores do GPS auxiliado pelo giroscópio. A figura considera os erros em relação aos valores verdadeiros e foram desconsiderados os primeiros 25 instantes de convergência do algoritmo.



a) linha de base 12



b) linha de base 13

FIGURA 4.27 – Atitude em três eixos após a filtragem e propagada, e faixa de incerteza (1 sigma).

Na Figura 4.27 pode ser observado o comportamento do algoritmo após a filtragem e propagação e na Figura 4.28 podem ser observadas as componentes do quatérnio após a propagação.

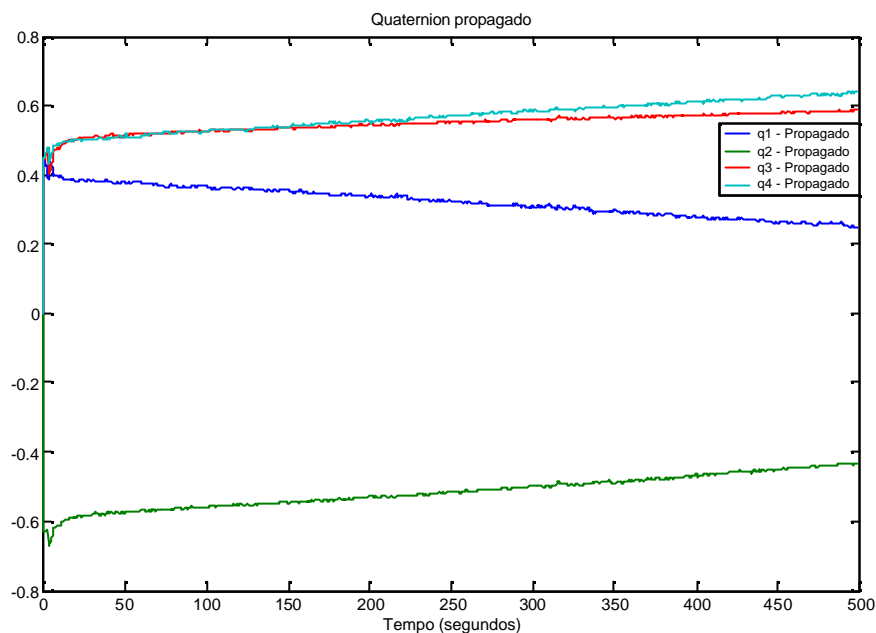


FIGURA 4.28 – Quatérnio propagado.

4.1.5 Análise de Sensibilidade do Algoritmo

Conforme mostrado nos itens anteriores o algoritmo foi testado em várias condições de falha. Além disto, visando aferir a sensibilidade do algoritmo, foram ainda simulados vários casos utilizando diferentes valores para as falhas. Os resultados das simulações encontram-se sintetizados na Tabela 4.2 a seguir.

TABELA 4.2 – Síntese da sensibilidade do algoritmo.

Falha	Valores	Comentários
GPS (ciclos)	5	Explode (Fácil detecção)
	1	Grande (Fácil detecção)
	0,5	Limiar (Ainda ajustável)
	0,3	Difícil detecção (Possíveis erros)
	0,2	Sem distinção do erro (Mostra tendência de erro)
	0,1	Não detecta erro
Giro (rad/s)	0,1	Detecta sem atraso
	0,06	Limiar de detecção sem atraso
	0,05	Detecta com um atraso
	0,03	Detecta com dois atrasos
	0,02	Sem distinção do erro (Mostra tendência de erro)
	0,01	Não detecta erro

Não foram mencionados na tabela os casos de falha completa do GPS e de falha completa do giroscópio. Para o caso de falha completa do GPS a simulação mostrada no item 4.1.3 contemplou a falha, mostrando que o giro pode propagar os dados por um intervalo de tempo. Não foi simulado o caso de falha completa do giroscópio, pois o resultado da simulação seria o próprio resultado da estimação da atitude realizada utilizando os dados do GPS.

4.2 Definição do Experimento Realizado

O experimento para coleta dos dados reais foi realizado no Campo de Futebol da ADC INPE, e este espaço escolhido de forma que um número elevado de satélites GPS estivesse visível aos receptores e com uma interferência menor dos prédios ao redor. Conforme pode ser visualizado nas Figuras 4.29 e 4.30 a seguir, as antenas foram fixadas em uma subestrutura para um bom conhecimento do comprimento das linhas de base (1 m) e também uma angulação conhecida entre linhas de base (90 graus). O suporte de fixação das antenas foi projetado para uma antena geodésica de modo a evitar o multicaminho e interferências incidentes na parte inferior da antena. A subestrutura possui capacidade para montagem de três ou quatro antenas do tipo CMC AT-575-70. O experimento limitou-se ao uso de três antenas.

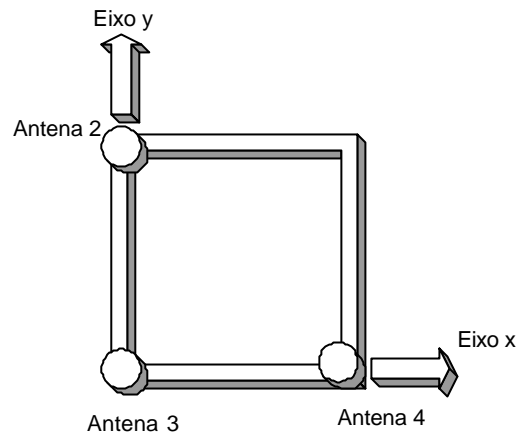


FIGURA 4.29 – Figura ilustrativa do quadro utilizado.



FIGURA 4.30 – Fixação das antenas na Subestrutura.



FIGURA 4.31 – Nivelamento para referência.

Após a fixação das antenas, a subestrutura foi nivelada utilizando um nível como referência conforme pode ser verificado na Figura 4.31. A seguir, visualmente, a

subestrutura foi perfilada paralelamente ao prédio Sigma que possui alinhamento Norte, para obtenção de uma referência para verificação dos resultados, conforme ilustrado na Figura 4.32.

Como uma segunda forma de verificação dos resultados, foi escolhido o método da troca de antenas (*swap*). Os resultados serão apresentados nos próximos itens. Este mesmo método, troca de antenas, foi utilizado pelo autor para resolução da ambigüidade inteira em experimento anteriormente realizado (Louro, Lopes e Kuga, 2003).

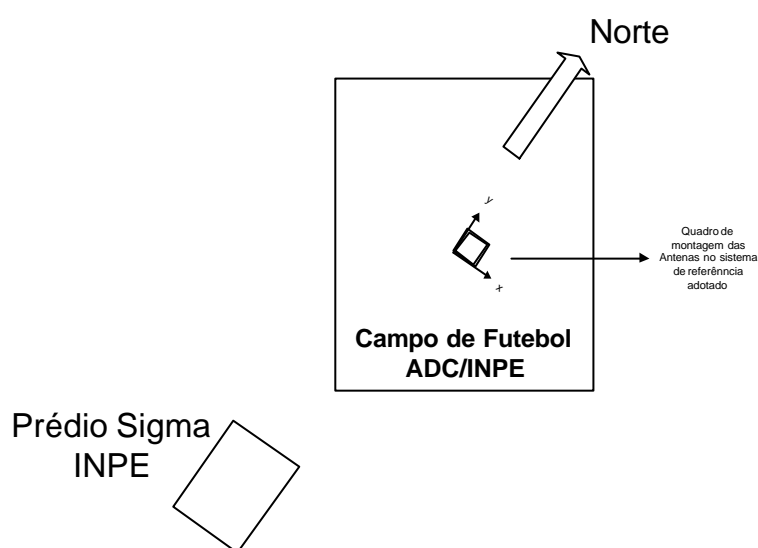


FIGURA 4.32 – Posicionamento das antenas em relação ao prédio Sigma.

Os equipamentos utilizados para o teste estão abaixo relacionados e a configuração dos mesmos em campo pode ser verificada nas Figuras 4.33 e 4.34:

- 3 equipamentos GPS AllStar CMC (*Canadian Marconi Space Company*) com manual disponível em Novatel (2003), ilustrados na Figura 4.35;
- 3 antenas GPS AllStar CMC modelo AT 575-70, ilustradas na Figura 4.36.

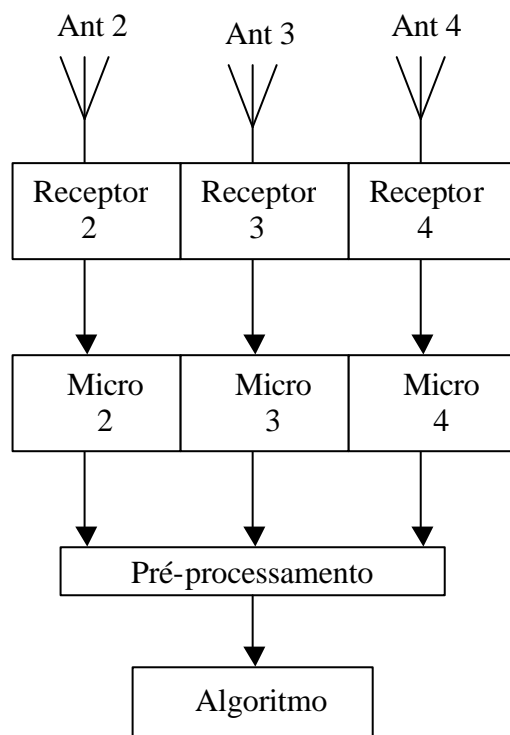


FIGURA 4.33 – Configuração de testes utilizada.



FIGURA 4.34 – Foto com a configuração para coleta dos dados utilizados.

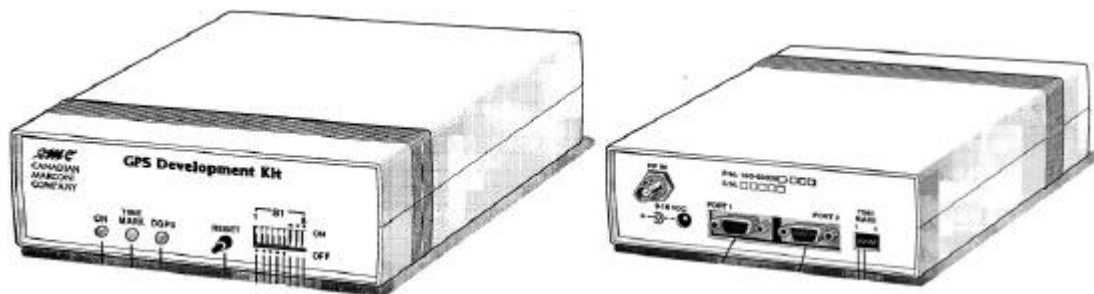


FIGURA 4.35 – Equipamento Allstar GPS utilizado.

FONTE: Adaptado de Novatel (2003).

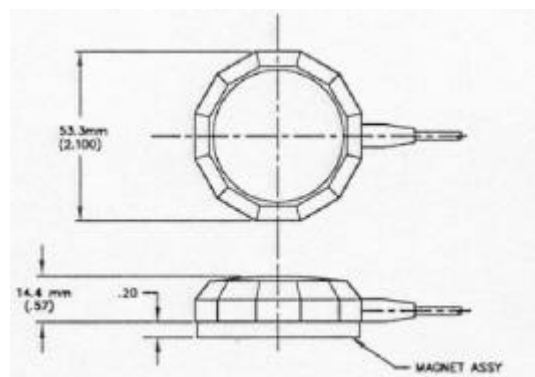


FIGURA 4.36 – Antena Original Allstar GPS utilizada.

FONTE: Adaptado de Novatel (2003).

4.2.1 Tratamento Inicial dos Dados

Conforme pode ser observado no diagrama ilustrativo do algoritmo utilizado para o processamento dos dados no Apêndice A (Figura A.3), os dados foram gravados em formato original do receptor CMC (formato binário), necessitando assim de uma conversão dos dados para o formato RINEX (Gurtner, 2001) a ser utilizado no processamento.

A conversão dos dados foi realizada utilizando o programa computacional de código livre TEQC (Estey e Meertens, 1999) que, entre várias outras funções, também realiza a transformação dos dados binários padrão CMC para dados padrão RINEX (Gurtner, 2001). Após esta etapa de transformação, a leitura dos dados foi realizada

utilizando rotinas MATLAB (LibGPS, 2003), já existentes no Instituto para leitura de dados padrão RINEX.

Devido à utilização de vários receptores, existe a necessidade de sincronização dos dados para se obter dados dos vários receptores nos mesmos instantes e com os mesmos satélites disponíveis. Se necessário, também deve ser realizada a correção do Doppler nos dados. Todos os passos necessários para o tratamento inicial dos dados são mostrados na Figura A.3.

4.2.2 Troca das Antenas para Comparação dos Resultados

Inicialmente, para que se tenha uma base de comparação foram realizados dois experimentos com as antenas GPS: a troca das antenas 34 e a troca das antenas 32. Com isto foram gerados dados para a obtenção de resultados da atitude de cada eixo utilizando um método diferente do usado para o processamento da atitude em três eixos. O método empregado foi o método da troca das antenas para a resolução da ambigüidade inteira e posterior solução da atitude de um eixo, método este que está descrito em Louro, Lopes e Kuga (2003). Os resultados podem ser observados nos itens a seguir.

4.2.2.1 Troca das antenas da Linha de Base 32

O método da troca das antenas consiste em se trocar as antenas em uma linha de base para se obter a solução da ambigüidade inteira e assim resolver a atitude desta linha de base. A diferença simples de fase pode ser observada na Figura 4.37 e a Figura 4.38 mostra a diferença dupla de fase antes e após a correção da ambigüidade inteira. Entre os instantes 150 e 160 segundos pode ser observada a troca de antenas.

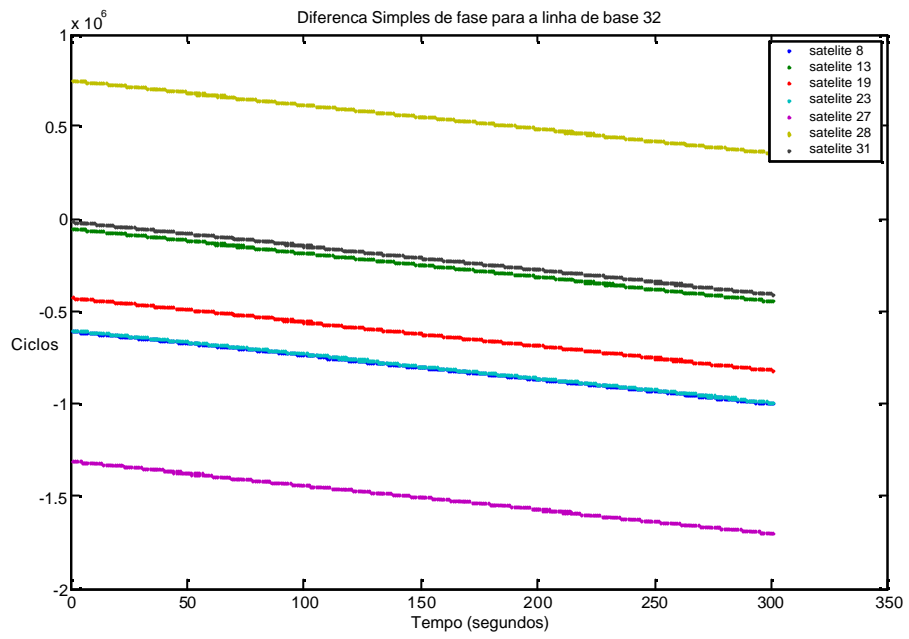
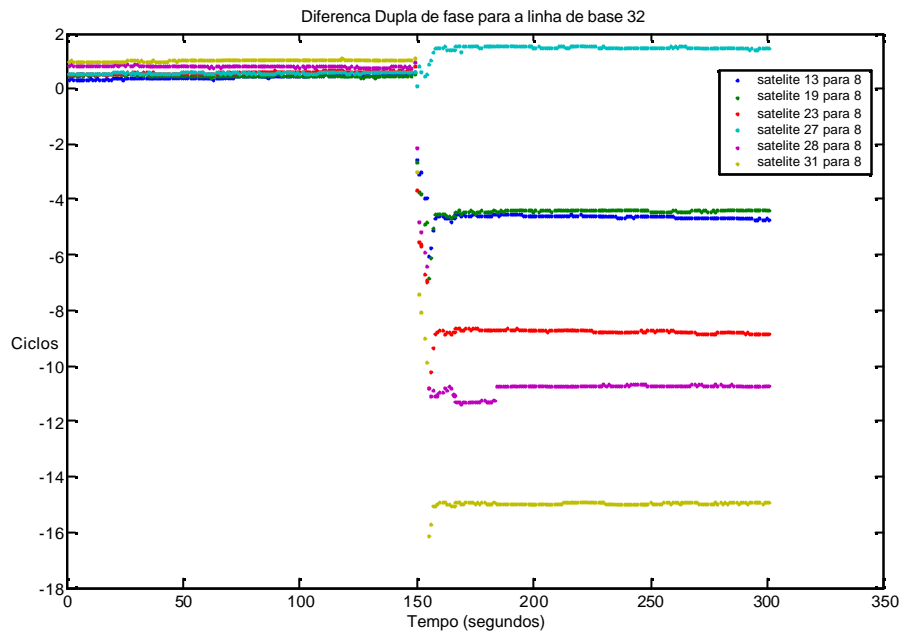
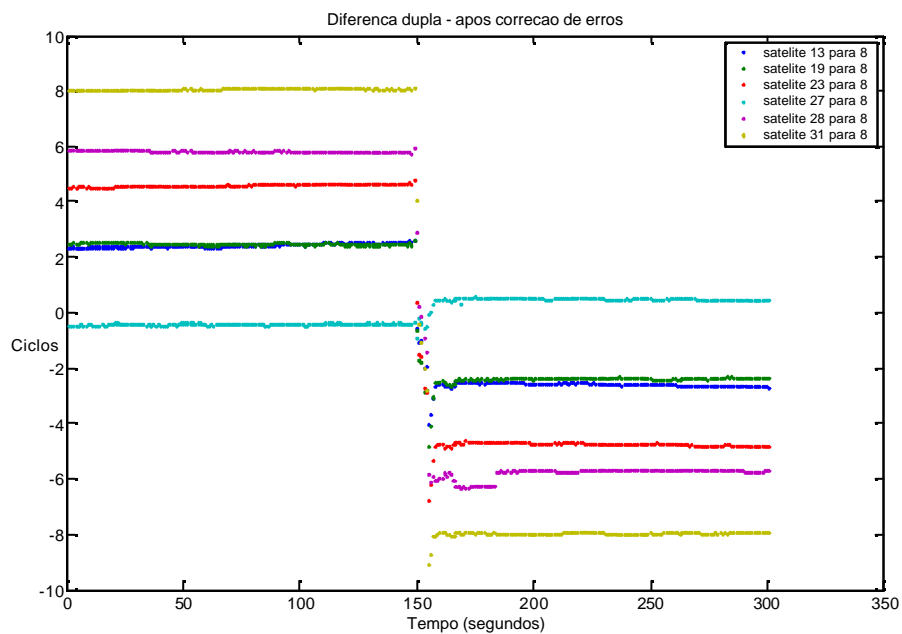


FIGURA 4.37 – Diferença simples de fase da linha de base 32.



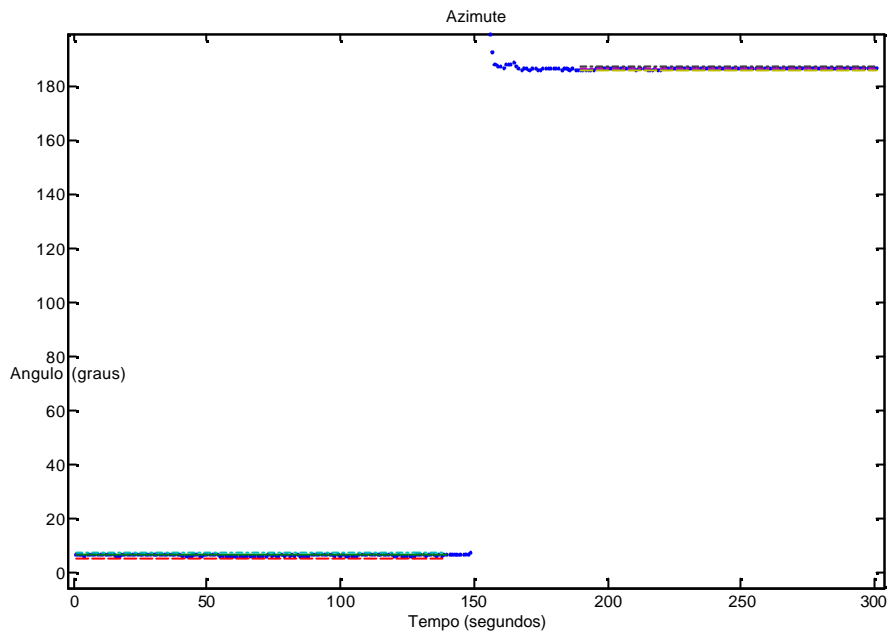
a) Linha de base 23



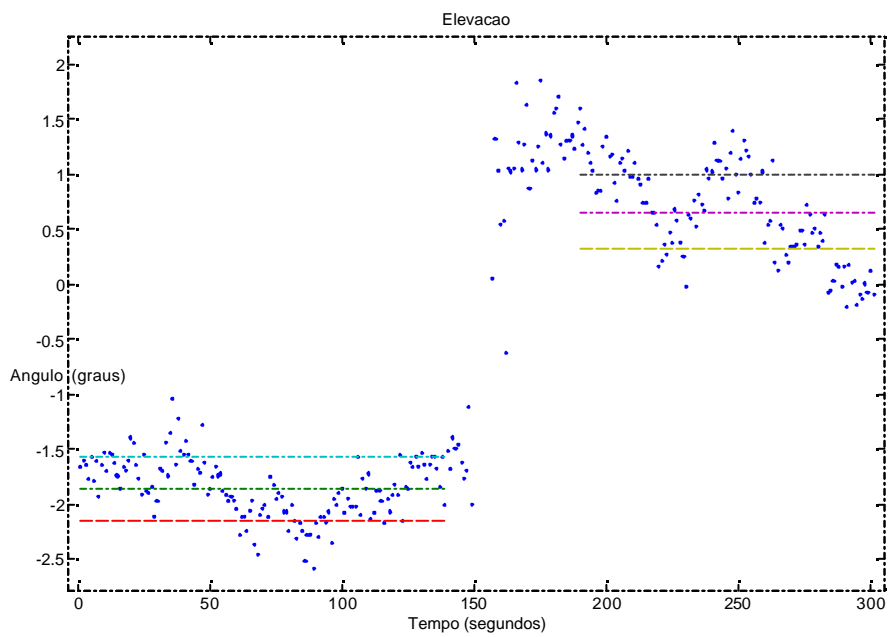
b) Linha de base 23 com correção de ambigüidade

FIGURA 4.38 – Diferença dupla de fase da linha de base 32 antes e após correção da ambigüidade inteira.

A Figura 4.39 mostra a atitude da linha de base 32, onde pode-se observar as mudanças no azimute e elevação quando da troca das antenas. Para o azimute a inversão das antenas leva a um incremento de 180 graus, saindo de $6,31 \pm 0,83$ graus e chegando a $186,54 \pm 0,92$ graus. Já para a elevação o valor sai de $-1,85 \pm 0,29$ graus e chegando a $0,65 \pm 0,34$ graus. Como pode ser observado, a inversão do sinal no valor da elevação não foi perfeita, possivelmente por algum problema de posicionamento das antenas durante o processo de inversão.



a) Azimute



b) Elevação

FIGURA 4.39 – Azimute e elevação da linha de base 32, e faixa de incerteza (1 sigma).

Os valores $6,31 \pm 0,83$ graus de azimute e $-1,85 \pm 0,29$ graus de elevação para a linha de base 32 são os valores que serão utilizados para comparação com os valores obtidos com o método de resolução da ambigüidade *On The Fly* proposto pelo item 2.1.3.

4.2.2.2 Troca das antenas da Linha de Base 34

Utilizando o mesmo método da troca de antenas utilizando no item anterior para a solução da ambigüidade inteira e assim resolver a atitude da linha de base 34. A diferença simples de fase pode ser observada na Figura 4.40 e a Figura 4.41 mostra a diferença dupla de fase. Entre os instantes 185 e 195 segundos é destacada a troca de antenas.

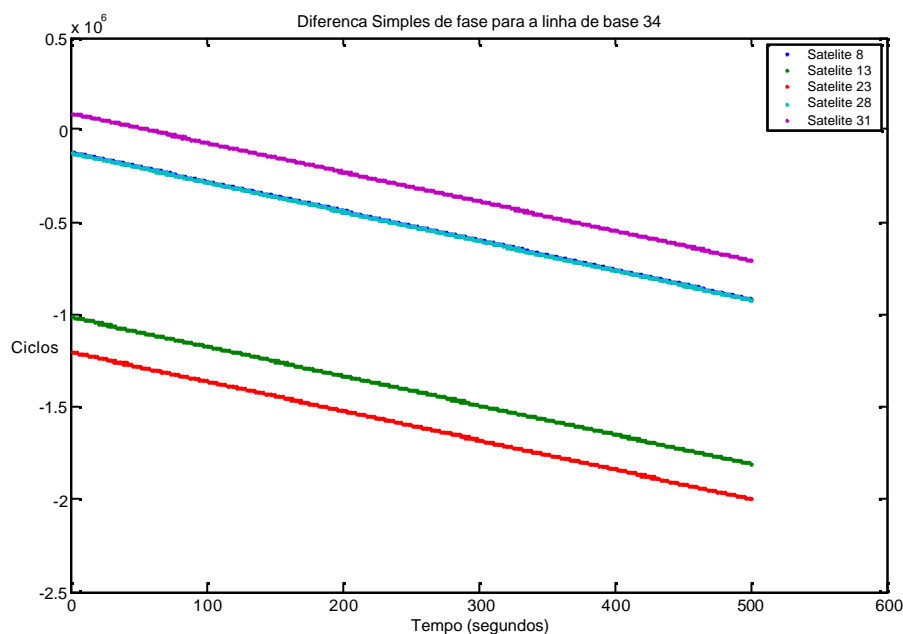
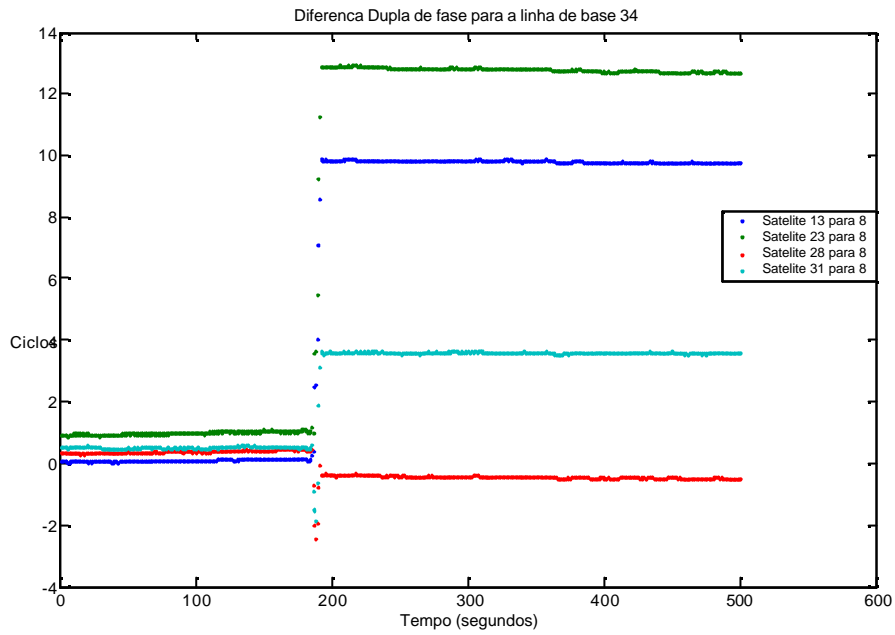
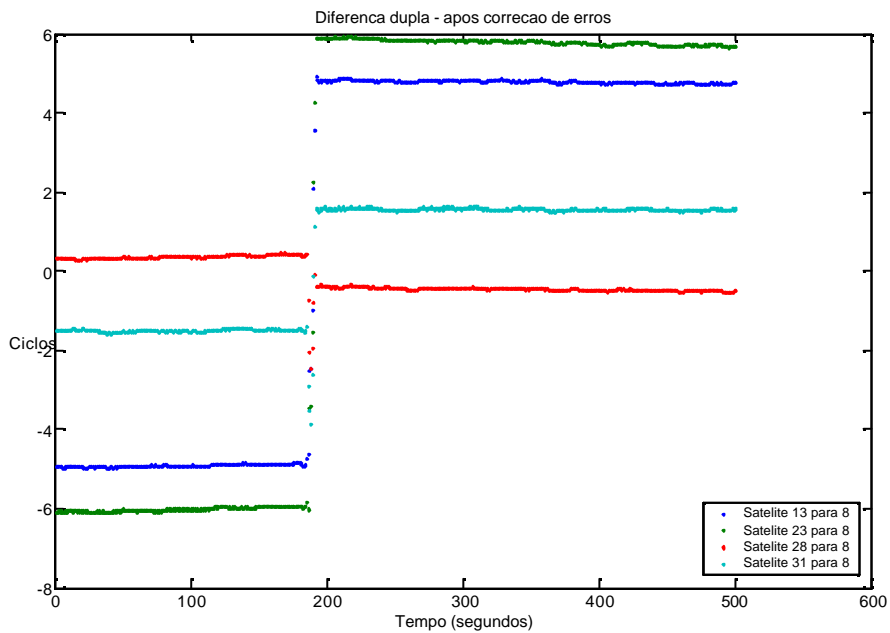


FIGURA 4.40 – Diferença simples de fase da linha de base 34.



c) Linha de base 34

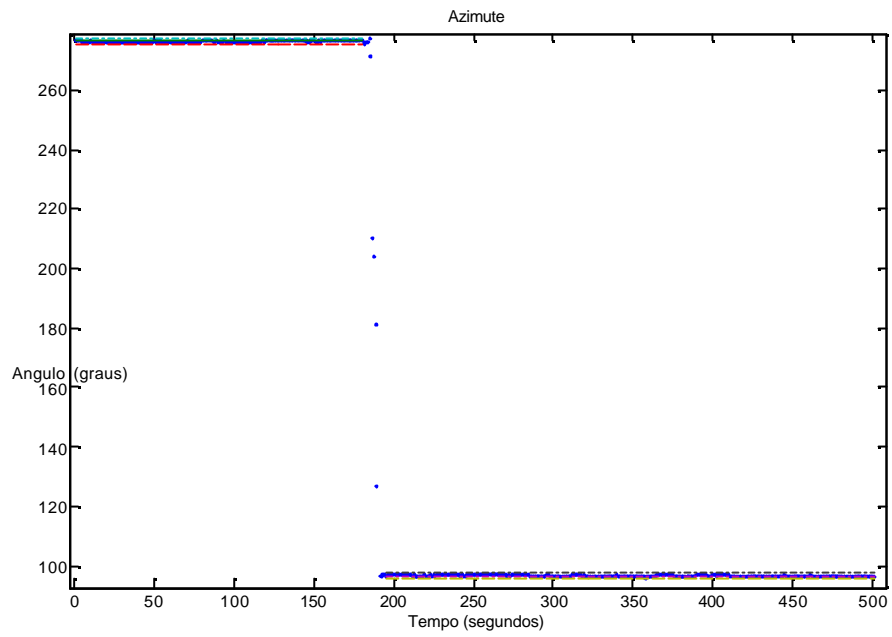


d) Linha de base 34 com correção de ambigüidade

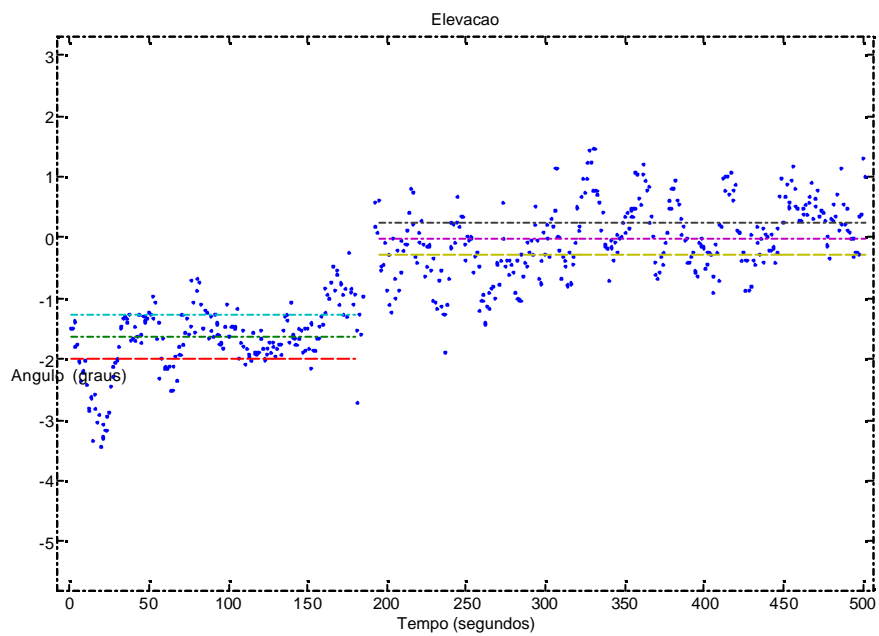
FIGURA 4.41 – Diferença dupla de fase da linha de base 34 antes e após correção da ambigüidade inteira.

A Figura 4.42 mostra a atitude da linha de base 34, onde pode-se observar as mudanças no azimute e elevação quando da troca das antenas. Para o azimute a inversão das antenas leva a um incremento de 180 graus, saindo de $276,39 \pm 1,24$ graus e chegando a $96,57 \pm 0,93$ graus. Já para a elevação o valor sai de $-1,63 \pm 0,36$ graus e chegando a $-0,01 \pm 0,26$ graus. Como pode ser observado na Figura 4.42, a inversão no sinal da elevação não foi perfeita, possivelmente por algum problema de posicionamento das antenas durante o processo de inversão.

Na Figura 4.42 é mostrada a atitude da linha de base: a) azimute e b) elevação.



a) Azimute



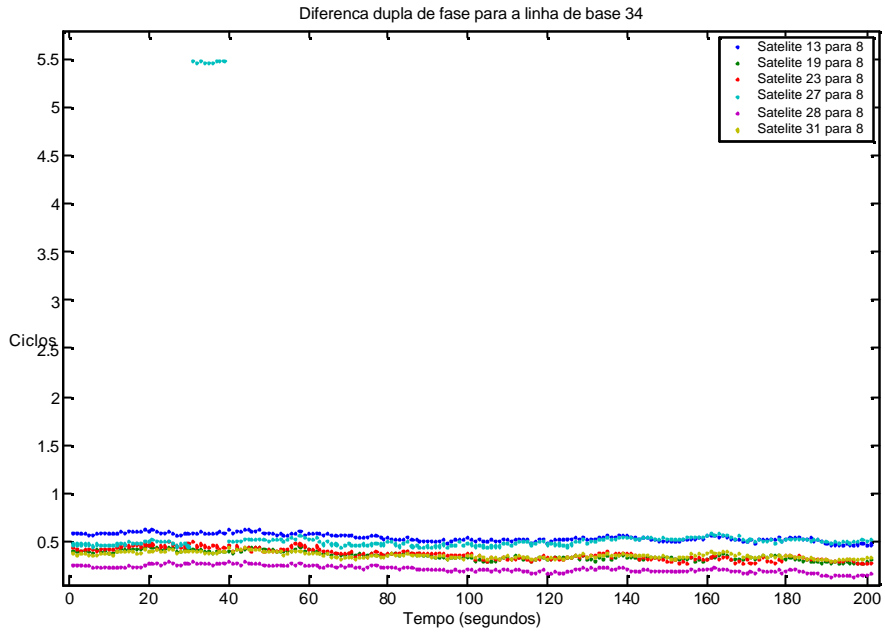
a) Elevação

FIGURA 4.42 – Azimute e elevação da linha de base 34, e faixa de incerteza (1 sigma).

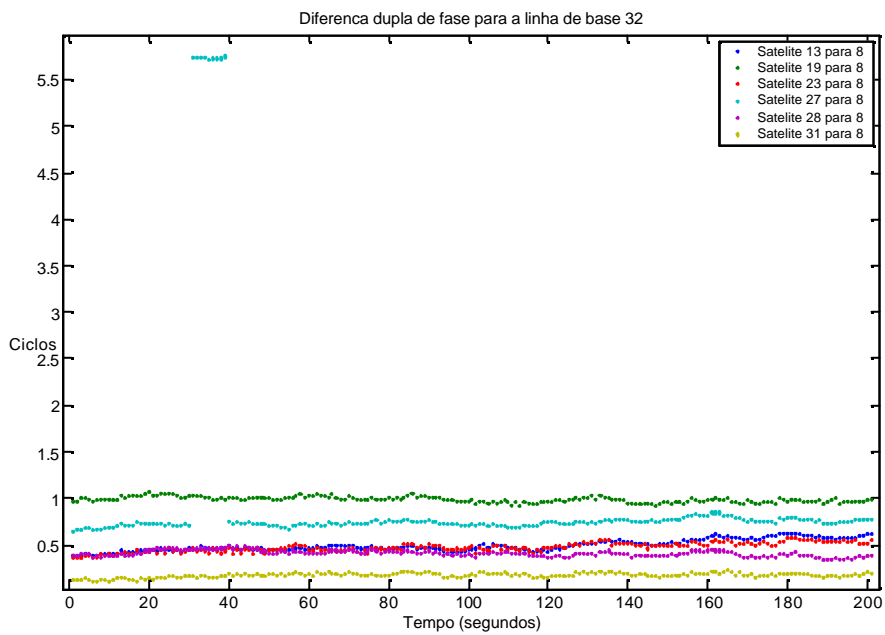
Os valores $96,57 \pm 0,93$ graus de azimute e $-0,01 \pm 0,26$ graus de elevação para a linha de base 34 são os valores que serão utilizados para comparação com os valores obtidos com o método de resolução *On The Fly* proposto pelo item 2.1.3. Os resultados obtidos neste item e os resultados do item 4.2.2.1 podem ser comparados aos valores esperados do item 4.2 (Figura 4.32). Esta comparação mostra que os resultados obtidos com a troca de antenas esta consistente, e mostra ainda a defasagem entre linhas de base, que é de 90 graus.

4.2.3 Resultados Utilizando dados Reais da Parte Relativa ao GPS

Após a coleta dos dados reais, assim como o realizado nos dados simulados, foram adicionados como forma de erro cinco ciclos à fase da portadora do satélite 27, entre os instantes 30 e 40 segundos. Os resultados podem ser visualizados na Figura 4.43.



a) Linha de Base 34.

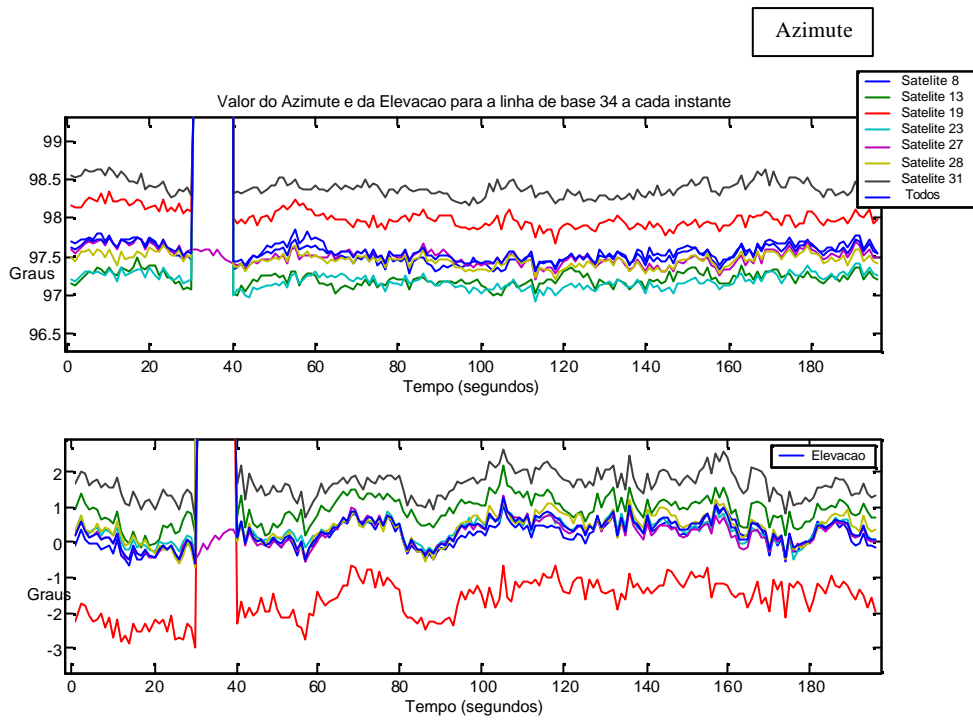


a) Linha de Base 32.

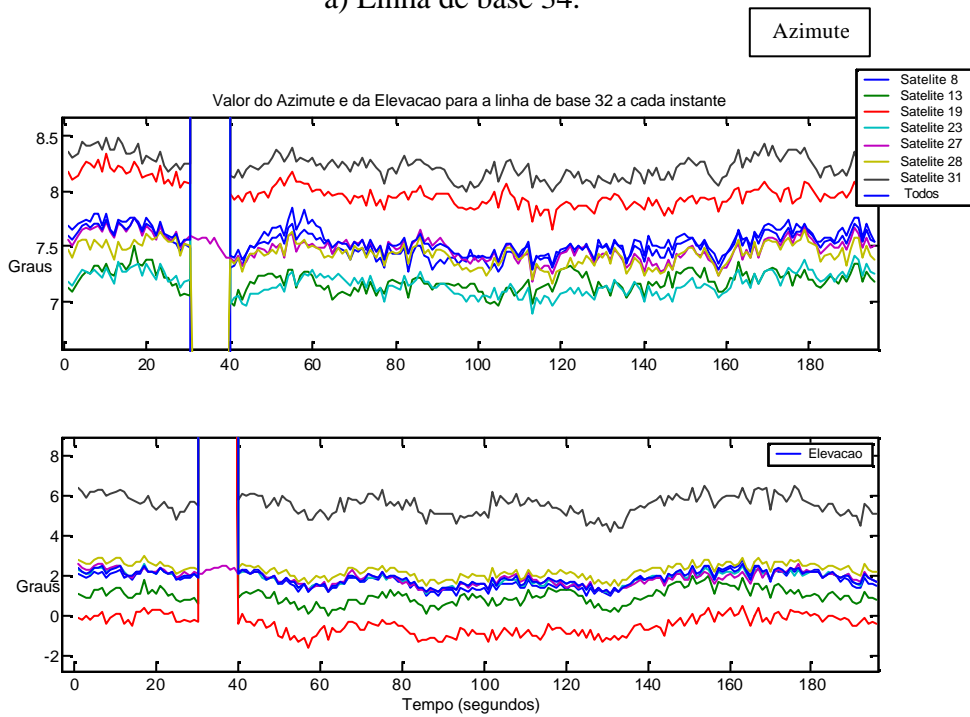
FIGURA 4.43 – Introdução de erro na fase da portadora do satélite 27.

Após a introdução do erro a ser detectado pelo algoritmo, o processamento dos dados foi realizado conforme a parte b) da Figura 3.4, gerando os resultados mostrados nas figuras a seguir. Como pode ser observado nas figuras a seguir, a ambigüidade inteira não foi resolvida autonomamente pelo algoritmo, possivelmente devido ao efeito do multicaminho, com este fato a resolução de atitude em três eixos considerou como dado *a priori* o resultado da atitude de cada linha de base resolvida pelo método do *swap* (itens 4.2.2.1 e 4.2.2.2). A solução de atitude da Figura 4.44 mostra que existe uma imprecisão grande entre os valores resolvidos pelas várias combinações de satélites. Existem algumas suposições para esta imprecisão e a principal delas é o efeito do multicaminho.

A Figura 4.44 mostra o azimute e a elevação estimados por todos os conjuntos de satélites, para as duas linhas de base. Pode-se observar a introdução do erro no satélite 27, onde o resultado de várias combinações de satélites apresenta erros, mas para a combinação que retira o satélite 27 os dados permanecem pertinentes. A definição de satélite com falha ou não é realizada pelo teste da função custo (J), que pode ser visualizado na Figura 4.45, onde constata-se que facilmente o algoritmo pode decidir entre um satélite falho ou não, bastando para isto a definição de um limiar onde os satélites serão considerados falhos.

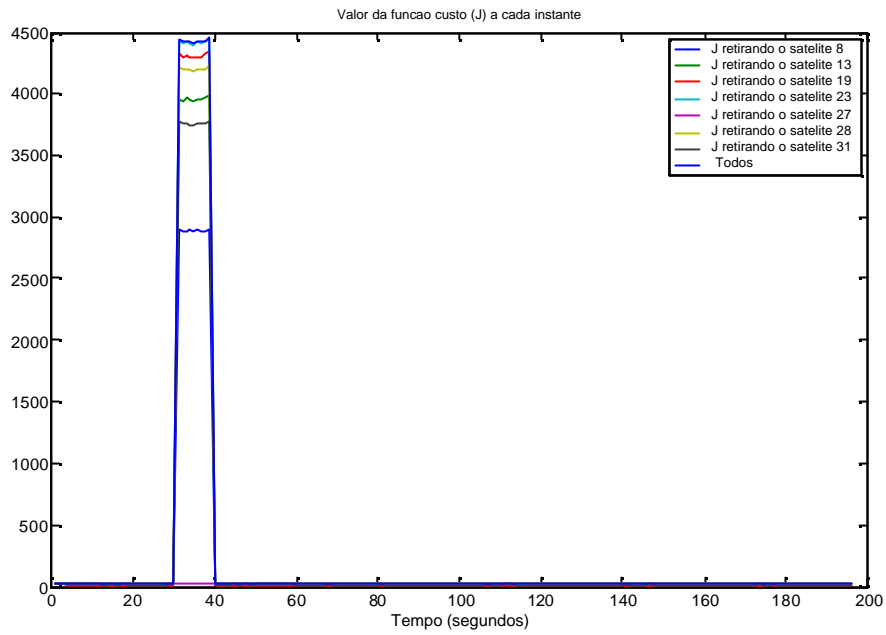


a) Linha de base 34.

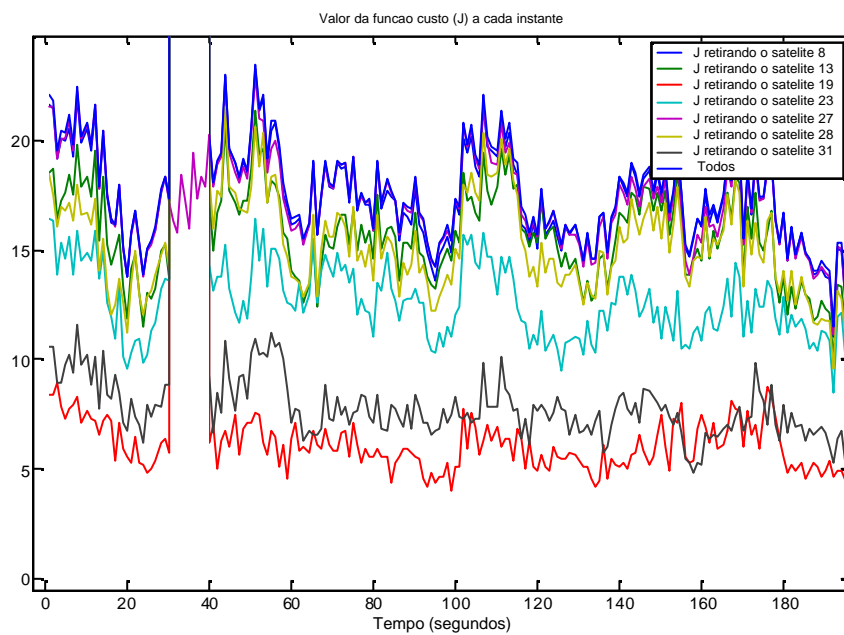


a) Linha de base 32.

FIGURA 4.44 – Azimute e elevação de todos os processamentos para as duas linhas de base.



a) Figura Completa.



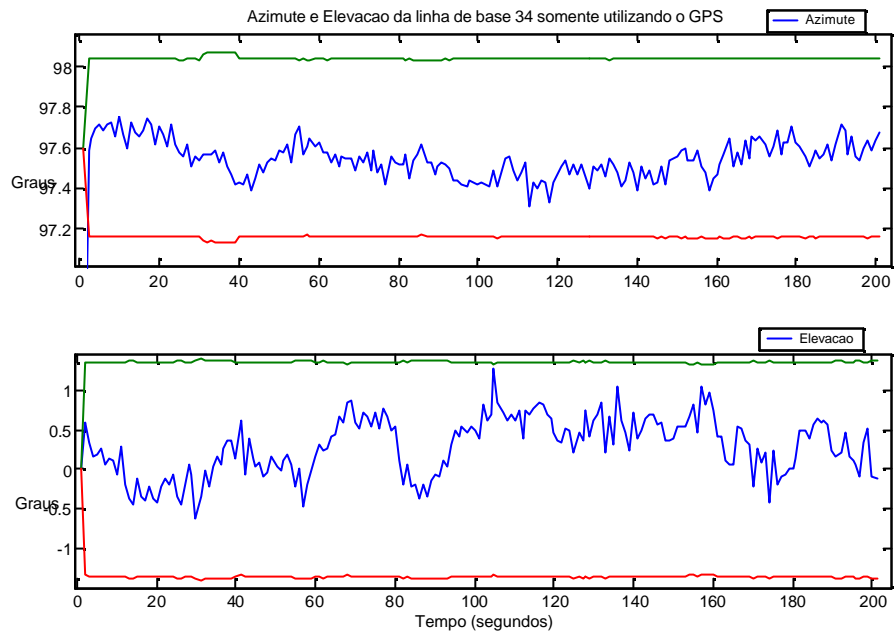
b) Zoom para melhor visualização.

FIGURA 4.45 – Função custo (J) para todos os satélites.

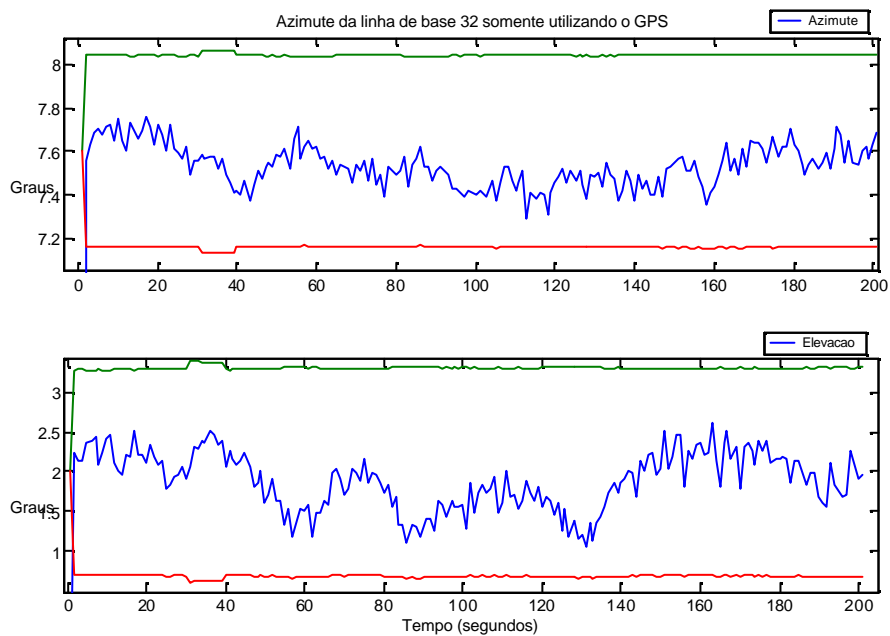
A Figura 4.46 mostra o resultado da atitude após a escolha entre os vários processamentos existentes, definindo assim o resultado que efetivamente será utilizado pela parte a) do algoritmo da Figura 3.4 para o cálculo da diferença entre os quatérnios do GPS e do giro.

Conforme pode ser observado na Figura 4.46, a precisão da estimação da atitude realizada pelo GPS está dentro das faixas apresentadas na literatura, com 0,5 graus no azimute e 1,5 graus de desvio-padrão para a elevação, estes resultados podem ser considerados satisfatórios para a qualidade dos dados reais coletados utilizando o receptor CMC e a antena AT-575-70.

Wang e Lachapelle (2004) descrevem que as antenas de baixo custo utilizadas, modelo AT-575-70, são consideradas de categoria automotiva e possuem uma capacidade limitada de mitigação dos efeitos das antenas (definido no item 1.2.2.1), o que resulta em um resíduo na diferença dupla em torno de 5 mm (rms), como pode ser observado na Figura 4.47. Comparativamente às outras antenas, o modelo utilizado é considerado como sendo de resultado médio a baixo na redução dos efeitos das antenas.



a) Linha de base 34



b) Linha de base 32

FIGURA 4.46 – Atitude em três eixos estimada somente utilizando GPS, e faixa de incerteza (1 sigma).

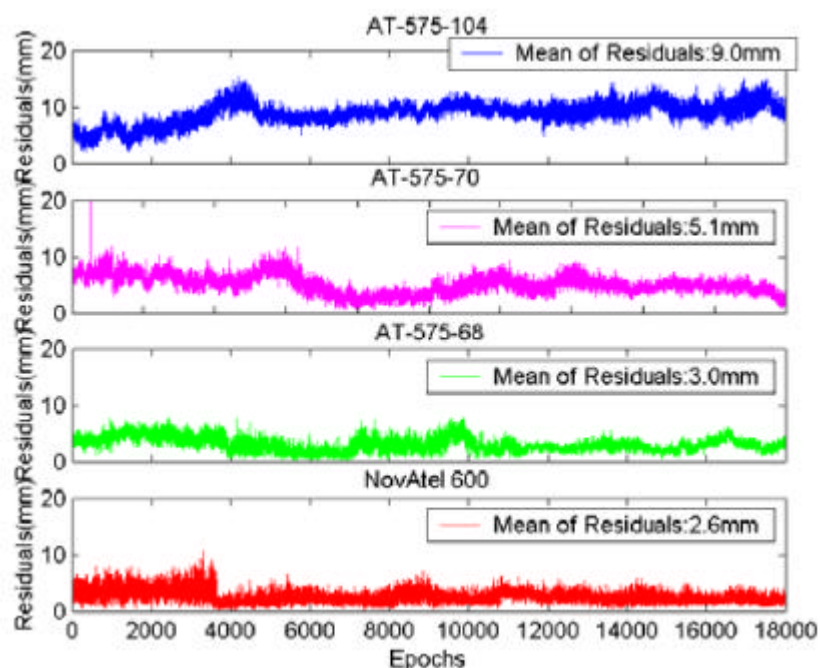


FIGURA 4.47 – Resíduo da diferença dupla da fase da portadora – modo estático (rms).

FONTE: Wang e Lachapelle (2004).

4.2.4 Resultados Utilizando dados Reais do Algoritmo Completo – Primeiro Caso.

Novamente, a forma escolhida para introduzir erro no giro para a identificação pelo algoritmo, foi a introdução de uma variação na deriva do giro de 0,03 rad/s entre os instantes 70 e 80 segundos. A consequência do erro introduzido pode ser observada na Figura 4.48, que apresenta os resíduos da estimação após a aplicação do filtro.

Após a realização da filtragem tem-se o estado estimado, onde observa-se as correções a serem realizadas no quatérnion dada pela Figura 4.49. A deriva do giro e o erro do GPS são mostradas na Figura 4.50. Pode-se observar na Figura 4.50 a convergência do algoritmo e a estimativa do erro introduzido no giro entre os instantes 70 e 80 segundos.

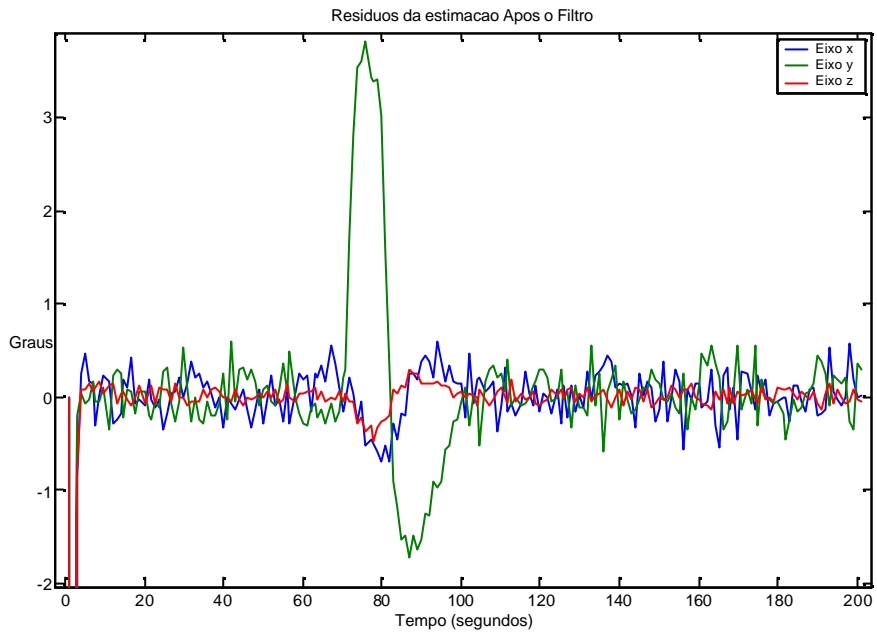


FIGURA 4.48 - Resíduos da estimação após o filtro.

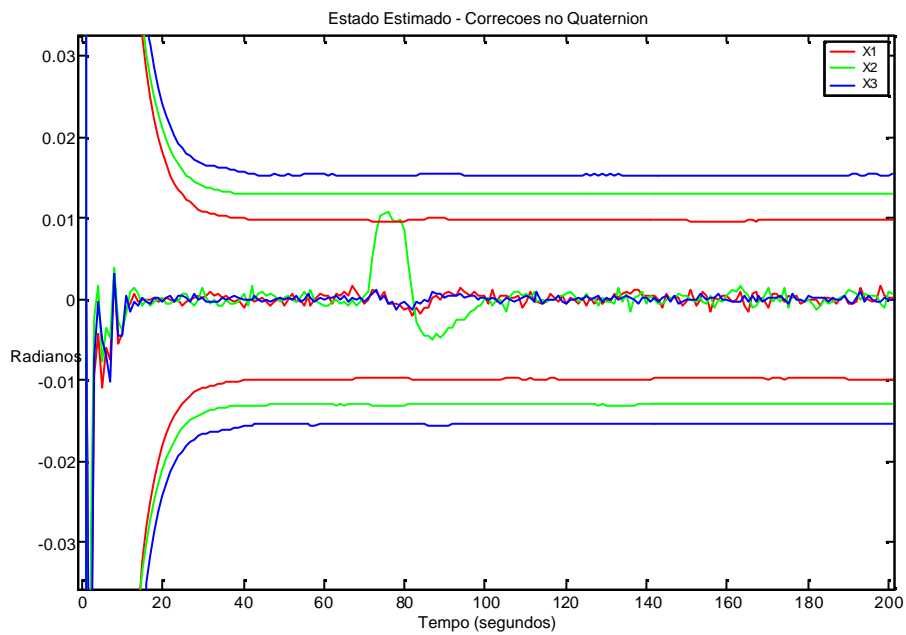


FIGURA 4.49 – Três primeiras componentes do estado estimado, e faixa de incerteza (1 sigma).

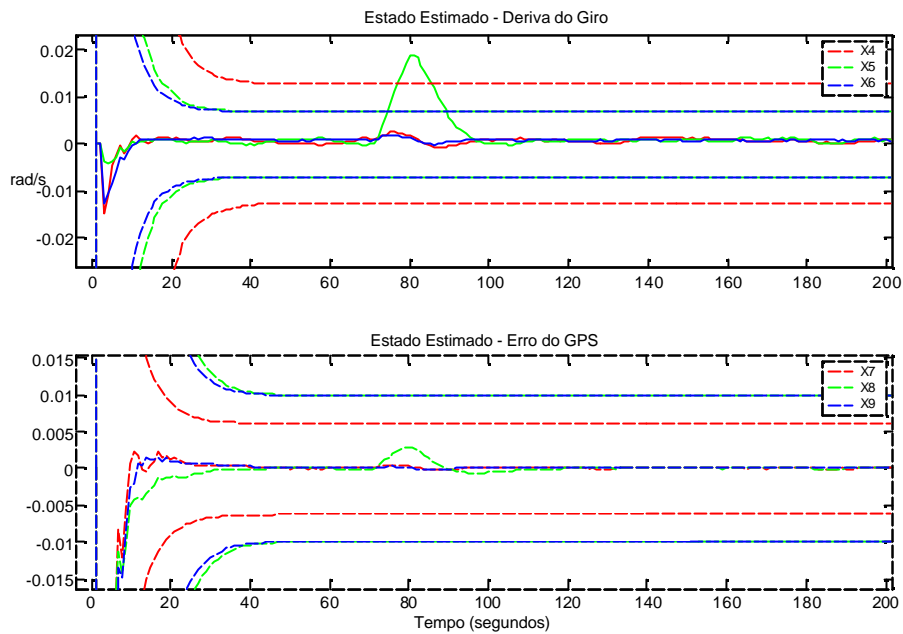


FIGURA 4.50 – Outras componentes do estado estimado, e faixa de incerteza (1 sigma).

Na Figura 4.51 é apresentada a rotação após a retirada da deriva do giro estimada.

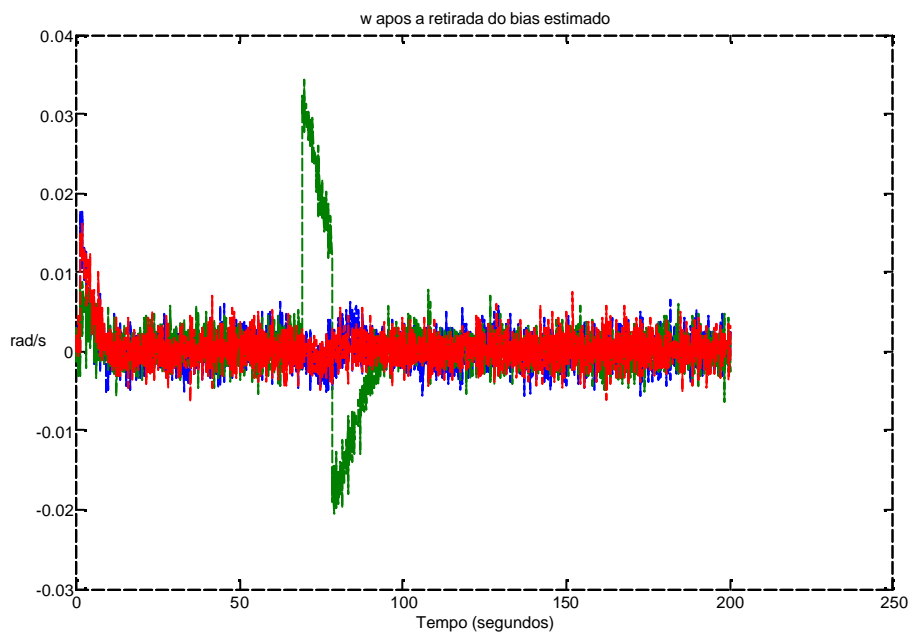
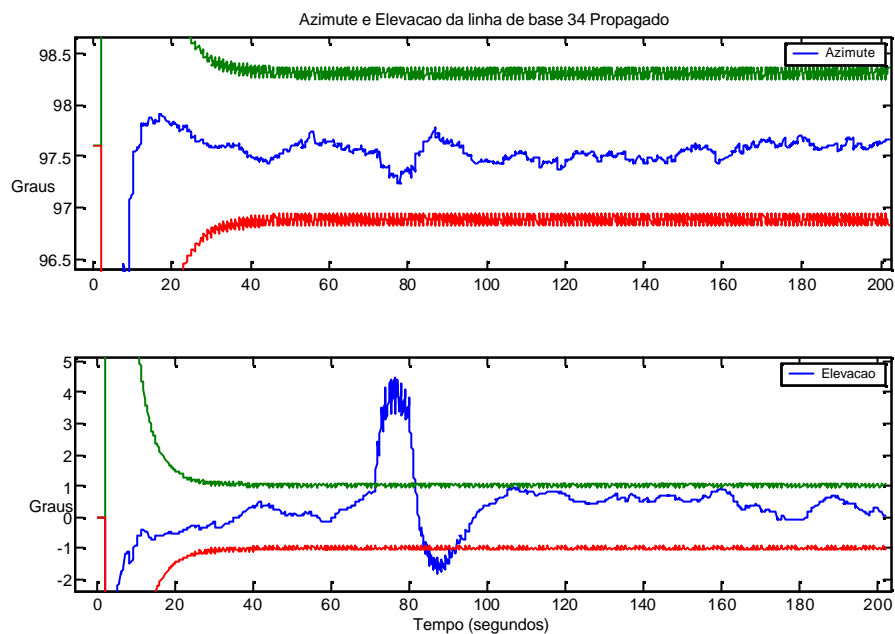
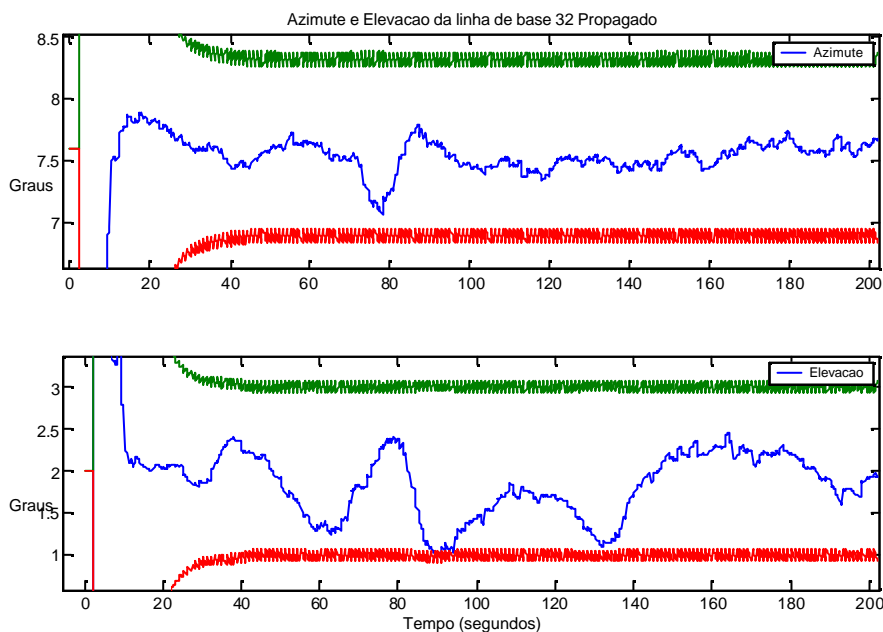


FIGURA 4.51 – Rotação do giro (após a retirada da estimativa da deriva).

Utilizando o estado estimado pode-se atualizar o quatérnion, resultando na Figura 4.52, que mostra o resultado da filtragem e a primeira propagação utilizando o giro.



a) Linha de Base 34.



b) Linha de Base 32.

FIGURA 4.52 – Atitude em três eixos após a filtragem e propagada, e faixa de incerteza (1 sigma).

A identificação de falha no giro é implementada realizando propagações com atrasos, conforme pode ser observado na parte a) da Figura 3.4, onde o quatérnio é propagado sem a atualização periódica do filtro. Com isto a possibilidade de se encontrar falhas na propagação realizada com base na saída do giro é aumentada, ou adiantada, pois a falha possivelmente seria encontrada pelo primeiro propagador, mas em instantes posteriores.

O resultado da primeira propagação pode ser observado na Figura 4.53, onde visualiza-se que a diferença entre o quatérnio do GPS e o quatérnio propagado se encontra certamente dentro de dois desvios-padrão. Quando realizadas as propagações com um atraso e dois atrasos, os resultados podem ser observados nas Figuras 4.54 e 4.55, respectivamente. Assim, o algoritmo que identifica falha pode alertar o usuário desta medida sobre possíveis falhas apresentadas neste equipamento, como foi demonstrado por simulação no item 4.1.2.

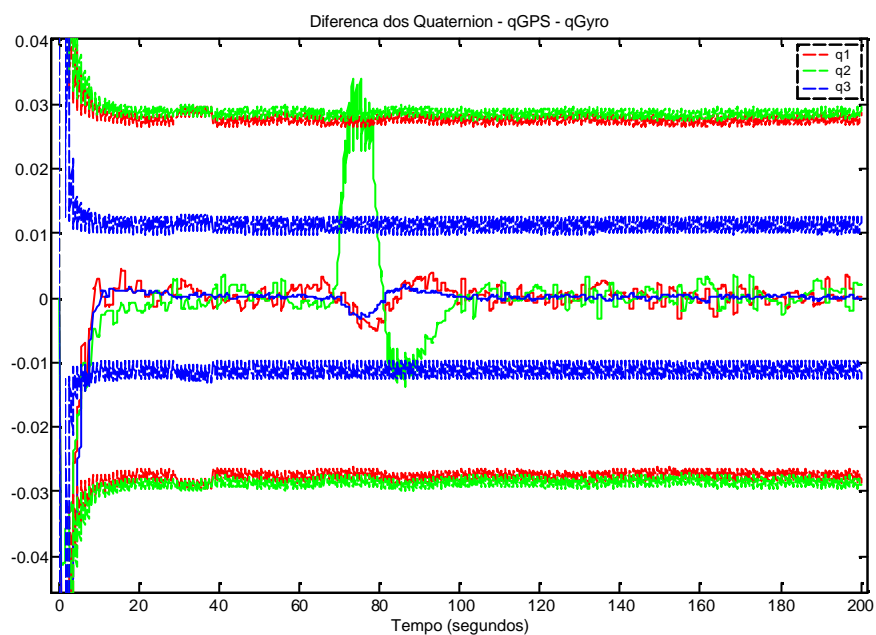


FIGURA 4.53 – Diferença de quatérnio (qGPS – qGiro) , e faixa de incerteza (2 sigmas).

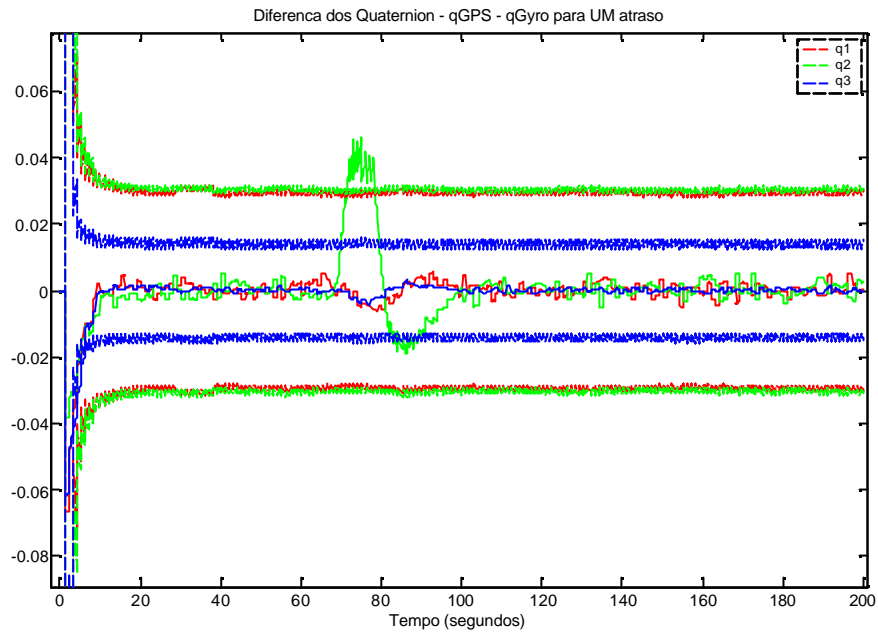


FIGURA 4.54 – Diferença de quatérnion (qGPS – qGiro) com Um atraso, e faixa de incerteza (2 sigmas).

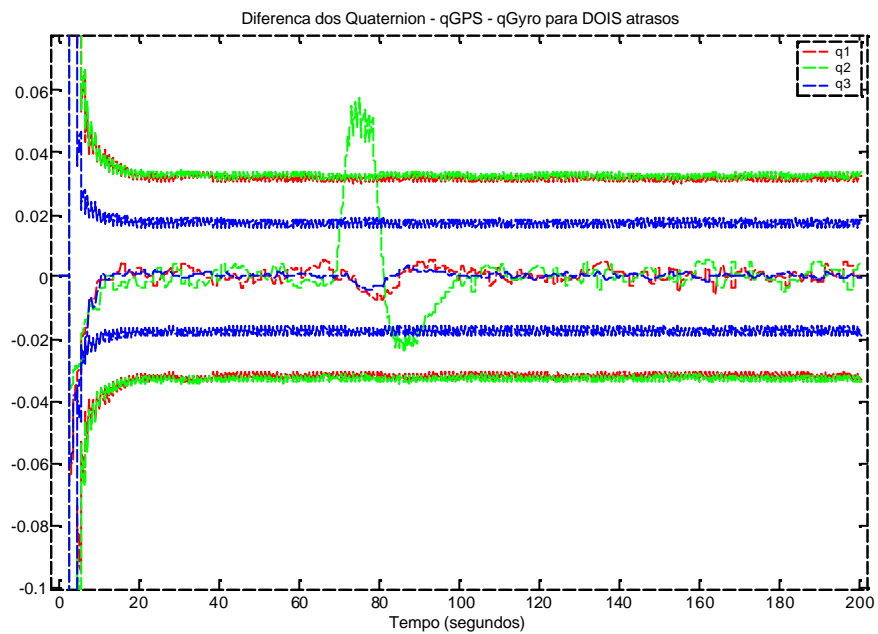


FIGURA 4.55 – Diferença de quatérnion (qGPS – qGiro) com Dois atrasos, e faixa de incerteza (2 sigmas).

4.2.5 Resultados Utilizando dados Reais do Algoritmo Completo – Segundo Caso

Neste caso será simulada uma falha no GPS de forma a estabelecer um período entre os instantes 70 e 100 segundos em que o filtro não recebe informações da diferença entre a atitude fornecida pelo GPS e a propagada pelo giroscópio. Este intervalo pode ser observado na Figura 4.56, que apresenta os resíduos da estimação após a aplicação do filtro.

A Figura 4.57 mostra o comportamento de cada componente do quatérnio, e na Figura 4.58 a) e b) pode-se observar o erro na atitude quando da introdução da falha no GPS, pois entre os instantes 70 e 100 segundos, a atitude se desloca da trajetória nominal, gerando um salto quando há o restabelecimento dos dados GPS.

Na Figura 4.59 pode-se observar a diferença entre o quatérnio propagado sem correções do filtro e a atitude estimada pelo GPS, mas não introduzida no filtro. A propagação sem correções do filtro gera um erro grande entre a atitude propagada e a atitude fornecida pelo GPS.

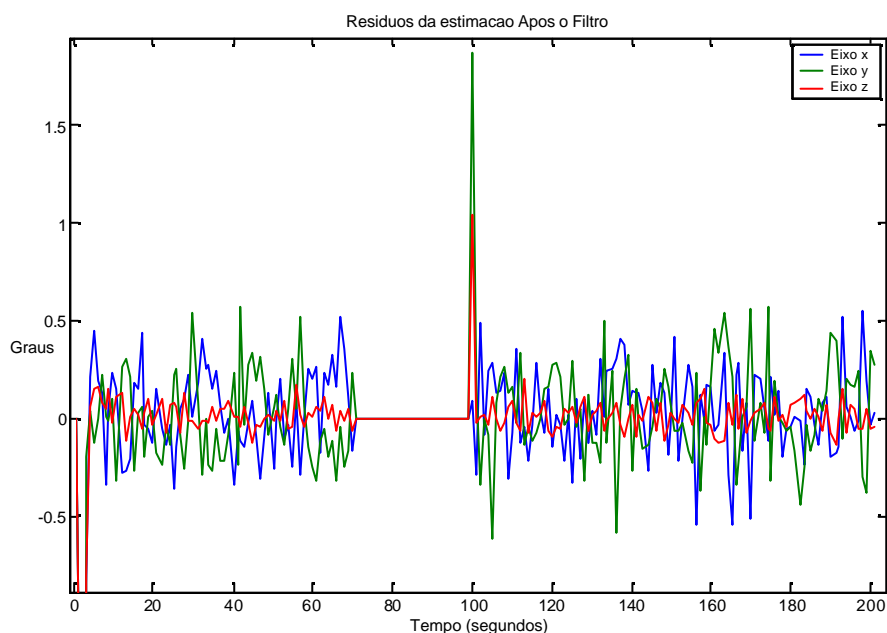


FIGURA 4.56 – Resíduos da estimação após o filtro.

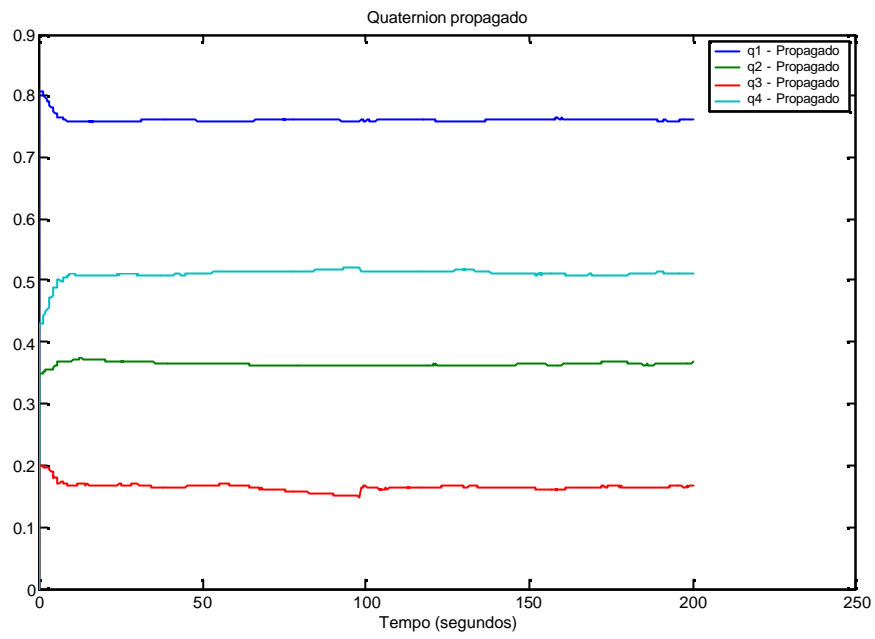


FIGURA 4.57 – Quatérnion propagado.

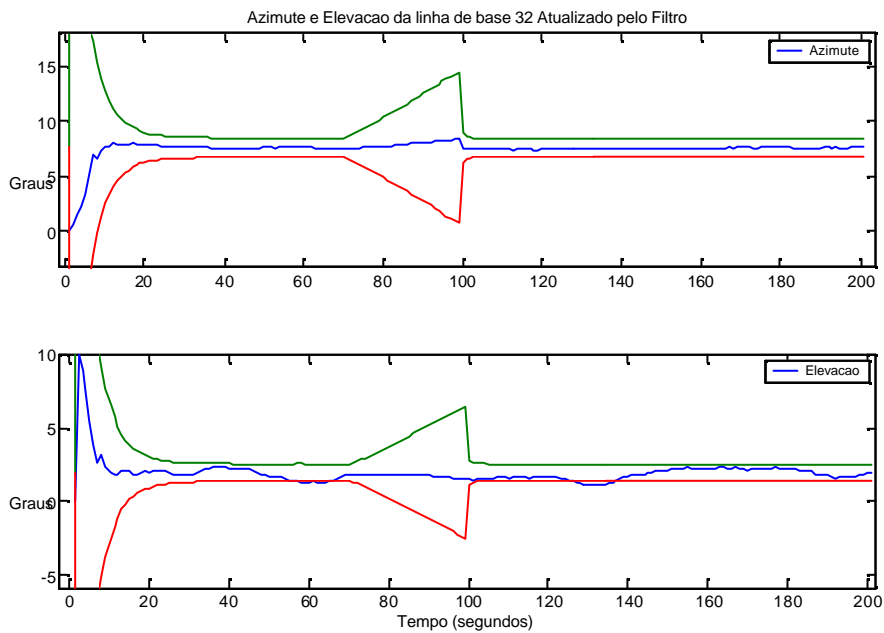
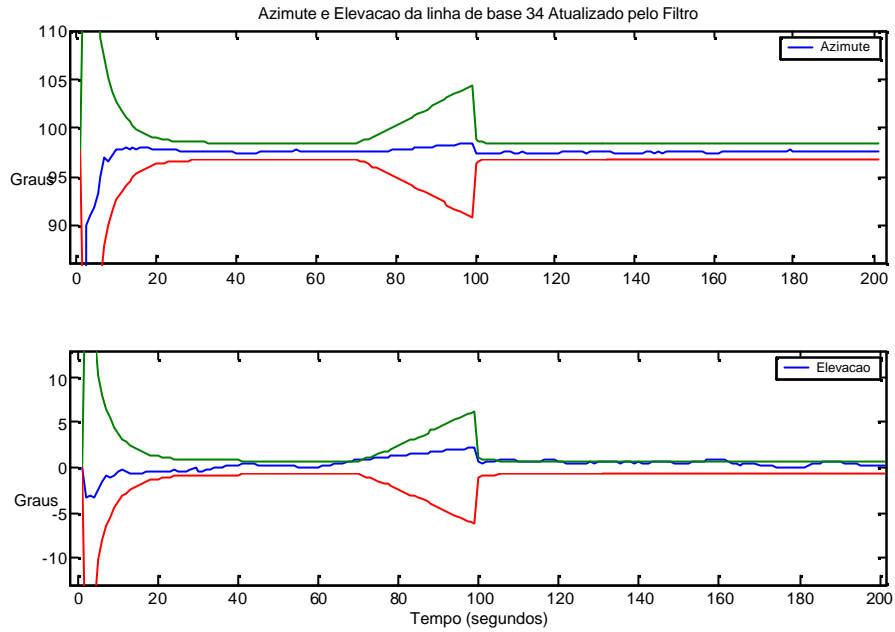


FIGURA 4.58 – Atitude em três eixos após a filtragem e propagada, e faixa de incerteza (1 sigma).

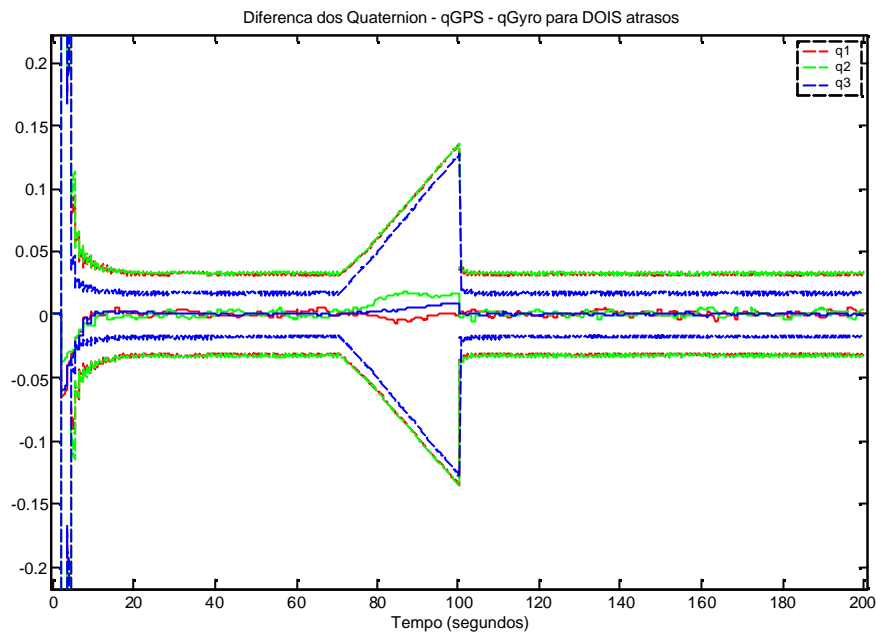


FIGURA 4.59 – Diferença dos quatérnion – qGPS – qGiro para dois atrasos, e faixa de incerteza (2 sigmas).

4.3 Comentários Sobre as Simulações e a Coleta de Dados Reais

4.3.1 Assuntos não Tratados Pelo Trabalho

Como pôde ser observado durante o trabalho, foram focados os aspectos considerados essenciais à automação do processo de determinação de atitude por GPS: a continuidade da solução pela fusão com observações de giros e a integridade da solução pela diagnose de falhas. A questão da resolução da ambigüidade na inicialização do procedimento, embora não tenha sido apresentada em detalhes, foi também implementada. Em uma aplicação real, porém, é necessário salientar outros tópicos que não foram aqui tratados: o procedimento de aquisição de dados de receptores GPS - que é específico a cada tipo de receptor - a questão da mitigação do multicaminho e a calibração do centro de fase das antenas, assuntos estes já tratados no contexto nacional e relevantes para a precisão da solução de atitude.

4.3.2 Simulações

Como forma de limitar a quantidade de dados a serem tratados durante a simulação realizada, o algoritmo proposto foi implementado utilizando-se somente dois atrasos, o que mostrou já ser suficiente para se detectar as falha consideradas. Para uma implementação prática deve ser analisada a necessidade de se utilizar um número maior de atrasos, possivelmente tornando o algoritmo mais sensível para uma utilização real.

4.3.3 Dados Reais

Como o Instituto não dispõe de receptores com múltiplas antenas, que seriam os mais adequados para o experimento, a idéia inicial para a coleta dos dados reais foi a utilização de receptores disponíveis no Instituto: dois receptores Ashtech Z12 e um receptor “plug-in” em placas com interface ISA, para PC. Após algumas tentativas o receptor em placas se mostrou inviável devido ao fato de ser um receptor antigo e de não se conseguir compatibilizar os dados de relógio com os do receptor Ashtech. Como uma segunda tentativa o receptor da CMC foi utilizado em conjunto com um receptor da Ashtech, o que também se mostrou inviável devido à incompatibilidade entre os dados dos arquivos padrão RINEX resultantes.

Devido as limitações acima descritas, a alternativa escolhida foi a utilização do mesmo tipo de receptor e mesmo tipo de antena para as três posições (receptor CMC e antena modelo AT 575-70).

Para a utilização dos receptores CMC os dados de saída do receptor em formato binário foram transformados para o padrão RINEX (Gurtner, 2001), para que fossem utilizadas as rotinas já existentes no Instituto. Esta transformação foi realizada utilizando o *software* TEQC (Estey e Meertens, 1999).

Mesmo com a utilização de receptores idênticos, os dados reais foram coletados após algumas tentativas, pois a cada tentativa eram observadas algumas situações que inutilizavam os dados, seja por motivo técnico, seja por motivo de operação indevida. Como aprendizado, pode-se dizer que toda coleta de dados deve ser programada com

antecedência nos mínimos detalhes e ainda assim estará sujeita as intempéries do ambiente.

Para os dados reais a utilização de dados iguais de inicialização para as variâncias dos satélites GPS pode ser questionada, pois devido ao objetivo da utilização do algoritmo a bordo de satélites, ele deve ser suficientemente autônomo para sua inicialização. No caso da utilização de valores iguais eles devem ser empíricos. Também pode ser considerada a possibilidade de um tratamento estatístico inicial em um conjunto de dados, resultando nas variâncias dos satélites, porém este procedimento pode ser demorado. Existem também outras possibilidades de se relacionar as variâncias dos satélites com outros dados, caso estes dados estejam disponíveis, como a relação sinal/ruído ou até mesmo utilizar os dados de elevação dos satélites.

CAPÍTULO 5

CONCLUSÕES E TRABALHOS FUTUROS

5.1 Conclusões

O presente trabalho desenvolveu um procedimento de determinação de atitude de satélites em três eixos por GPS associado com giroscópio, abrangendo os aspectos necessários à sua operação.

Neste sentido, as principais contribuições do trabalho são:

- A incorporação do conceito de integridade a todo o procedimento;
- A integração de suas diferentes etapas e/ou modos de operação, os quais são usualmente tratados isoladamente na literatura, principalmente no Brasil;
- A aplicação do conceito de compensação do modelo dinâmico a parte do algoritmo.

Para atingir o objetivo proposto um algoritmo de diagnose de falhas foi equacionado e submetido a testes simulados e também utilizando dados reais. O algoritmo explora os benefícios mútuos dos dois tipos de sensores - GPS associado com giroscópio – considerando suas diferentes características e é atrativo para aplicações em satélites de baixo custo.

O algoritmo proposto é mostrado na Figura 3.4 e é baseado na combinação de dois sensores de atitude: um giroscópio em três eixos de baixo custo (MEMS), auxiliado por receptores GPS com múltiplas antenas. Para demonstração da funcionalidade do algoritmo proposto o mesmo foi implementado em código MATLAB. Como geradores dos dados dos sensores no caso simulado foram utilizados *softwares* comerciais (SATNAV, *Spacecraft Control Toolbox*), para uma melhor representatividade dos

resultados. Posteriormente o algoritmo também foi testado utilizando dados reais para a parte relativa ao GPS.

A abordagem adotada, baseada na técnica da compensação do modelo dinâmico, visa permitir a identificação de falhas de modo autônomo para a determinação da atitude de satélites artificiais por GPS. Neste trabalho o modelo de compensação dinâmica foi utilizado com o objetivo de permitir a correção dos efeitos da deriva dos giroscópios.

Para os casos de testes do algoritmo onde são simulados os sensores GPS e o giroscópio, os resultados foram os seguintes:

- As precisões resultantes para a parte do algoritmo relacionada com o GPS são compatíveis com as encontradas na literatura;
- A falha introduzida no GPS para o caso de falha em um dado satélite pode ser facilmente isolada com a definição de um limiar para a função custo;
- A falha introduzida no GPS para o caso de falha completa, ou seja, falta de sinal do sistema GPS, foi detectada e isolada, mostrando que a atitude pode ser propagada utilizando somente os dados do giroscópio;
- A falha introduzida no giroscópio também foi detectada e pode ser isolada pelo usuário dos dados. A Figura 4.12 mostra um exemplo em que a diferença de quatérnion está fora do desvio padrão correspondente;
- Para os dois casos simulados em órbita (30 e 98 graus), as conclusões foram similares, mostrando que mesmo com a entrada e saída de visibilidade de satélites da constelação GPS o algoritmo continua em funcionamento normal. As Figuras 4.20 e 4.26 mostram que os dados de atitude utilizando GPS associado ao giroscópio são mais precisos que a atitude somente utilizando o GPS.

Na análise de sensibilidade do algoritmo, desenvolvida no item 4.1.5, pode-se observar que a sensibilidade do mesmo é satisfatória tanto para as falhas do GPS como para as falhas do giroscópio, onde uma falha no sinal GPS da ordem de 0,5 ciclos é detectada facilmente bem como falha no giroscópio da ordem de 0,03 rad/s também é detectada.

Cabe ressaltar que para o caso do giroscópio a detecção pode se dar para o algoritmo implementado em um atraso ou dois, como pode ser visualizado na Tabela 4.2 a qual traz um resumo da sensibilidade do algoritmo às falhas consideradas.

O algoritmo proposto permite a utilização de vários atrasos, mas por motivos de simplicidade a implementação se limitou a dois atrasos.

Para os casos de testes do algoritmo onde são utilizados dados reais para o GPS e simulados os dados do giroscópio, os resultados foram os seguintes:

- As trocas de antenas (*swap* para as duas linhas de base) mostraram que os valores resultantes estão de acordo com as condições inicialmente estabelecidas;
- O algoritmo não resolveu autonomamente a ambigüidade, sendo necessário o uso dos valores de atitude previamente estabelecidos a partir das trocas de antenas;
- A falha introduzida no GPS para o caso de falha em satélite pode ser facilmente isolada com a definição de um limiar para a função custo;
- A falha introduzida no GPS para o caso de falha completa, ou seja, falta de sinal do sistema GPS, foi detectada e isolada, mostrando que a atitude pode ser propagada utilizando somente os dados do giroscópio;
- A falha introduzida no giroscópio também foi detectada e pode ser isolada pelo usuário dos dados. A Figura 4.55 mostra um exemplo em que a diferença de quatérnion está fora do desvio padrão correspondente.

De acordo com os resultados alcançados no desenvolvimento do trabalho, o algoritmo equacionado e testado se mostrou eficiente na determinação de atitude de satélites em três eixos por GPS associado com giroscópio. Assim, é possível afirmar que o esquema se mostra bastante atrativo para ser aplicado em satélites de baixo custo, podendo ser implementado para missões que possuem requisitos moderados de atitude. Para esta implementação um completo conjunto de testes deve ser realizado, pois a aplicação de um algoritmo novo em satélites requer sua completa qualificação em solo.

5.2 Trabalhos Futuros

Os seguintes tópicos poderiam ser abordados em trabalhos futuros relacionados ao assunto:

- Implementação do algoritmo em tempo real: esta implementação requer uma implementação em ambiente dedicado, pois a utilização de algoritmos novos em satélites requer muita cautela;
- Realização de experimento mais realístico: para tornar o experimento aqui realizado mais realístico, será necessária uma implementação utilizando sensores GPS e giroscópios com qualidade compatível com o resultado desejável e sua implementação em um ambiente controlado que melhor simule as características espaciais como simuladores de sinais GPS;
- Implementação de algoritmos para a redução do multicaminho: como comentado no item 4.2.3, para a utilização do algoritmo proposto a bordo de satélites é necessária a implementação de algoritmo de redução do multicaminho como forma de melhoria do desempenho.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

Abdel-Hamid, W. **Accuracy enhancement of integrated MEMS-IMU/GPS systems for land vehicular navigation applications**. 2005. 211p. Ph.D thesis, University of Calgary, Alberta. Jan. 2005. (UCGE Report No. 20207).

Adams, J.C. **Robust GPS attitude determination for spacecraft**. 1999. 205p. Ph.D. thesis, Stanford University, Stanford, Dec. 1999.

Axelrad, P.; Behre, C.P. Satellite attitude determination based on GPS signal-to-noise ratio. **Proceedings of the IEEE**, v. 87 n. 1, p.133-144, Jan 1999.

Axelrad, P.; Ward, L. M. Spacecraft attitude estimation using the Global Positioning System: Methodology and results for RADCAL. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics**, v 19, n. 6, p. 1201-1209, Nov-Dec, 1996.

Barboza, R.C. **Caracterização estatística de observáveis do Sistema de Posicionamento Global – GPS**. Relatório Final de Projeto de Iniciação Científica - PIBIC/CNPq/INPE. Publicação INPE – São José dos Campos, maio 2004.

Bauer, F. H.; Lightsey, E. G.; McCullough, J.; O'Donnell, J; Schnurr, R. GADACS: A GPS attitude determination and control experiment on a Spartan spacecraft. **Control engineering practice**, v. 3, n. 8, p. 1125-1130, August 1995.

Brown, R.G. Receiver autonomous integrity monitoring. In: Parkinson, W. B.; Spilker, J. J. (ed.). **Progress in astronautics and aeronautics**. Washington DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, v. 164, 1996.

Brown, A.K.; Lu, Y. Performance test results of an integrated GPS/MEMS inertial navigation package. In: International technical meeting of the Institute of Navigation – ION GNSS, 17., 2004, Long Beach, CA, USA. **Proceedings ...**, Long Beach, CA: ION, 2004. 1 CD-ROM.

- Chiang, Y.T.; Wang, L.S.; Chang, F.R.; Peng, H.M. Constrained filtering method for attitude determination using GPS and gyro. **IEE Proceedings: Radar, Sonar and Navigation**, v. 149, n. 5, p. 258-264, Oct. 2002.
- Cohen, C. E.; Parkinson, B. W. Integer ambiguity resolution of the GPS carrier phase for spacecraft attitude determination. **Advances in the Astronautical Sciences - AAS 92-015**, v. 78, p. 107-118, 1992.
- Crassidis, J.L.; Markley, F.L. New algorithm for attitude determination using global positioning system signals. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics**, v. 20, n. 5, p. 891-896, Sep-Oct 1997.
- Crassidis, J.L.; Markley, F.L.; Lightsey, E.G. Optimal integer resolution for attitude determination using Global Positioning System signals. **Advances in the Astronautical Sciences - AAS 98-331**, v. 100, p. 377-391, 1998.
- Cross, P.; Ziebart, M. LEO GPS Attitude determination algorithm designed for real-time on-board execution. In: International technical meeting of the Institute of Navigation – ION GPS, 15., 2002, Portland, Oregon, USA. **Proceedings ...**, Portland, Oregon, USA: ION, 2002, p. 1051 – 1063. 1 CD-ROM.
- Estey, L.H.; Meertens, C.M. TEQC: The Multi-Purpose Toolkit for GPS/GLONASS Data. **GPS Solutions**. John Wiley & Sons, v. 3, n. 1, p. 42-49, 1999.
- Fabri, S.M. **Determinação de atitude de satélites artificiais estabilizados por rotação com o uso do GPS**. 1997. 162p. Curitiba, Tese Doutorado, Univ. Federal do Paraná - Ciências Geodésicas, 1997.
- Farret, J.C. **O efeito do multicaminho estático nas medidas da fase das portadoras GPS**. 2000. 1v. 152p. Tese Doutorado. Univ. Federal do Paraná - Ciências Geodésicas, 2000.
- Freesland, D.; Reiss, K.; Young, D.; Cooper, J. GPS based attitude determination: the REX II flight experience. In: Annual AIAA/ Utah State University Conference on Small

Satellites, 10th, 1996, Logan, Utah. September. **Proceedings...**, Logan Utah: AIAA, 1996. p. 1-9.

Gautier, J. **GPS/INS generalized evaluation tool (GIGET) for the design and testing of integrated navigation systems**. 2003. 143p. Ph.D. Dissertation, Stanford University, Stanford. June 2003.

Garnés, S.J.A. **Resolução das ambigüidades GPS para linhas de base curta: análise dos algoritmos de otimização**. 2001. 1v. 203p. Tese Doutorado. Univ. Federal do Paraná - Ciências Geodésicas, 2001.

Gurtner, W. **RINEX: the receiver independent exchange format version 2.10**. Berne: University of Berne, Astronomical Institute, 2001. 22p. Disponível em: <<http://www.ngs.noaa.gov/CORS/Rinex2.html>> Acesso em 17 de fev. 2003.

Hatch, R. Instantaneous ambiguity resolution. In: International symposium on kinematic systems in geodesy, geomatics and navigation, 1990, Banff, Canada. **Proceedings...**, Banff, Canada: ION, Sept. 11, 1990. 1 CD ROM.

Hofmann-Wellenhof, B.; Lichtenegger, H.; Collins, J. **Global Positioning System – theory and practice**, New York: Published by Springer-Verlag Wien, 1994.

Hoyle, V.A.; Lachapelle, G.; Cannon, M.E.; Wang, C. Low-cost GPS receivers and their feasibility for attitude determination, In: National Technical Meeting of the Institute of Navigation – ION NTM, 2002, San Diego, CA. **Proceedings...**, San Diego, CA: ION. 2002, p. 226-234. 1 CD ROM.

Institute of Navigation. Global Positioning System - receiver autonomous integrity monitoring - **Papers Published in Navigation**. v. 5, Alexandria VA, 1998.

Kaplan, E. D. **Understanding GPS: Principles and applications**. Boston: Artech House, 1996. 554p.

Lefferts, E.J.; Markley, F.L.; Shuster, M.D. Kalman filtering for spacecraft attitude estimation. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics**, v. 5, n. 5, p. 417-429. 1982.

Leick, A. **GPS satellite surveying**. New York: John Wiley, 1995. 464p.

Leite, N.P.O.; Walter, F. The development and simulation results of a GPS attitude determination algorithm, In: International technical meeting of the Institute of Navigation – ION GPS, 15., 2002, Portland, Oregon, USA. **Proceedings ...**, Portland, Oregon, USA: ION, 2002. p. 1 CD-ROM.

LibGPS. **Conjunto de arquivos MATLAB para abertura e tratamento de dados no padrão RINEX**. São José dos Campos: Lopes, R.V.F., 2003. MATLAB.

Lightsey, E.G.; Crassidis, J.L.; Markley, F.L. Fast integer ambiguity resolution for GPS attitude determination. In: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 1999, Portland, OR, USA. **Proceedings...** Portland, OR: **AIAA** Aug. 1999, v. 1, p. 115-123. (AIAA Paper #99-3967)

Lightsey, E.G.; Madsen, J. Three-axis attitude determination using global positioning system signal strength measurements. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics**, v. 26, n. 2, p. 304-310, March/April 2003.

Lima, S.R.S. **Sistemas, referenciais e processos associados à integração GPS/INS**. 2000. 1v. 129p. Mestrado. Univ. Federal do Paraná - Ciências Geodésicas, 2000.

Lima, S.R.S. **Integração GPS/INS utilizando sensores inerciais baseados em sistemas microeletromecânicos (MEMS)**. 2005. 1v. 136p. Tese Doutorado. Univ. Federal do Paraná - Ciências Geodésicas, 2005.

Lopes, R.V.F. Integer ambiguity resolution for spacecraft attitude determination using GPS. In: International technical meeting of the Institute of Navigation – ION GPS, 15., 2002, Portland, Oregon, USA. **Proceedings ...**, Portland, Oregon, USA: ION, 2002, p. 1088-1093. 1 CD-ROM.

Lopes, R.V.F.; Enderle, W.; Fabri, S.M.; Ferreira, L.D.D. Attitude determination from GPS interferometry applied to spin stabilized satellites at arbitrary spin rate. **Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences**, v. 21, p. 89-98, Special Issue. 1999.

Lopes, R.V.F.; Kuga, H.K.; Fabri, S.M.; Ferreira, L.D.D. GPS-based navigation solution and spin-axis attitude determination: numerical results of on the ground experiment. In: International Symposium on Space Flight Dynamics, 12., June 2-6 1997, Darmstadt, Germany. **Proceedings ...**, Darmstadt, Germany, 1997. p. 221-225.

Lopes, R.V.F.; Kuga, H.K. Determinação de atitude em 3 eixos por interferometria GPS. In: Durão, O.S.C.; Schad, V.R.; Kuga, H.K.; Lopes, R.V.F.; Carvalho, H.C.; Esper, M. **Plataforma integrada sensores inerciais/GPS**, Anexo 1. São José dos Campos, 2002. [INPE-9293—PRP/234].

Lopes, R.V.F.; Milani, P.G. Consistent On-board Multipath Calibration for GPS-based Spacecraft Attitude Determination. In: International Technical Meeting of The Institute of Navigation - ION GPS, 13., 2000, , Salt Lake City, USA. **Proceedings...** Salt Lake City, USA: ION, Sept. 19-22 2000, p. 2216-2226. 1 CD ROM.

Lopes, R.V.F.; Carrara, V.; Enderle, W. Multipath mitigation by neural network for spacecraft attitude determination from GPS carrier phase observables. In: Australian International Aerospace Congress, 10., 2003, Brisbane. **Proceedings...** Brisbane, 29 July – 1st Aug. 2003. [paper 091, ISBN 085-825-733-5]. 1 CD ROM.

Lopes, R.V.F.; Carrara, V.; Enderle, W.; Arbinger, C. Mitigating multipath by neural network. **Advances in the Astronautical Sciences - AAS 00-207**, v. 105, Part II, p. 1639-1650. 2000.

Lopes, R.V.F.; Schad, V.R.; Pires, C. Receptor GPS com determinação de azimute integrada. In: Simpósio Brasileiro de Engenharia Inercial – SBEIN, 4., 2004, **Anais...** São José dos Campos – SP – Brasil: INPE. Nov. 2004. 1 CD ROM.

Lopes, R.V.F.; Silva, A.R.; Prado, A.F.B. A. Navigation and attitude estimation from GPS pseudorange, carrier phase and doppler observables. In: International Astronautical

Congress - IAC, 53rd, 2002, Houston, Texas, USA. **Proceedings...** Houston, Texas, USA: IAC, Oct. 10-19 2002.

Louro, A.C.; Lopes, R.V.F. Diagnose de falhas na determinação autônoma de atitude de micro-Satélites por meio de GPS e Giros. In: Simpósio Brasileiro de Engenharia Inercial – SBEIN, 4., 2004, São José dos Campos – SP – Brasil. **Anais...** São José dos Campos – SP – Brasil: INPE. Nov. 2004. 1 CD ROM.

Louro, A.C.; Lopes, R.V.F.; Kuga, H.K. Experimental one axis attitude determination using GPS carrier phase measurements. In: International Congress of Mechanical Engineering, 17., 2003, São Paulo, Brazil. **Proceedings...** São Paulo, Brazil: ABCM - Associação Brasileira de Engenharia e Ciências Mecânicas. Nov. 2003.

Lu, G. **Development of a GPS multi-antenna system for attitude determination** 1994. 179p. Ph.D thesis, University of Calgary, Alberta. Dec. 1994. (UCGE Report No. 20073).

Lugert, M.; Falcone, M.; Claes, P.; Castro, A.; Matussi, S.; Martinez-Rosique, J.A.; Manteiga, M.; Blonski, D.D. Galileo ground segment for navigation and integrity. In: International technical meeting of the Institute of Navigation – ION GPS, 15., 2002, Portland, Oregon, USA. **Proceedings ...**, Portland, Oregon, USA: ION, 2002. 1 CD-ROM

Mader, G. L. GPS Antenna calibration at the national geodetic survey. **National Geodetic Survey**. NOS, NOAA, Silver Spring, MD. 2005. 15p. Disponível na referência digital <<http://www.ngs.noaa.gov/ANTCAL/images/summary.pdf>> Acesso em 1 abril 2005.

MATLAB 6.5.0 Release 13 Natick, Massachusetts: The Mathworks Inc. 2002. 1 CD-ROM.

McMillan, J. C.; Bird, J. S.; Arden, D.A G. Techniques for soft-failure detection in a multisensor integrated system. **Journal of the Institute Of Navigation**, v. 40, n. 3, p. 359-380, Fall 1993.

Merhav, S. **Aerospace sensor systems and applications**. New York, NY: Springer-Verlag, 1996. 454p.

Misra, P.; Enge, P. **Global Positioning System: Signals, measurements and performance**. Lincoln-MA: Ganga-Jamuna Press. 2001. 390p.

Novatel. **Allstar user's manual**. Calgary, AB, CANADA: NOVATEL, 2003. 145p. Disponível na referência digital <<http://www.novatel.com/Documents/Manuals /om-20000080.pdf>> Acesso em: 16 dez de 2004.

Nyberg, M. **Model based fault diagnosis methods, theory, and automotive engine applications**. 1999. 271p. Department of Electrical Engineering, Linköping University, Linköping, Sweden, 1999. [Dissertation No. 591]

Parkinson, B.W.; Spilker, J.J. **Global Positioning System: Theory and applications**, Washington DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1996. 643p.

Rios Neto, A.; Lopes, R.V.F.; Negreiros de Paiva, R. Estimativa adaptativa de atitude de satélites artificiais via filtro de Kalman com compensação do modelo dinâmico. IN: Congresso Brasileiro de Automática, 4., 1982, Campinas, **Anais...** Campinas: UNICAMP, p. 164-168. 14-17 set. 1982. (INPE-2441-PRE/142).

SATNAV Toolbox 1.0. Athens, OH: GPSof LLC Inc. 1999. 1 CD-ROM.

Spacecraft Control Toolbox v6.1. Princeton, New Jersey: Princeton Satellite Systems, Inc. 1999. 1 CD-ROM.

STK 7.0, Satellite Toolkit, AGI – Analytical Graphics, Inc., 2006.

TEQC: The Toolkit for GPS/GLONASS/SBAS data. Boulder, CO. UNAVCO, 2002. Disponível na referência digital <<http://www.unavco.org/facility/software/teqc/teqc.html>> Acesso em: 1 de Dez.de 2004.

Van Dyke, K.L. World after SA: benefits to GPS integrity, record – In: Position Location and Navigation Symposium - IEEE PLANS, 2000, San Diego, **Proceedings...** San Diego: IEEE, 2000 p.387-394.

Vidarsson, L.; Pullen, S.; Green, G.; Enge, P. Satellite autonomous integrity monitoring and its role in enhancing GPS user performance. In: International technical meeting of the Institute of Navigation – ION GPS, 14., 2001, Salt Lake City, UT. **Proceedings ...**, Salt Lake City, UT: ION, 2001. Sept. 2001. 1 CD-ROM

Wang, C.; Lachapelle, G. GPS Attitude determination reliability performance improvement low cost receivers. In: International technical meeting of the Institute of Navigation – ION GPS, 15., 2002, Portland, Oregon, USA. **Proceedings ...**, Portland, Oregon, USA: ION, 2002. 1 CD-ROM

Wang, C.; Lachapelle, G. Development of a low-cost solution for GPS/Gyro attitude determination. In: National technical meeting of the Institute of Navigation – NTM, 2004, San Diego, CA. **Proceedings...** San Diego, CA: ION, Jan. 26-28 2004.

Wertz, J.R. (Ed.) **Spacecraft attitude determination and control**. London, England: D. Reidel Publishing Company. 1978. 858p.

APÊNDICE A - Diagramas dos Algoritmos Utilizados

Neste apêndice será mostrado o algoritmo utilizado para simulação e para tratamento dos dados reais.

A.1 Diagrama ilustrativo do algoritmo MATLAB utilizado para simulação

No diagrama ilustrativo da Figura A.2 podem ser observadas todas as inicializações utilizadas para o algoritmo implementado em código MATLAB com o objetivo de realizar o equacionamento proposto pelo Capítulo 3. Os dados do GPS foram simulados utilizando o pacote SATNAV ToolBox e os dados do giro foram simulados utilizando o pacote *Princeton Satellite System*.

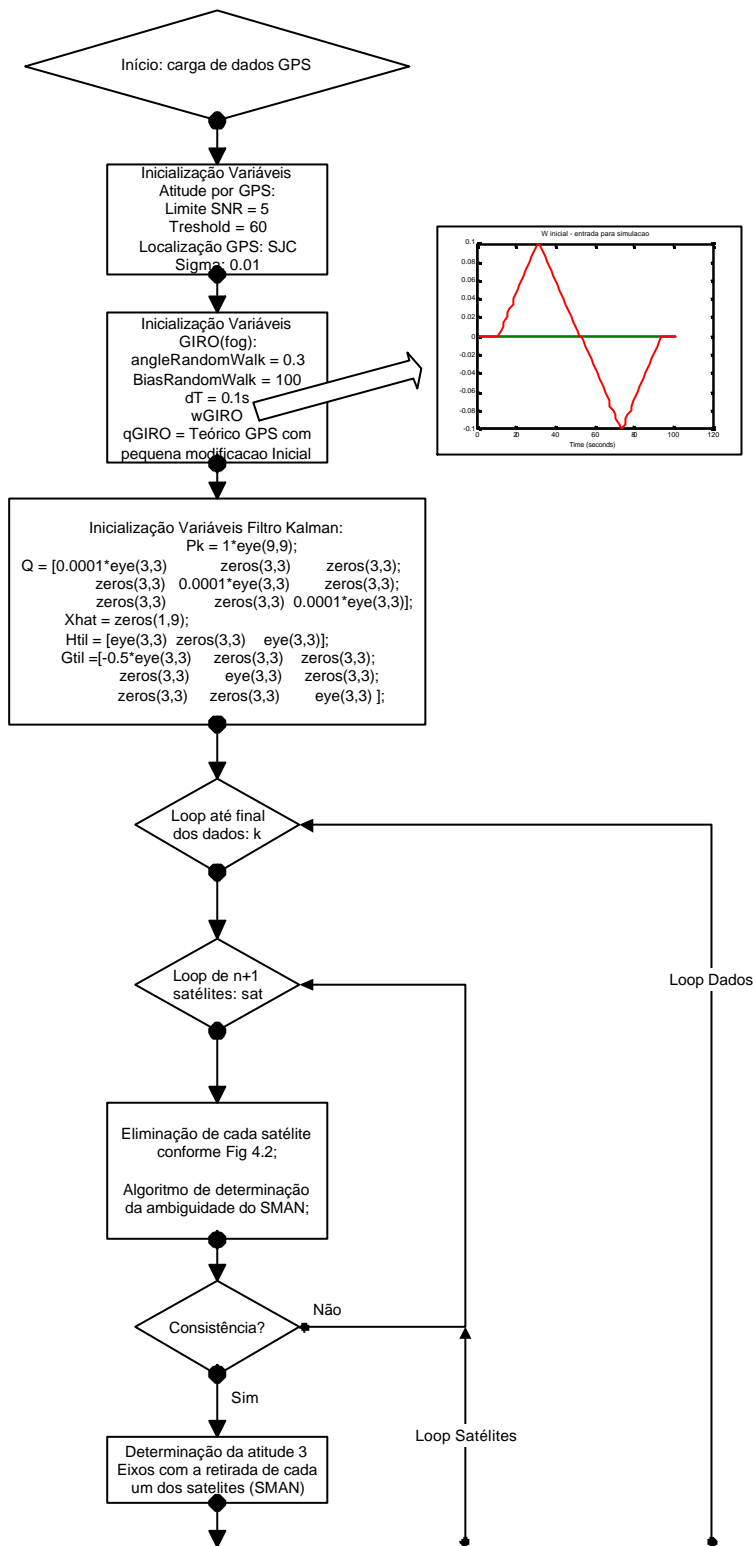


FIGURA A.1 – Diagrama ilustrativo do algoritmo MATLAB utilizado para simulação.

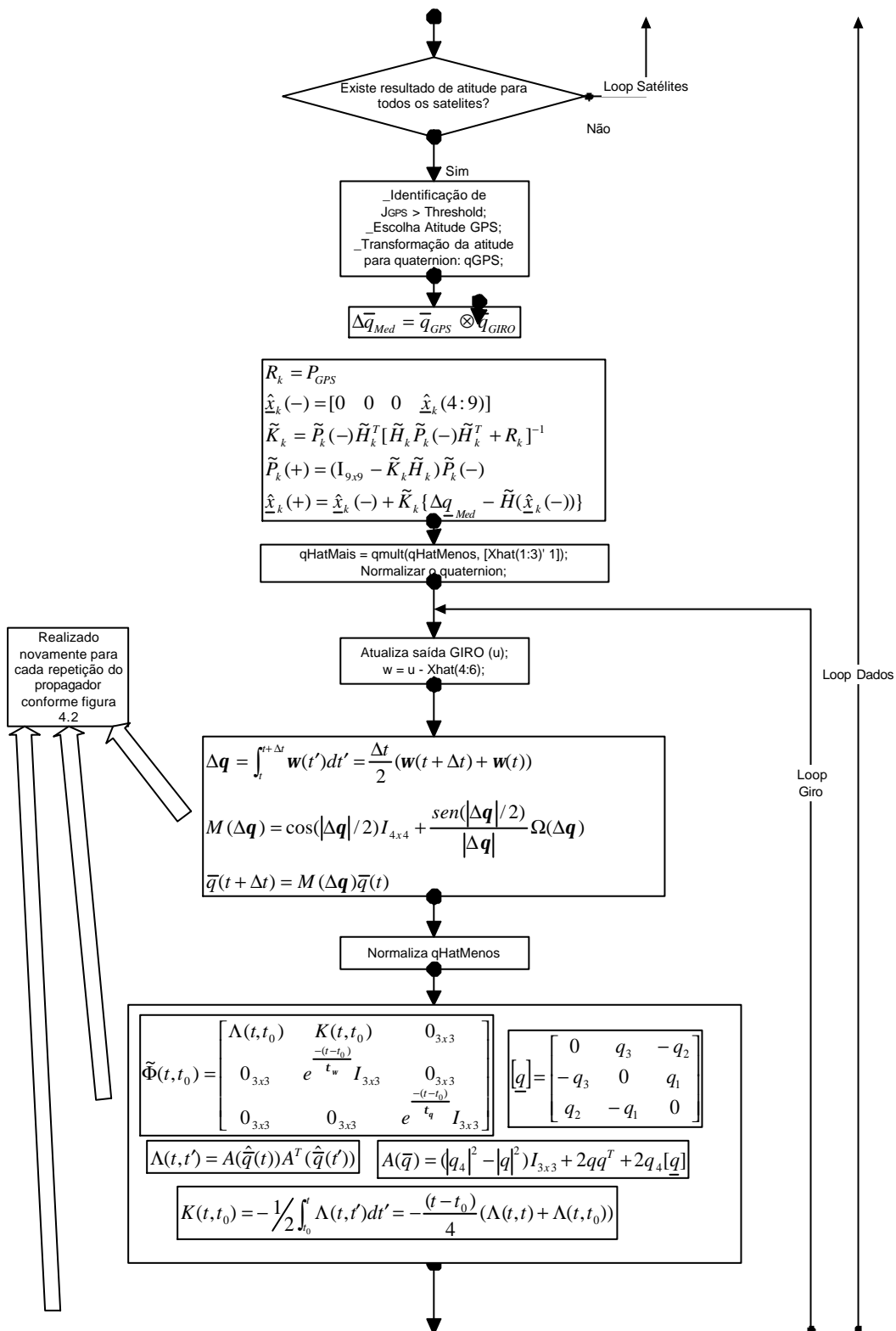


FIGURA A.1 – (Continuação) (Continua)

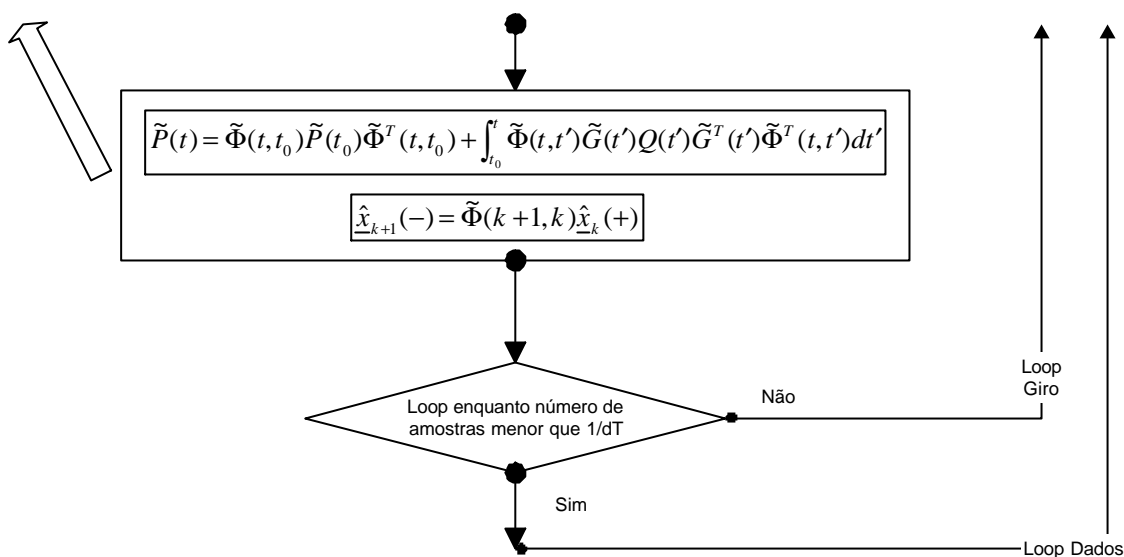


FIGURA A.2 – Conclusão.

A.2 Diagrama ilustrativo do algoritmo MATLAB utilizado para tratamento dos dados reais

Conforme pode ser observado no diagrama ilustrativo do algoritmo utilizado para o processamento dos dados no Apêndice A (Figura A.3), os dados foram gravados em formato original do receptor CMC (formato binário), necessitando assim de conversão dos dados para o formato a ser utilizado no MATLAB.

A conversão dos dados foi realizada utilizando o *software* aberto TEQC (Estey e Meertens, 1999) que, entre várias outras funções, também realiza a transformação dos dados binários padrão CMC para código padrão RINEX (Gurtner, 2001). Após esta etapa de transformação de códigos, a leitura dos dados foi realizada utilizando rotinas MATLAB (LibGPS, 2003), já existentes no Instituto para leitura de dados padrão RINEX (Gurtner, 2001).

O processamento inicial dos dados é realizado para a obtenção da sincronização dos dados de todos os receptores, isto devido a utilização de vários receptores.

Neste processamento inicial dos dados deve-se ainda realizar a verificação da existência dos mesmos satélites em todos os receptores e efetuar a correção do efeito Doppler caso necessário.

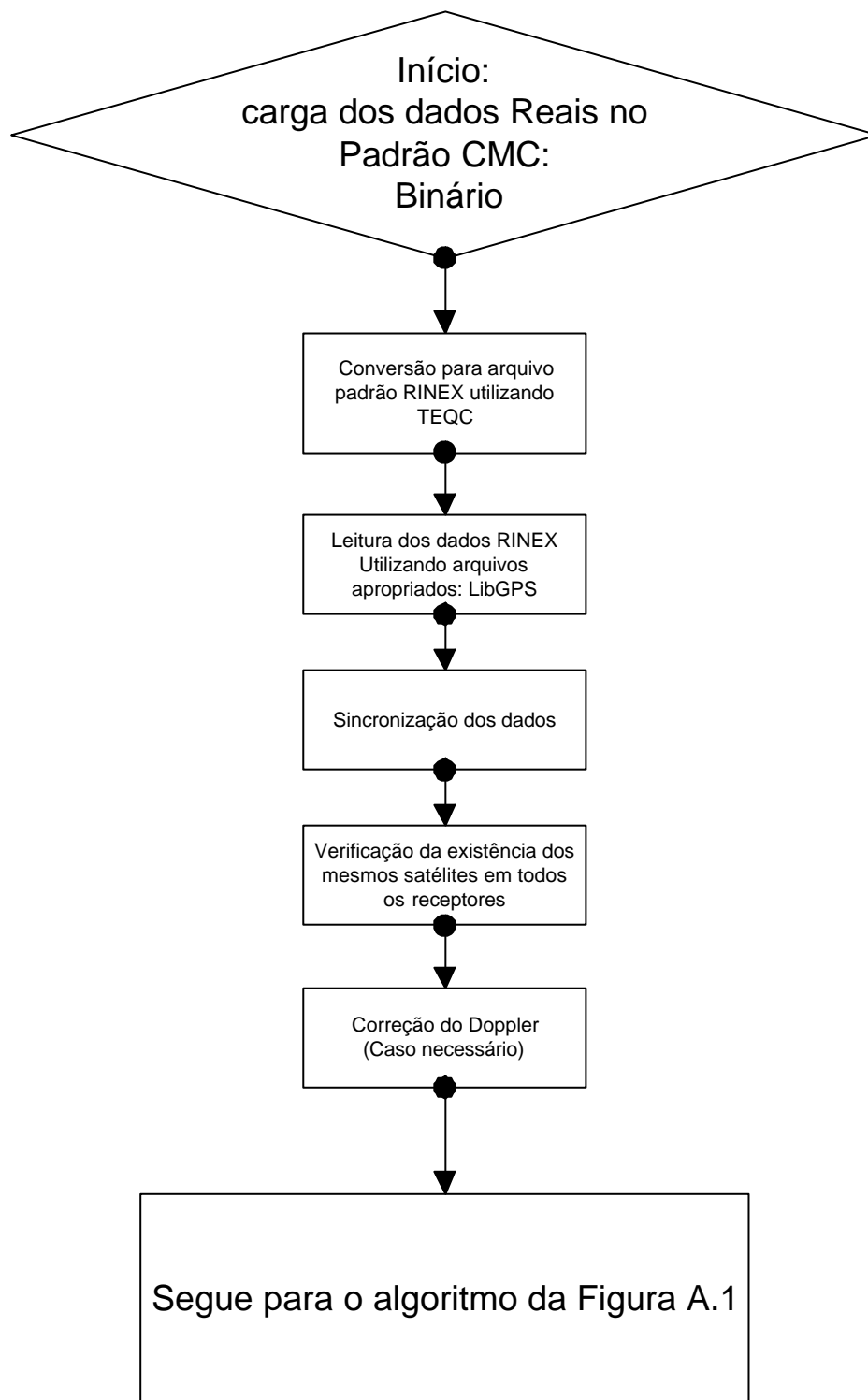


FIGURA A.3 – Diagrama ilustrativo do algoritmo MATLAB utilizado para processar os dados reais.