

SANDRO REGINATO SOARES DE LIMA

**INTEGRAÇÃO GPS/INS UTILIZANDO
SENSORES INERCIAIS BASEADOS EM
SISTEMAS MICROELETROMECÂNICOS (MEMS)**

Tese apresentada ao Curso de Pós-Graduação em Ciências Geodésicas, do Departamento de Geomática, do Setor de Ciências Exatas, da Universidade Federal do Paraná, como requisito parcial à obtenção do grau de Doutor em Ciências.

Orientador: **Prof. Dr. Sílvio Rogério Correia de Freitas**
Co-Orientadores: **Prof.^a Dr.^a Cláudia Pereira Krueger**
Prof. Dr. Günter Seeber

CURITIBA

2005

“Entia non sunt multiplicanda praeter necessitatem.”
Princípio de Parcimônia.

William of Ockham,
Doctor Singularis et Invincibilis.

***“A mudança é a lei da vida
e aqueles que olham apenas para o passado
ou para o presente
certamente perdem o futuro.”***

John Fitzgerald Kennedy,
discurso de 25 de junho de 1963.

***“O homem razoável adapta-se ao mundo;
o homem não razoável persiste em tentar adaptar o mundo a si mesmo.
Por isso todo progresso depende do homem não razoável.”***

George Bernard Shaw,
Máximas para Revolucionários.

AGRADECIMENTOS

Durante a realização deste trabalho de tese no curso de doutorado no **Curso de Pós-Graduação em Ciências Geodésicas (CPGCG)** contou-se com a ajuda e a colaboração de diversas pessoas. Por isso, quero explicitar meus agradecimentos:

Ao meu orientador, Prof. Dr. **Sílvio Rogério Correia de Freitas**, diretor do Setor de Ciências da Terra, que foi sempre atencioso, coerente e amigo nos momentos difíceis, principalmente quando precisei de apoio e recursos para a estadia final em *Hannover*.

À minha co-orientadora, Prof^a. Dr^a. **Cláudia Pereira Krueger**, pela insistência para a realização do estágio de doutorado na Alemanha e também pela ajuda com o processamento dos dados GPS.

Aos professores do **CPGCG**, sob a coordenação do Prof. Dr. **Edson Aparecido Mitshita**, pela dedicação e ensinamentos que transmitiram no decorrer do curso.

Ao **Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico (CNPq)** pelo fornecimento da bolsa para o programa de doutorado e do auxílio de estadia do programa de estágio para doutorandos na Alemanha.

Ao **Deutscher Akademischer Austauschdienst (DAAD)** pelo apoio e fornecimento de recursos para o estágio em *Hannover*. Agradeço, em particular, à Sr^a. **Helga Jupe**, da sede do DAAD em *Bonn*, responsável pelo suporte aos bolsistas do CPGCG.

A todos os pesquisadores do **Institut für Erdmessung (IfE)**, da **Universität Hannover**, pela cooperação no desenvolvimento final deste trabalho. Em especial, agradeço ao Prof. Dr. **Günter Seeber** pela co-orientação, apoio e incentivo para a pesquisa. Agradeço também ao Prof. Dr. **Jürgen Muller**, diretor do IfE, pela disponibilização de toda a infraestrutura do instituto. Agradeço também ao auxílio do doutorando **Olaf Bielenberg** na realização de experimentos de campo e ao suporte dado por **Ortwin Krüger** e **Wolfgang Paech** e pelo Dr. **Christian Hirt**.

Ao Prof. **Juan Carlos Báez Soto**, da Universidad de Concepción, do Chile, pela oportunidade oportunidade de acompanhar os seus experimentos com GPS em pontos geodésicos de primeira ordem na região de Los Angeles. Agradeço também pela oportunidade de poder conhecer o **TIGO** (Transportable Integrated Geodetic Observatory), o observatório geodésico projetado pela **BKG** (Bundesamt fuer Kartographie und Geodaesie).

À Comissão Organizadora do **IV SBEIN** (Simpósio Brasileiro de Engenharia Inercial) pelo aporte financeiro para a apresentação de trabalho no **INPE** (Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais).

Ao Prof. Dr. **Cyro Ketzer Saul**, do Departamento de Física da UFPR, e ao Prof. Dr. **Luiz Danilo Damasceno Ferreira**, do Departamento de Geomática, pelas sugestões e comentários sobre o estudo da tecnologia de sensores MEMS realizado nos seminários II e III do CPGCG.

A todos os funcionários do **Departamento de Geomática** e, em especial, à secretária **Verali Mônica Kleuser** pela sua constante dedicação e pelo invejável bom humor.

Aos funcionários da **Biblioteca do Setor de Tecnologia** da Universidade Federal do Paraná (**UFPR**) pela disponibilidade do acervo e de informações para a pesquisa bibliográfica.

Ao apoio recebido do grupo de doutorandos e amigos que encontrei durante o estágio realizado na Alemanha, em *Hannover*: Eng. **Sylvana Melo dos Santos** e seu esposo **Eduardo Infracin**, Eng. **Elaine Christine Barros de Souza**, **Geovana Brenner Michael**, Eng. **Pablo Ribeiro Francelino** e sua esposa **Maria de Fátima Louzada Andrade Ribeiro**, Eng. **William Giorgio Debastiani**, **Stefanie Kleinsorge Scheiwein**, **Tatiana Chischoen** e **Scheila Malavasi Delazari**.

A **todos os amigos** que encontrei na UFPR, durante os anos do curso de pós-graduação, pelas inúmeras discussões e troca de idéias.

Aos meus pais, **João Soares de Lima** e **Maria Sokolek de Lima**, por sempre confiarem em mim.

E, em especial, agradeço à minha esposa, **Debora Sayuri Kimura**, por ter me apoiado em todos os momentos deste trabalho.

COOPERAÇÃO E SUPORTE

Para o desenvolvimento deste trabalho contou-se com a colaboração e o apoio das seguintes instituições:

- **Curso de Pós-Graduação em Ciências Geodésicas (CPGCG) da Universidade Federal do Paraná (UFPR):**
Professores, alunos e funcionários.
Laboratórios, equipamentos e acervo bibliográfico próprio:
 - LAIG (Laboratório de Instrumentação Geodésica);
 - LAGE (Laboratório de Geodésia Espacial).
- **Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico (CNPq):**
Bolsa de fomento para desenvolvimento das atividades no programa de pós-graduação *stricto sensu* (doutorado);
Auxílio de estadia - Edital Universal: processo 550830/2002-2.
- **Deutscher Akademischer Austausch Dienst (DAAD):**
Auxílio para a realização de estágio no programa de doutorandos na Alemanha, na cidade de *Hannover*.
- **Institut für Erdmessung (IfE) da Universität Hannover, na Alemanha:**
Professores e colaboradores;
Laboratórios, equipamentos e biblioteca.
- **Bibliotecas Setoriais:**
Da Universidade Federal do Paraná (UFPR);
Do Centro Federal de Educação Tecnológica do Paraná (CEFET- PR).

SUMÁRIO

AGRADECIMENTOS	iii
COOPERAÇÃO E SUPORTE	v
LISTA DE SÍMBOLOS	x
LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS	xvi
LISTA DE ILUSTRAÇÕES	xviii
LISTA DE TABELAS	xx
RESUMO	xxi
ABSTRACT	xxii
1. INTRODUÇÃO	1
1.1 Aspectos da Integração de Sistemas de Posicionamento	1
1.1.1 Indicação de diretivas, oportunidades e desafios	1
1.1.2 Complexidade na integração de sistemas de posicionamento	2
1.2 Integração GPS/INS em Geodésia	3
1.2.1 Inovações tecnológicas	3
1.2.2 Objetivos do grupo de trabalho da IAG	4
1.3 Organização da Pesquisa e do Texto	4
1.3.1 Proposição geral e objetivos específicos	4
1.3.2 Conteúdos dos capítulos	5
2. INTEGRAÇÃO GPS/INS	7
2.1 Sistema de Posicionamento Global - GPS	7
2.1.1 Equações de observação	8
2.1.2 Levantamentos geodésicos com GPS	10
2.1.3 Dificuldades para a realização de levantamentos GPS.....	11
2.2 Sistema de Navegação Inercial - INS	12
2.2.1 Características básicas	12
2.2.2 Tipos de plataformas inerciais	15

2.2.3	Referenciais e transformações para a modelagem de um INS	16
2.2.4	Equações para a mecanização de um INS	21
2.2.5	Modelos de erros	25
2.2.6	Inicialização de plataforma inercial.....	26
2.3	Integração GPS/INS	31
2.3.1	Definição de integração.....	31
2.3.2	Formas de integração	32
3.	SISTEMAS MICROELETROMECCÂNICOS - MEMS.....	36
3.1	Dispositivos MEMS	36
3.1.1	Pesquisa e desenvolvimento de sensores	36
3.1.2	Diversidade de Aplicações	37
3.2	Sensores Inerciais MEMS	40
3.2.1	Acelerômetros	40
3.2.2	Giroscópios.....	46
4.	METODOLOGIA PARA A UTILIZAÇÃO DE IMU MEMS	49
4.1	Processamento de Observações	49
4.1.1	Filtragem inicial de observações	49
4.1.2	Filtro de Occam	49
4.1.3	Filtro de Kalman	52
4.2	Utilização de observações GPS, INS e MEMS	60
4.2.1	Amostragem e sincronismo de observações	60
4.2.2	Integração numérica de observações	60
5.	EXPERIMENTOS	61
5.1	Recursos Utilizados	61
5.1.1	Ferramentas computacionais para simulação	61
5.1.2	Dispositivos MEMS	62
5.1.3	Instrumentação geodésica	63
5.1.4	Aplicativos e rotinas para aquisição e processamento de observações	64
5.2	Experimentos Iniciais na UFPR	65

5.2.1	Objetivos básicos	66
5.2.2	Ensaio iniciais no laboratório LAIG da UFPR	66
5.3	Experimentos no Institut für Erdmessung (IfE)	68
5.3.1	Plataforma inercial estacionada	68
5.3.2	Plataforma inercial em movimento	68
6.	PROCESSAMENTOS E ANÁLISES DE OBSERVAÇÕES	70
6.1	Processamentos	70
6.1.1	Aquisição, conversão, formatação e armazenamento de observações	70
6.1.2	Realização do Processamento das observações GPS	70
6.1.3	Realização do processamento das observações dos sensores inerciais	71
6.2	Análises	72
6.2.1	Sincronismo utilizando o tempo GPS	72
6.2.2	Observações do sistema <i>IGI</i>	73
6.2.3	Observações da unidade MEMS	75
6.2.4	Comparações de observações brutas	77
6.2.5	Análise do processamento de observações	79
6.2.6	Análise das observações MEMS processadas com o filtro de Occam	91
7.	CONSIDERAÇÕES FINAIS	91
7.1	Conclusões	94
7.2	Recomendações	96
ANEXOS		100
A.1	Custos Relativos de Sistemas de Navegação Inercial	100
A.2	Derivação de Modelos para Instrumentação INS	101
A.2.1	Método de perturbação em equações de navegação	101
A.2.2	Derivação do modelo de variação de velocidade	107
A.2.3	Derivação de um modelo com combinação de erros	110
A.3	Correções GPS em Tempo Real	112
A.4	Especificações Típicas de Acelerômetro e Giroscópio MEMS	113
A.5	Gravimetria com a Utilização de Plataforma Inercial	115

A.6 Integração Numérica das Medições Fornecidas por uma IMU	117
A.7 Interpolação de Observações	119
A.8 Correção de <i>Lever-Arm</i>	120
A.9 Correção das Variáveis de Navegação	121
A.10 Fluxograma de Utilização do Aplicativo <i>AEROoffice</i>	122
A.11 Especificações Nominais das Unidades de Medição Inercial.....	123
GLOSSÁRIO	125
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	127
FORMAÇÃO DO AUTOR	136

LISTA DE SÍMBOLOS

a	- semi-eixo maior do elipsóide de referência;
\mathbf{a}	- vetor de aceleração exercida sobre um corpo ou plataforma;
A	- Ampère (unidade de corrente elétrica);
b	- desvio sistemático das medições dos acelerômetros (<i>bias</i>); semi-eixo menor do elipsóide de referência;
$\mathbf{b}_a, \mathbf{b}^b$	- vetor de desvios (<i>bias</i>) das medições dos acelerômetros;
d	- desvio sistemático das medições dos giroscópios;
c	- velocidade da luz no vácuo;
\mathbf{C}_a^b	- matriz de cossenos diretores que relaciona vetores no referencial (a) com o referencial (b);
$\dot{\mathbf{C}}_a^b$	- variação de atitude;
d_g	- sensibilidade ao deslocamento tomando-se g como fator de escala;
d_{ion}	- erro devido à refração da ionosfera;
d_{trop}	- erro devido à refração da troposfera;
d_p	- erro na posição do satélite;
dt	- erro do relógio do satélite;
dT	- erro do relógio do receptor;
$\mathbf{d}_\omega, \mathbf{d}^b$	- vetor de desvios das medições dos giroscópios;
D	- coeficiente de amortecimento do corpo de prova;
$\mathbf{D}(t)$	- matriz de derivadas parciais;
e	- excentricidade do elipsóide de referência;
exp	- exponencial;
\mathbf{E}^a	- matriz anti-simétrica dos erros ou perturbações em atitude;
$\mathbf{E}[\]$	- esperança matemática;
f	- força específica; indicação de função;
\mathbf{f}	- vetor força específica;

F	- Farad (denominação da unidade de capacitância, em homenagem a Faraday);
$F(x)$	- função genérica que é processada pelo filtro de Occam;
$\mathbf{F}(t)$	- matriz de transição de estado, chamada também de matriz dinâmica;
\mathbf{F}_B	- força Browniana;
\mathbf{F}_C	- força proveniente do efeito de <i>Coriolis</i> ;
\bar{g}	- valor médio de gravidade;
$g_{n,B}$	- Ruído de Aceleração Equivalente Browniano;
$g(h)$	- gravidade em função da posição h ;
\mathbf{g}	- vetor de aceleração da gravidade;
$G(x)$	- função obtida com o uso do filtro de Occam;
\mathbf{G}	- vetor de aceleração gravitacional;
$\mathbf{G}(t)$	- matriz de coeficientes associada ao ruído de processo;
h	- altitude geométrica (elipsoidal); hora;
\mathbf{H}_k	- matriz de propagação de medições;
\mathbf{I}	- matriz identidade;
k_B	- constante de Boltzmann ($\cong 1.3806503 \times 10^{-23} m^2 \cdot kg \cdot s^{-2} \cdot K^{-1}$);
k_{sp}	- constante de mola do acelerômetro;
K	- unidade de temperatura; graus Kelvin;
\mathbf{K}_k	- ganho de Kalman;
kg	- quilograma (unidade de massa);
l_f	- medição ou observação dos acelerômetros;
l_ω	- observação de velocidade angular com erros;
m	- metro;
M	- massa do elemento sensível (corpo de prova do dispositivo);
\mathbf{M}	- matriz auxiliar;
N	- número inteiro de ciclos da portadora, chamado ambigüidade;
p	- pseudodistância;
\mathbf{p}^n	- posição no referencial de navegação;
$\dot{\mathbf{p}}^n$	- variação temporal da posição;

\mathbf{P}_k^-	- estimativas de covariância a priori;
\mathbf{P}_k	- covariância de erros de variáveis de estados;
Q	- fator de qualidade mecânica dos acelerômetros;
$\mathbf{Q}(t)$	- matriz de densidade de ruído de processo;
R	- raio de curvatura médio;
R_M	- raio de curvatura meridiana;
R_N	- raios de curvatura primeiro vertical;
\mathbf{R}_X	- matriz de rotação em relação ao eixo X ;
\mathbf{R}_Y	- matriz de rotação em relação ao eixo Y ;
\mathbf{R}_Z	- matriz de rotação em relação ao eixo Z ;
$\mathbf{R}(t)$	- matriz de densidade de ruído de medição;
s	- segundo (unidade de medição de tempo);
S_1	- matriz representando fator de escala para os erros lineares;
S_2	- matriz representando fator de escala para os erros não-lineares;
S	- matriz representando fator de escala dos giroscópios;
S_{ax}, S_{ay}, S_{az}	- fatores de escala dos acelerômetros;
t	- tempo;
t_0	- instante de tempo de referência;
t_k	- instante de tempo k ;
T	- temperatura; sinal de transposição de matriz;
\mathbf{u}^b	- vetor auxiliar definido ortogonal ao vetor força específica \mathbf{f}^b e ao vetor de velocidade angular $\boldsymbol{\omega}_{ib}$;
v_N	- velocidade na direção norte;
v_E	- velocidade na direção leste;
\dot{v}_h	- aceleração vertical;
\mathbf{v}	- vetor de velocidade;
$\dot{\mathbf{v}}$	- indica variação de velocidade; vetor de aceleração;
\mathbf{v}_k	- vetor de erros de medição;
\mathbf{w}_k	- vetor de ruído do processo discreto no tempo;

$\mathbf{w}(t)$	- vetor de ruído do processo contínuo no tempo;
x_B	- deslocamento do corpo de prova do acelerômetro devido ao movimento browniano de partículas gasosas no interior do encapsulamento do sensor;
$\mathbf{x}(t)$	- vetor de variáveis de estado;
\mathbf{x}_k	- vetor de variáveis de estado discreto no tempo;
$\hat{\mathbf{x}}_k$	- estimativa de variável de estado;
$\hat{\mathbf{x}}_k^-$	- estimativas de variável de estado <i>a priori</i> ;
X_S, Y_S, Z_S	- coordenadas do satélite P no referencial terrestre;
X_P, Y_P, Z_P	- coordenadas do ponto P no referencial terrestre;
X_i, Y_i, Z_i	- coordenadas no referencial inercial;
X_e, Y_e, Z_e	- coordenadas no referencial terrestre;
X_n, Y_n, Z_n	- coordenadas no referencial de navegação;
X_b, Y_b, Z_b	- coordenadas no referencial dos sensores (do corpo ou dos sensores);
\mathbf{z}_k	- vetor de medições;
(i)	- indica referencial considerado inercial;
(e)	- indica referencial terrestre;
(n)	- indica referencial de nível local (ou de navegação);
(b)	- indica referencial dos eixos dos sensores (corpo ou veículo);
α	- ângulo de rotação em torno de um eixo coordenado;
β, β'	- coeficientes que dependem do elipsóide de referência adotado;
γ	- gravidade normal;
$\boldsymbol{\gamma}$	- vetor da gravidade normal;
γ_0	- gravidade normal no elipsóide de referência;
γ_e	- gravidade normal no equador;
γ_p	- gravidade normal no pólo;
Γ_f	- matriz contendo os desvios de ortogonalidade dos acelerômetros;
Γ_ω	- matriz contendo os desvios de ortogonalidade dos giroscópios;
δ	- delta de Dirac;

δg	- distúrbio da gravidade (diferença entre g e γ num mesmo ponto);
$\delta \mathbf{g}^n$	- variação de gravidade;
δh	- variação em altitude;
$\delta \mathbf{p}^n$	- vetor de erros de posição;
$\delta \mathbf{v}^n$	- vetor de erros de velocidade;
$\delta \boldsymbol{\varepsilon}^n$	- vetor de erros de atitude;
$\delta \dot{\mathbf{x}}(t)$	- vetor de erros de variável de estado;
$\delta \gamma$	- variação da gravidade normal;
Δg	- anomalia da gravidade;
$\Delta \boldsymbol{\alpha}_{ib}^b$	- medições dos giroscópios compensadas;
$\Delta \mathbf{v}_f^b$	- medições compensadas dos acelerômetros;
Δt	- intervalo de tempo ($t_{k+1} - t_k$);
$\Delta \mathbf{p}^b$	- correção de braço de alavanca (<i>lever-arm</i>);
Δp_t	- correção a ser aplicada;
Δp_{t_0}	- correção da mensagem na época t_0 ;
$\Delta \dot{p}_{t_0}$	- taxa de variação da correção;
$\nabla \Delta$	- indica dupla diferença;
$\boldsymbol{\varepsilon}_f$	- demais erros ou ruídos de observação dos acelerômetros;
$\boldsymbol{\varepsilon}_\omega$	- demais erros ou ruídos de observação dos giroscópios;
$\boldsymbol{\varepsilon}_p$	- demais erros na pseudodistância;
$\boldsymbol{\varepsilon}_\phi$	- demais erros na fase da portadora;
λ	- longitude;
$\dot{\lambda}$	- variações de longitude;
φ	- latitude geodésica;
$\dot{\varphi}$	- variações de latitude;
ϕ	- ângulo de rolamento (<i>roll</i>);
Φ	- fase de batimento da portadora do sinal GPS;
Φ_k	- matriz de transição de estado;

θ	- ângulo de arfagem (<i>pitch</i>);
ψ	- ângulo de guinada (<i>yaw</i> ou <i>heading</i>);
ω	- velocidade angular; velocidade de rotação;
ω_e	- velocidade de rotação da Terra ($\cong 7,292115 \times 10^{-5} \text{ rad / s}$);
ω_{ab}^b	- velocidade de rotação do referencial (<i>b</i>) em relação ao referencial (<i>a</i>) projetada no referencial (<i>b</i>);
ω_0	- frequência natural (de ressonância);
Ω	- representa uma matriz na forma anti-simétrica do vetor ω ;
ρ	- distância geométrica (de um ponto <i>P</i> de observação até a posição do satélite observado <i>S</i>);
τ	- variável auxiliar de tempo;
σ_f^2	- variâncias das medições dos acelerômetros;
σ_ω^2	- variâncias das medições dos giroscópios;
$(\delta \mathbf{e}^n \times)$	- representa a matriz na forma anti-simétrica do vetor $\delta \mathbf{e}^n$;
$(\mathbf{v}^n \times)$	- representa a matriz na forma anti-simétrica do vetor \mathbf{v}^n ;
$^\circ\text{C}$	- unidade de temperatura; graus Celsius;
$\sqrt{\quad}$	- raiz quadrada;
\cdot	- indica multiplicação; produto interno;
\times	- indica produto vetorial; produto externo;
\cong	- indica aproximação;
\wedge	- indica valor estimado (calculado);
\sim	- indica valor medido;
"	- unidade de medida angular; segundo de arco;
\int	- operação de integração;
∂	- indica operação de derivada parcial.

LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

1 PPP	Um Pulso Por Segundo
3DM-GX1	Unidade de Medição Inercial Microstrain
ADXL	Denominação da família de acelerômetros Analog Devices
ADXRS	Denominação da família de giroscópios Analog Devices
AIAA	American Institute of Aeronautics and Astronautics
ASIC	Application Specific Integrated Circuit
BDS	Black Diamond System
BiMOS	BiMetal Oxide Silicon
CCD	Charge Coupled Device
CM	Centro de Massa Terrestre
CMOS	Complimentary Metal-Oxide Semiconductor
CPGCG	Curso de Pós-Graduação em Ciências Geodésicas
DoD	Department of Defense
DOF	Degree Of Freedom
DSP	Digital Signal Processor
DGPS	Differential GPS
FOG	Fiber Optic Gyroscope
GAST	Greenwich Apparent Sidereal Time
GEONAP	Geodetic Navstar Positioning
GPS	Global Positioning System
GRS	Geodetic Reference System 1980
IAG	International Association of Geodesy
IEEE	The Institute of Electrical and Electronics Engineers
IfE	Institut für Erdmessung
IGI	Ingenieur-Gesellschaft für Interfaces
IMU	Inertial Measurement Unit
INS	Inertial Navigation System
ION	The Institute of Navigation
ISA	Inertial Sensors Array

ITRF	International Terrestrial Reference System
LAGE	Laboratório de Geodésia Espacial
LAIG	Laboratório de Instrumentação Geodésica
MEMS	MicroElectroMechanical System
MRU	Motion Reference Unit
MMS	Multisensor Mapping System
NED	North, East, Down
NEMS	NanoElectroMechanical System
NRC	National Research Council
PCMCIA	Personal Computer Memory Card International Association
RLG	Ring Laser Gyroscope
RNA	Rede Neural Artificial
RS-232C	Recommended Standard 232C
RS-422	Recommended Standard 422
RTCM	Radio Technical Commission for Maritime Services
RTK	Real Time Kinematic
SAPOS	Satellite Positioning System
SAR	Small Aperture Radar
USB	Universal Serial Bus
SC-4.1	Sub Commission 4.1
UFPR	Universidade Federal do Paraná
VLSI	Very Large Scale Integrated Circuit
WG-4.1.3	Workgroup 4.1.3
WGS-84	World Geodetic System 1984

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1.1	- Panorama de algumas questões associadas à integração de sistemas	2
Figura 1.2	- Distribuição e seqüência lógica dos capítulos	6
Figura 2.1	- Constelação de satélites para cobertura global	7
Figura 2.2	- Exemplo de miniaturização dos atuais receptores GPS	8
Figura 2.3	- Arranjo de sensores, conversores e filtros de uma IMU	13
Figura 2.4	- Dois exemplos de unidades de medição inercial analíticas	15
Figura 2.5	- Sistemas de coordenadas de referência	16
Figura 2.6	- Mecanização de um INS	24
Figura 2.7	- Dois exemplos de sistemas GPS/INS	32
Figura 2.8	- Topologia <i>feedforward</i> de um sistema GPS/INS	33
Figura 2.9	- Topologia de um sistema GPS/INS com <i>feedback</i>	33
Figura 2.10	- Diagrama geral simplificado para a integração GPS/INS	34
Figura 3.1	- Imagem de micro-engrenagens e de um ácaro num dispositivo MEMS	38
Figura 3.2	- Substrato MEMS visto em corte	38
Figura 3.3	- IMU integrada em substrato CMOS	39
Figura 3.4	- Principais fontes de ruídos em sensores MEMS	41
Figura 3.5	- Estrutura interna de um acelerômetro da família <i>ADXL</i>	44
Figura 3.6	- Detecção de movimento por meio de variação capacitiva	45
Figura 3.7	- Unidade de medição inercial para monitoramento sísmico	45
Figura 3.8	- Estrutura interna do giroscópio com estrutura em forma de pente	46
Figura 3.9	- Estrutura interna de um giroscópio da família <i>ADXRS</i>	47
Figura 3.10	- Giroscópio com rotor oscilante	48
Figura 3.11	- Detalhe da estrutura de um giroscópio ressonador <i>wine glass</i>	48
Figura 4.1	- Princípio geométrico do filtro de Occam	51
Figura 4.2	- Diagrama genérico recursivo do filtro de Kalman	52
Figura 5.1	- Exemplo de simulação erros de um INS	61
Figura 5.2	- Exemplo de simulação de trajetórias GPS	62
Figura 5.3	- Unidade de Medição Inercial <i>3DM-GXI</i>	63
Figura 5.4	- Conjunto GPS/INS <i>IGI</i>	64
Figura 5.5	- Inter-relacionamento de instrumentos e aplicativos	65

Figura 5.6 - Mesa de testes e dispositivo MEMS no laboratório LAIG	66
Figura 5.7 - Sinais fornecidos pelo dispositivo <i>ADXL202EB232</i>	67
Figura 5.8 - Distribuição de ruído do sensor	67
Figura 5.9 - Via pública em <i>Nordstadt</i> , próximo do <i>Ife</i>	68
Figura 5.10 - Localização da <i>Schützenplatz</i>	69
Figura 6.1 - Variação do intervalo da mensagem de tempo GPS	72
Figura 6.2 - Variação da taxa de amostragem do sistema <i>IGI</i>	73
Figura 6.3 - Medições de forças específicas \mathbf{f} do sistema <i>IGI</i>	74
Figura 6.4 - Medições de velocidades angulares $\boldsymbol{\omega}$ do sistema <i>IGI</i>	74
Figura 6.5 - Variação da taxa de amostragem da unidade MEMS	75
Figura 6.6 - Medições de forças específicas \mathbf{f} da unidade MEMS	76
Figura 6.7 - Medições de velocidades angulares $\boldsymbol{\omega}$ da unidade MEMS	76
Figura 6.8 - Força específica f_x <i>IGI</i> e MEMS.....	77
Figura 6.9 - Velocidades angulares ω_x GPS e MEMS	78
Figura 6.10 - Medições brutas dos magnetômetros da unidade MEMS	78
Figura 6.11 - Trajetória GPS na <i>Schützenplatz</i>	79
Figura 6.12 - Velocidades V_N <i>IGI</i> e MEMS com acúmulo ilimitado de erros	80
Figura 6.13 - Velocidades V_E <i>IGI</i> e MEMS com acúmulo ilimitado de erros	81
Figura 6.14 - Velocidades V_D <i>IGI</i> e MEMS com acúmulo ilimitado de erros	82
Figura 6.15 - Deslocamentos P_N <i>IGI</i> e MEMS com acúmulo ilimitado de erros	83
Figura 6.16 - Deslocamentos P_E <i>IGI</i> e MEMS com acúmulo ilimitado de erros	84
Figura 6.17 - Deslocamentos P_D <i>IGI</i> e MEMS com acúmulo ilimitado de erros	85
Figura 6.18 - Velocidades V_N <i>IGI</i> e MEMS limitadas pelo GPS	86
Figura 6.19 - Velocidades V_E <i>IGI</i> e MEMS limitadas pelo GPS	87
Figura 6.20 - Velocidades V_D <i>IGI</i> e MEMS limitadas pelo GPS	88
Figura 6.21 - Deslocamentos P_N <i>IGI</i> e MEMS limitadas pelo GPS	89
Figura 6.22 - Deslocamentos P_E <i>IGI</i> e MEMS limitadas pelo GPS	89
Figura 6.23 - Deslocamentos P_D <i>IGI</i> e MEMS limitadas pelo GPS	90
Figura 6.24 - Forças específicas f_x MEMS	91
Figura 6.25 - Velocidades angulares ω_z MEMS	91

LISTA DE TABELAS

Tabela 2.1	- Algumas aplicações para a integração GPS/INS	31
Tabela 3.1	- Algumas aplicações para sensores inerciais MEMS	37
Tabela 6.1	- Algumas aplicações para sensores inerciais MEMS	92
Tabela 6.2	- Algumas aplicações para sensores inerciais MEMS	92
Tabela 6.3	- Algumas aplicações para sensores inerciais MEMS	92
Tabela 6.4	- Algumas aplicações para sensores inerciais MEMS	93
Tabela A.2.1	- Estimativas de custos de sensores para a pesquisa de INS	100
Tabela A.4.1	- Especificações nominais de um acelerômetro MEMS	113
Tabela A.4.1	- Especificações nominais de um giroscópio MEMS	114
Tabela A.11.1	- Especificações <i>3DM-GXI</i> originais	123
Tabela A.11.2	- Especificações <i>IMU-IId</i> originais	124

RESUMO

A necessidade de aquisição de grandes volumes de informação de posicionamento tem impulsionado a pesquisa na direção da integração de sistemas de medição que otimizem o tempo e o custo dos levantamentos geodésicos. A integração GPS/INS procura esta otimização, mas enfrenta desafios quanto ao alto custo de aquisição e desenvolvimento de instrumentos. Além disso, também são exigidos desenvolvimentos computacionais específicos para diversas aplicações. Portanto, neste trabalho de tese é proposta uma metodologia relativamente simples para o uso da integração GPS/INS para a avaliação de Unidades de Medição Inercial (IMU) baseadas em Sistemas MicroEletroMecânicos (MEMS). Atualmente, tais dispositivos MEMS podem ser considerados de baixo custo e representam uma abordagem acessível para a pesquisa. Embora os níveis de desempenho de tais sistemas ainda sejam inferiores aos necessários para a maioria das aplicações geodésicas, procedimentos desenvolvidos neste trabalho podem ser utilizados quando estiverem disponíveis sensores inerciais MEMS com desempenho adequado para medições de alta precisão. Aqui foram utilizadas medições de sensores considerados de alta precisão para estabelecer referências para as medições dos sensores MEMS. Assim, mostra-se que os dispositivos MEMS são adequados atualmente para a pesquisa de instrumentação geodésica de baixo custo. Com isso, este trabalho se enquadra dentro das diretrizes de pesquisas estratégicas atuais, que procuram tornar acessíveis novas metodologias e tecnologias para o posicionamento geodésico.

ABSTRACT

The need of acquisition of great volumes of positioning information has been driving the research in the direction of the integration of measurement systems for the time and cost optimization of the geodetic surveying. The GPS/INS integration search for this optimization, but it faces challenges related to the high acquisition cost and development of instruments. Besides that, specific computing developments are required to several applications. Therefore, in this work a somewhat straightforward methodology to the use of GPS/INS integration to the evaluation of MicroElectroMechanical Systems (MEMS) Inertial Measurement Units (IMU) is proposed. Nowadays, such MEMS devices can be considered of low cost and they represent an accessible approach for the research. Although the levels of performance of such systems are still inadequate for the most of the geodetic applications, the procedures developed here can be used when MEMS inertial sensors with satisfactory performance will be available. In this work high precision sensor measurements are used to establish references to the MEMS sensors measurements. This thesis work shows that the MEMS devices are currently suitable for the low cost geodetic instrumentation research. Consequently, it is related to the directives of current strategic researches that try to turn accessible new methodologies and technologies for the geodesic positioning.

CAPÍTULO 1

INTRODUÇÃO

1.1 ASPECTOS DA INTEGRAÇÃO DE SISTEMAS DE POSICIONAMENTO

De forma simplificada, os sistemas de posicionamento e navegação atuais podem ser entendidos como a união de instrumentos de medida e recursos computacionais voltados para a determinação de coordenadas, velocidades e direções definidas por meio de convenção prévia de referenciais.

Atualmente existem diversos sistemas de posicionamento e navegação com diferentes princípios físicos, tecnologias e desempenhos, sendo que a integração de dois ou mais destes sistemas vem sendo pesquisada, em diversas áreas da ciência e da engenharia, com o objetivo de desenvolver sistemas híbridos mais eficientes que os sistemas operando de forma separada. Neste trabalho serão abordados apenas dois sistemas de posicionamento utilizados atualmente em levantamentos geodésicos: o GPS (*Global Positioning System*) e o INS (*Inertial Navigation System*).

1.1.1 Indicação de Diretivas, Oportunidades e Desafios

Algumas das diretivas estratégicas formuladas pelo *National Research Council* (NRC) estabelecem que novos sistemas de posicionamento preciso devem ser sempre colocados à disposição da comunidade científica geofísica e geodésica (NRC, 1995). Para que isso ocorra devem ser incentivadas pesquisas que envolvam conteúdos interdisciplinares e que utilizem desenvolvimentos tecnológicos inovadores. Desta forma, pode-se afirmar que o desenvolvimento de instrumentação geodésica visando projetos voltados para a integração GPS/INS procura atender estes requisitos.

Alguns relatórios de pesquisas internacionais apresentam quadros comparativos das iniciativas para o desenvolvimento de sensores e de sistemas de posicionamento em diversos países. Mais especificamente, segundo o relatório apresentado em DoD (2000), nos últimos anos o desenvolvimento científico e tecnológico nesta área no Brasil aparece encontra-se

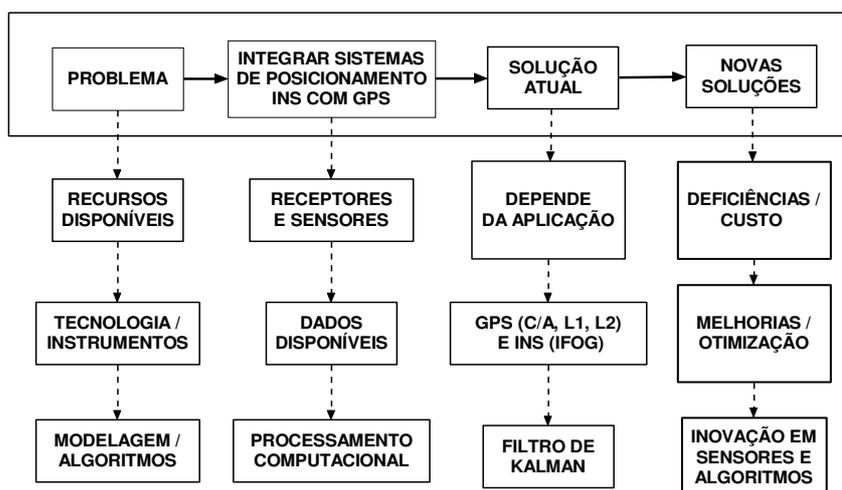
numa situação de pouco destaque e com recursos limitados. Isso significa que a realização de estudos para a integração de sistemas de posicionamento no Brasil representa um grande desafio, principalmente no que se refere à obtenção dos ao acesso às novas tecnologias e à disponibilização de recursos para implantação de laboratórios.

Atualmente, os sistemas de posicionamento e navegação que utilizam sensores inerciais de estado sólido (eletrônicos) podem ser adquiridos por meio de investimentos acessíveis à universidade. Assim, esses sensores podem ser estudados em conjunto com a instrumentação voltada para a aquisição de dados geodésicos (e.g., gravímetros, câmeras fotogramétricas, estações totais e receptores GPS). Com isso, diversas oportunidades têm surgido para a pesquisa de baixo custo e para utilização imediata de sensores de navegação inercial em conjunto com novos instrumentos de medição (e.g., *laser scanners*, câmeras digitais com CCD, radares de SAR e ecobatímetros).

1.1.2 Complexidade na Integração de Sistemas Posicionamento

A Figura 1.1 apresenta um panorama de alguns tópicos envolvidos na integração dos sistemas de posicionamento GPS e INS.

FIGURA 1.1 - Panorama de algumas questões associadas à integração de sistemas.



Destaca-se que existe uma grande quantidade de variáveis e problemas e envolvidos e também existem inúmeras alternativas de soluções possíveis para a integração GPS/IS. Isso significa que o desenvolvimento de projetos nesta área está naturalmente associado a um grau

relativamente elevado de complexidade instrumental e computacional.

A complexidade no desenvolvimento instrumental surge devido à necessidade de utilização de múltiplas interfaces, de dados de natureza diversa, de diferentes taxas de aquisição, de conversores com alta resolução numérica e da manipulação de protocolos de comunicação específicos. A complexidade no desenvolvimento computacional deve-se à diversidade de modelos matemáticos envolvidos. Em geral, existe à necessidade de soluções de cálculo numérico com imposição de respostas em tempo real.

Além disso, outros fatores dificultam o gerenciamento da pesquisa, tais como a manipulação de grandes quantidades de dados e o envolvimento de metodologias e equipes multidisciplinares (e.g., provenientes das áreas das ciências da terra e exatas e da engenharia).

1.2 INTEGRAÇÃO GPS/INS EM GEODÉSIA

A integração de sistemas de posicionamento voltados para levantamentos geodésicos vem sendo impulsionada por diversas inovações tecnológicas que ocorreram nas últimas décadas. Mais especificamente, a integração GPS/INS é um exemplo de utilização destas novas tecnologias.

1.2.1 Inovações Tecnológicas

Dentre os diversos sensores eletrônicos disponíveis no mercado, foram considerados apenas os sensores inerciais (acelerômetros e giroscópios) microeletromecânicos (MEMS) para o presente estudo. A pesquisa e o desenvolvimento de processos de produção industrial microeletromecânicos têm permitido o surgimento de novos sensores com desempenhos razoáveis e com custos reduzidos devido à possibilidade de produção em larga escala. Atualmente, esses dispositivos são uma das partes essenciais para o desenvolvimento dos sistemas de navegação inercial considerados de baixo custo (no Anexo A.1 apresenta-se a tabela A.1.1 com estimativas dos custos médios de sensores inerciais).

A evolução das unidades de processamento e conseqüentemente a maior capacidade computacional dos instrumentos tem permitido atualmente a utilização de plataformas inerciais analíticas. Em geral, essas plataformas necessitam de resultados de medições com um esforço computacional relativamente elevado para aplicações em tempo real, isto é, que têm restrições em relação ao tempo de processamento.

1.2.2 Objetivos do Grupo de Trabalho da IAG

Considerando a pesquisa voltada para a Geodésia, o Grupo de Trabalho WG-4.1.3 da Sub-Comissão SC-4.1 (denominada Comissão de *Multisensor Systems*) da Associação Internacional de Geodésia (*International Association of Geodesy* - IAG) possui diversos objetivos relacionados à integração de sistemas de posicionamento (EL-SHEIMY, 2000; BRZEZINSKA, 2004). Dentre os principais objetivos deste grupo pode-se destacar:

- a) Seguir os avanços em sensores e algoritmos de navegação, incluindo a navegação de veículos autônomos, baseados em sensores de posicionamento tais como receptores GPS, plataformas INS (com sensores MEMS), sensores magnéticos, ultra-som e sensores de rodas;
- b) Acompanhar os avanços em sensores de mapeamento, tais como câmeras CCD, distanciômetros, *laser scanners*, dispositivos de radar;
- c) Padronizar definições e medições dos parâmetros dos sensores;
- d) Estudar e relatar o desempenho de sistemas de navegação autônomos e integrados;
- e) Estimular novas idéias e inovação em: algoritmos de navegação, calibração de sensores e sincronização; processamento de informações de sensores em tempo real; técnicas de automação para extração de informação a partir de sistemas com múltiplos sensores utilizando os chamados sistemas especialistas;
- f) Estudar e monitorar o progresso em novas aplicações (e.g., em transportes, engenharia, navegação pessoal e veicular) com múltiplos sensores;
- g) Promover a pesquisa e colaboração com países com pouco acesso à tecnologia moderna de múltiplos sensores.

1.3 ORGANIZAÇÃO DA PESQUISA E DO TEXTO

1.3.1 Proposição Geral e Objetivos Específicos

O objetivo geral da tese é desenvolver uma metodologia para a utilização da integração GPS/INS envolvendo dispositivos que utilizem sensores inerciais MEMS, visando a aplicação em levantamentos geodésicos.

Como objetivos específicos tem-se o estudo das características principais de sensores inerciais baseados em tecnologia MEMS e desenvolvimento de uma metodologia para a integração GPS/INS que possa ser utilizada em instituições com recursos computacionais e instrumentais limitados, isto é, onde não estejam disponíveis equipamentos e aplicativos comerciais de alto custo e específicos para este tipo de pesquisa.

A metodologia proposta pretende apresentar um grau relativamente baixo de complexidade por meio da utilização de algoritmos de fácil compreensão e implementação. Com este trabalho busca-se também estimular a pesquisa e a aplicação dos sensores inerciais MEMS em instrumentação geodésica que envolva, por exemplo, a utilização de múltiplos sensores para mapeamento com a utilização de veículos terrestres (i.e. *Multisensor Mapping System* - MMS). Desta forma espera-se que esta linha de pesquisa mantenha-se ativa dentro do CPGCG

1.3.2 Conteúdo dos Capítulos

O texto segue uma seqüência básica de revisão básica dos sistemas de posicionamento, desenvolvimento da proposição geral, fundamentação teórica, experimentos, análises e conclusões. A Figura 1.2 mostra os conteúdos principais dos capítulos e os seus níveis de relacionamento.

No Capítulo 1 resume-se o contexto em que se encontra a pesquisa na área de integração de sistemas de posicionamento.

No Capítulo 2 faz-se uma revisão das principais características dos sistemas de posicionamento GPS e INS.

No Capítulo 3 apresentam-se as características principais de alguns sensores inerciais baseados em Sistemas Microeletromecânicos (MEMS).

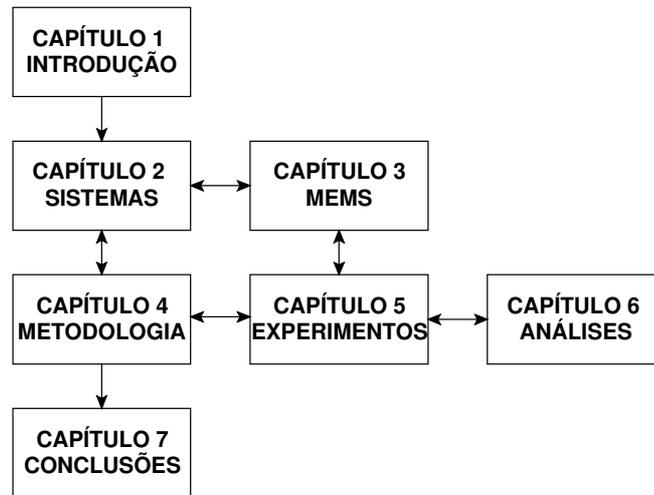
No Capítulo 4 descreve-se uma metodologia para a utilização de uma unidade de medição inercial MEMS de baixa precisão em conjunto com sistemas de posicionamento considerados de alta precisão.

No Capítulo 5 descrevem-se os procedimentos experimentais realizados.

No Capítulo 6 relatam-se os processamentos e as análises realizadas.

No Capítulo 7 apresentam-se as principais conclusões e algumas recomendações para pesquisas futuras.

FIGURA 1.2 - Distribuição e seqüência lógica dos capítulos.



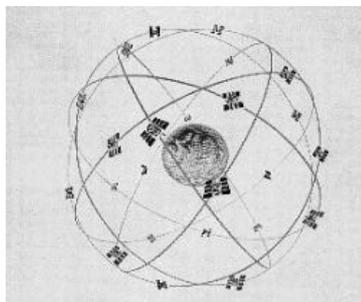
CAPÍTULO 2

INTEGRAÇÃO GPS/INS

2.1 SISTEMA DE POSICIONAMENTO GLOBAL (GPS)

O Sistema de Posicionamento Global (*Global Positioning System* - GPS) foi inicialmente concebido pelo Departamento de Defesa (*Department of Defense* - DoD) norte-americano para o apoio à navegação. A figura 2.1 indica de forma simplificada o aspecto (fora de escala) de uma constelação de satélites semelhante à configuração que atualmente forma o segmento espacial do GPS e que busca o envio de sinais para toda a superfície terrestre.

Figura 2.1 - Constelação de satélites para cobertura global.



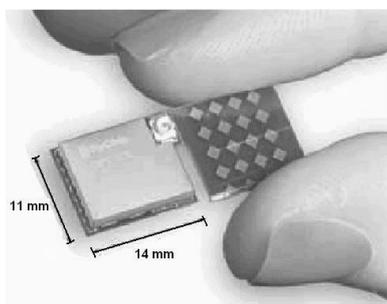
Entretanto, a comunidade científica internacional encontrou outras aplicações para este sistema, destacando-se o posicionamento geodésico, isto é, o posicionamento que é chamado de levantamento de alta precisão. No Brasil, FREITAS (1980) e ANDRADE e BLITZKOW (1990) também perceberam que o uso das observações de receptores GPS seria uma ferramenta importante para o apoio de levantamentos geodésicos propondo e descrevendo aplicações utilizando plataformas colocadas em veículos terrestres e aéreos.

Baseados na observação de sinais eletromagnéticos enviados pelos satélites que orbitam a Terra, os receptores GPS efetuam medições que permitem a determinação de pontos com coordenadas geocêntricas. Estas coordenadas podem ser relacionadas ao sistema de referência denominado WGS84 (*World Geodetic System 1984*) (NIMA, 2000) ou a um ITRF

(*International Terrestrial Reference System*) (IERS, 2004) ou podem ser relacionadas a outros sistemas geodésicos de referência por meio do uso de relações de transformação apropriadas.

O projeto dos receptores GPS vem acompanhando a evolução da indústria eletrônica. Atualmente existe uma grande diversidade de modelos e marcas no mercado. Os modelos de receptores GPS variam de acordo com o tamanho, tipo de frequências, quantidade de satélites que podem ser sintonizados simultaneamente e, principalmente, o custo de aquisição e a precisão que podem fornecer. A figura 2.2 apresenta um exemplo da miniaturização atual dos receptores GPS.

Figura 2.2 - Exemplo de miniaturização dos atuais receptores GPS.



O receptor GPS apresentado na figura 2.2 foi projetado para ser integrado em aparelhos de telefonia celular. Este tipo de aplicação necessita que o receptor tenha dimensões reduzidas e tenha baixo consumo de energia, além de ter um baixo custo. Para atender a esses requisitos, tais receptores são projetados para fornecer coordenadas com precisões suficientes para a navegação pessoal e que, entretanto, não são adequadas para a maioria dos levantamentos geodésicos atuais.

No presente trabalho são abordados apenas os aspectos básicos necessários para o entendimento do princípio de utilização das observações de receptores GPS. Entretanto, existem diversas publicações que descrevem os princípios de operação de receptores, tais como os trabalhos de TSUI (2000) e PARKINSON e SPILKER (1996). Além disso, muitos trabalhos descrevem com detalhes também as diversas formas de utilização de observações obtidas com receptores GPS em levantamentos geodésicos, dentre os quais destacam-se os trabalhos de LEICK (1995), KAPLAN (1996), KRUEGER (1996), MONICO (2000), HOFMANN-WELLENHOF et al. (2001), SEEBER (2003) e GEMAEL e ANDRADE (2004).

2.1.1 Equações de Observação

O modelo básico para as medições de um receptor GPS pode ser representado pelas equações de observações referentes ao código e à fase de batimento da portadora dos sinais recebidos (PARKINSON e SPILKER, 1996).

Com a equação de observação de código procura-se a determinação da chamada pseudodistância (termo que descreve uma medição de distância com erros de observação):

$$p = \rho + c \cdot (dt - dT) + d_\rho + d_{ion} + d_{trop} + \varepsilon_p \quad (2.1)$$

Para o caso da fase da portadora utiliza-se a seguinte expressão:

$$\Phi = \rho + c \cdot (dt - dT) + \lambda \cdot N + d_\rho - d_{ion} + d_{trop} + \varepsilon_\Phi \quad (2.2)$$

sendo:

$$\rho = \sqrt{(X_s - X_p)^2 + (Y_s - Y_p)^2 + (Z_s - Z_p)^2} \quad (2.3)$$

onde:

- p - pseudodistância;
- ρ - distância geométrica entre a posição do satélite observado S , no momento da transmissão, até a posição de um ponto P de observação, no momento da recepção do sinal do satélite S ;
- Φ - fase de batimento da portadora do sinal GPS;
- N - número inteiro de comprimentos de onda da portadora chamado ambigüidade;
- c - velocidade da luz no vácuo;
- d_ρ - erro na posição do satélite;
- d_{ion} - erro devido à refração da ionosfera;
- d_{trop} - erro devido à refração da troposfera;
- dt - erro do relógio do satélite;
- dT - erro do relógio do receptor;
- ε_p - demais erros na pseudodistância;
- ε_Φ - demais erros na fase da portadora;
- X_s, Y_s, Z_s - coordenadas do satélite S no sistema de referência terrestre;
- X_p, Y_p, Z_p - coordenadas do ponto observado P no sistema de referência terrestre.

Resolvendo-se sistemas de equações compostos por modelos baseados nas equações (2.1) e (2.2) é possível determinar as coordenadas do ponto P , onde se encontra o receptor GPS.

A realização de operações de diferenças entre observações simultâneas dos sinais enviados por vários satélites permite atenuar grande parte dos erros de medição. Por exemplo, é possível obter resultados compatíveis com as aplicações geodésicas utilizando-se as equações básicas dos modelos conhecidos como duplas diferenças (SEEBER, 2003):

$$\nabla\Delta p = \nabla\Delta\rho + \nabla\Delta d_{ion} + \nabla\Delta d_{trop} + \nabla\Delta d_{\rho} + \varepsilon_{\nabla\Delta p} \quad (2.4)$$

e

$$\nabla\Delta\Phi = \nabla\Delta\rho + \lambda.\nabla\Delta N - \nabla\Delta d_{ion} + \nabla\Delta d_{trop} + \nabla\Delta d_{\rho} + \varepsilon_{\nabla\Delta p} \quad (2.5)$$

onde:

$\nabla\Delta$ - indica dupla diferença.

É possível também formar outras relações de diferenças com as equações (2.4) e (2.5), gerando as chamadas triplas diferenças. Entretanto tal procedimento elimina as ambigüidades N , que é o termo do modelo de dupla diferença que permite a estimação de medições com alta precisão (HOFMANN-WELLENHOF et al., 2001). Portanto, normalmente trabalha-se com o modelo de duplas diferenças para o processamento das observações GPS.

2.1.2 Levantamentos Geodésicos com GPS

A comunidade de pesquisadores em ciências geodésicas soube desenvolver modelos matemáticos e aproveitar as capacidades dos receptores GPS de realizarem medições em escala global com alta precisão. Por exemplo, atualmente é possível utilizar receptores GPS para efetuar levantamentos geodésicos terrestres capazes de detectar pequenas alterações anuais de coordenadas devido ao movimento de placas continentais. Além disso, diversas aplicações em levantamentos aéreos, terrestres, marinhos e espaciais vêm utilizando receptores GPS. Os sistemas de mapeamento móvel são aplicações terrestres atuais que utilizam observações de receptores GPS para que coordenadas geodésicas sejam relacionadas (processo de georreferenciamento) a feições ou objetos registrados e para que trajetórias sejam determinadas de forma rápida e precisa (VISINTINI, 1999). Os aerolevantamentos com

câmeras fotogramétricas e com *laser scanning* têm utilizado informações de receptores GPS como apoio para o processamento das imagens coletadas. Os levantamentos marinhos também vêm utilizando o GPS para apoiar as medições realizadas com ecobatímetros (KRUEGER, 1996). E em ambiente espacial pode-se citar como exemplo os levantamentos gravimétricos realizados com instrumentos inerciais instalados em satélites que utilizam receptores GPS para o seu posicionamento (o Anexo A.7 apresenta o modelo matemático básico para realização de gravimetria com medições de sensores inerciais).

2.1.3 Dificuldades para a Realização de Levantamentos GPS

Apesar da alta precisão alcançada com as medições de receptores GPS, existem algumas dificuldades para a realização de levantamentos geodésicos com este sistema. Por exemplo, um receptor GPS depende de sinais enviados por satélites e estes sinais percorrem o meio físico estando sujeitos a diversas perturbações, tais como atrasos na propagação atmosférica, reflexão em superfícies próximas do receptor (múltiplos caminhos dos sinais) e intermitência ou perda de recepção. Além disso, os receptores GPS apresentam uma taxa de aquisição de dados relativamente baixa, quando comparada com as taxas de uma plataforma de navegação inercial. Por isso, as observações GPS muitas vezes são insuficientes para descrever as trajetórias de veículos sujeitos a vibrações, turbulências e manobras rápidas. Além disso, ainda hoje, para se conseguir determinar a atitude de plataformas e instrumentos de medição em levantamentos geodésicos é necessário o uso de sensores específicos para a detecção de rotação (e.g., giroscópios e magnetômetros). Mesmo com o uso simultâneo de múltiplas antenas, as medições GPS ainda não conseguem competir com o desempenho dos sensores de rotação.

Estas são algumas das razões da necessidade de utilização de outros sistemas de posicionamento em levantamentos geodésicos além do uso de receptores GPS. Entretanto, a principal dificuldade no uso simultâneo de dois ou mais sistemas é o aumento do custo total dos instrumentos, mas este custo muitas vezes é justificado, pois, em geral, ocorre a redução do custo total para a aquisição e processamento dos dados do levantamento. Por exemplo, nos aerolevantamentos fotogramétricos, através do chamado “georreferenciamento direto” ocorre uma redução significativa do tempo e do custo total do processamento dos dados devido à redução do número de levantamentos GPS necessários para a determinação de pontos de controle na superfície (SCHWARZ, 1993; ŠKALOUĐ, 1998).

2.2 SISTEMA DE NAVEGAÇÃO INERCIAL (INS)

2.2.1 Características Básicas

A navegação inercial baseia-se numa relação matemática linear conhecida como equação fundamental da Geodésia Cinemática (MORITZ, 1967) que relaciona grandezas definidas num sistema de coordenadas de referência considerado inercial:

$$\mathbf{a} = \mathbf{f} + \mathbf{g} \quad (2.7)$$

onde:

- a** - aceleração exercida sobre um corpo, veículo ou plataforma;
- f** - força específica medida por sensores;
- g** - ação da gravidade.

Estas grandezas podem ser relacionadas graças ao *Princípio da Equivalência* de Einstein que diz que os efeitos devidos a forças inerciais e a campos gravitacionais são indistinguíveis (BRITTING, 1971; FREITAS, 1980). Portanto, se o vetor gravidade **g** é conhecido, o vetor aceleração **a** do sistema pode ser determinado a partir de medições do vetor força específica **f**.

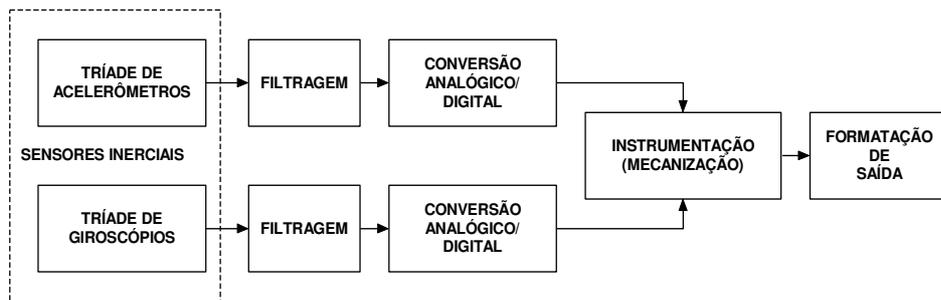
Por sua vez, a aceleração **a** pode ser integrada numericamente em relação ao tempo para se obter valores de velocidade. Em seguida, a integração desta velocidade em relação ao tempo fornecerá a informação de deslocamento do sistema de navegação. Ao mesmo tempo, as medições de velocidade angular do sistema de navegação também devem ser integradas em relação ao tempo para se obter sua orientação (atitude) no espaço. Resumindo, este é o princípio básico da navegação inercial e do posicionamento relativo (denominado *deduced* ou *dead reckoning*), onde são considerados valores de velocidade, de deslocamento, de tempo e de direção relacionados a um corpo ou veículo (LAWRENCE, 1998). Evidentemente, esta técnica de navegação necessita de valores iniciais para estas grandezas e de um ponto de partida com coordenadas conhecidas.

Assim, um Sistema de Navegação Inercial (*Inertial Navigation System* - INS) utiliza-se de Unidades de Medição Inercial (*Inertial Measurement System* - IMU) que contenham arranjos de sensores inerciais (*Inertial Sensors Array* - ISA). Estes arranjos devem conter

conjuntos de acelerômetros para a medição de força específica e conjuntos de giroscópios para detecção de movimentos de rotação (LEFÈVRE, 1993; MERHAV, 1996).

Os componentes básicos de uma IMU podem ser representados de forma simplificada como indica a figura 2.3.

Figura 2.3 - Arranjo de sensores, conversores e filtros de uma IMU.



Numa IMU, além dos sensores inerciais, podem existir elementos de filtragem, que procuram eliminar ou reduzir os ruídos que acompanham os sinais dos sensores. As etapas de filtragem também procuram eliminar possíveis distorções no espectro de frequências das observações (efeitos de *aliasing*). Também são necessários dispositivos de aquisição (amostragem) e conversores de sinais analógicos para sinais digitais.

Os sinais dos sensores podem passar por uma integração numérica na própria IMU, compondo uma etapa de instrumentação (ou mecanização) de observações, ou podem ser enviados de forma bruta para uma unidade de processamento externa que efetuará todos os cálculos de navegação. Em geral, as medições dos sensores também são submetidas a uma formatação numérica (interface) para que possam ser enviadas para o processamento externo.

As medições ou observações do conjunto (tríade) de acelerômetros de uma IMU contendo ruídos ou erros podem ser modeladas de diversas formas. A seguir apresenta-se um exemplo onde as medições são representadas por uma soma de diferentes fatores de erros (EL-SHEIMY e SCHWARZ, 2001):

$$l_f = f + b + (S_1 + S_2) \cdot f + \Gamma \cdot f + \gamma + \delta g + \varepsilon_f \quad (2.8)$$

onde:

l_f - medição ou observação dos acelerômetros;

f - força específica;

- b - desvio sistemático das medições dos acelerômetros (*bias*);
- S_1 - matriz representando fator de escala para os erros lineares;
- S_2 - matriz representando fator de escala para os erros não-lineares;
- Γ_f - matriz contendo os desvios de ortogonalidade dos eixos dos acelerômetros;
- γ - gravidade normal;
- δg - distúrbio da gravidade (diferença entre g e γ num mesmo ponto);
- ε_f - demais erros ou ruídos de observação dos acelerômetros.

Da mesma forma é possível representar as medições do conjunto de giroscópios através da seguinte equação:

$$l_\omega = \omega + d + S \cdot \omega + \Gamma \cdot \omega + \varepsilon_\omega \quad (2.9)$$

onde:

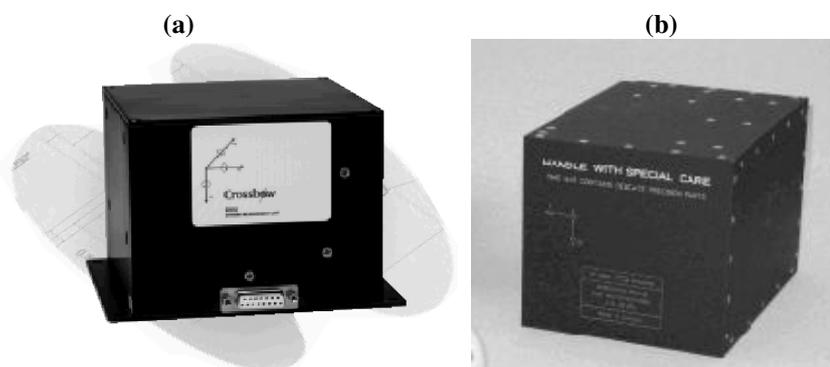
- l_ω - observação de velocidade angular com erros;
- ω - velocidade angular;
- d - desvio sistemático das medições dos giroscópios;
- S - matriz representando fator de escala dos giroscópios;
- Γ_ω - matriz contendo os desvios de ortogonalidade dos eixos dos giroscópios;
- ε_ω - demais erros ou ruídos de observação dos giroscópios.

As componentes de erro ou ruído para os acelerômetros ε_f e para os giroscópios ε_ω podem ser interpretadas como uma soma de diferentes tipos de ruído, tais como ruído branco (*white noise*), ruídos correlacionados e ruídos de quantização (EL-SHEIMY e SCHWARZ, 2001).

Um sistema de navegação inercial não depende de sinais externos para a realização de medidas e, por isso, é denominado sistema autocontido. Na prática, os componentes internos de unidades de navegação inercial não estão acessíveis ao usuário sendo hermeticamente fechadas, ou seja, são verdadeiras “caixas-pretas” (*black boxes*). Dois exemplos típicos de IMU comerciais (unidades *Crossbow* e *IGI*, respectivamente) são apresentados na figura 2.4.

Figura 2.4 - Dois exemplos unidades de medição inercial analíticas:

(a) *Crossbow* e (b) *IGI*, respectivamente.



2.2.2 Tipos de Plataformas Inerciais

Os eixos de sensibilidade dos instrumentos de um sistema de navegação inercial podem ter sua orientação estabilizada no espaço por meio de uma plataforma servo-controlada (*gimballed platform*) ou podem ser fixados à estrutura do veículo que o transporta. Neste último caso a plataforma do sistema é denominada analítica (*strapdown platform*) e exige um esforço computacional relativamente elevado para a determinação de sua orientação no espaço em tempo real, quando comparado com os sistemas estabilizados (BRITTING, 1971).

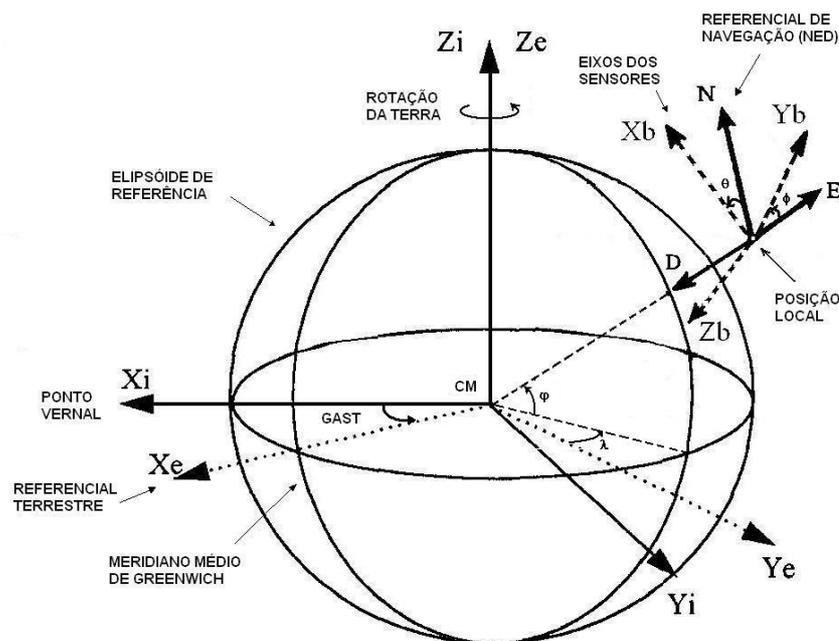
Há muitos anos a teoria e a prática para o desenvolvimento dos sistemas de navegação inercial (estabilizados e analíticos) vêm sendo discutidas em detalhes em diversas publicações especializadas, tais como MORGAN (1967) que trata da influência de erros computacionais e EDWARDS (1971) que descreve a forma como as unidades analíticas eram implementadas há mais de três décadas atrás. TITTERTON e WESTON (1997), ROGERS (2000) e MADJAROV (2000) apresentam diversas considerações sobre a implementação prática de sistemas inerciais analíticos. MANCINI (1979), CHATFIELD (1997) e SALYCHEV (1998) apresentam aplicações em levantamentos geodésicos e fundamentos para a navegação inercial considerada de alta precisão. O trabalho de WEI e SCHWARZ (1990) apresenta um exemplo de instrumentação ou mecanização analítica utilizando um referencial terrestre.

2.2.3 Referenciais e Transformações para a Modelagem de um INS

A mecanização, instrumentação ou modelagem de um Sistema de Navegação Inercial é realizada com base na definição de diversos sistemas de referência. Por exemplo, em geral utiliza-se um referencial de nível local (*local level*) como referencial de navegação (JEKELI, 2001).

Na figura 2.5 estão representados graficamente quatro sistemas de coordenadas de referência destrógiros, usuais para a utilização de observações de plataformas inerciais, cada um contendo três eixos coordenados ortogonais entre si (BRITTING, 1971):

Figura 2.5 – Sistemas de coordenadas de referência: inercial (*i*), terrestre (*e*), navegação (*n*) e dos sensores (*b*).



- a) **Referencial Considerado Inercial ou Quase Inercial (*i*):** eixos (X_i, Y_i, Z_i) , com a origem no centro de massa da Terra e onde X_i aponta na direção do ponto vernal, Z_i coincide com o eixo de rotação médio da Terra, definido numa determinada época, e Y_i completa o sistema dextrógiro. Num referencial considerado inercial as leis dinâmicas de Newton são válidas.

- b) **Referencial Terrestre (e):** eixos (X_e, Y_e, Z_e) , onde a origem está no centro de massa da Terra, o eixo X_e corta o meridiano médio de Greenwich e o eixo Z_e coincide com o eixo Z_i definido anteriormente;
- c) **Referencial de Navegação (Nível Local) (n):** onde os eixos podem ser indicados como (N, E, D) , (X_N, Y_E, Z_D) ou (X_n, Y_n, Z_n) e a origem se localiza numa posição local do sistema de navegação, sendo que o eixo N orienta-se na direção norte, o eixo E orienta-se na direção leste e o eixo D orienta-se na direção normal ao elipsóide de referência;
- d) **Referencial dos eixos dos sensores (do corpo ou da plataforma) (b):** eixos (X_b, Y_b, Z_b) , onde a origem localiza-se no centro do conjunto de sensores. Considerando-se a estrutura do veículo que transporta os sensores (a plataforma), geralmente X_b orienta-se para a frente, Y_b orienta-se para a direita e Z_b orienta-se para baixo.

Considerando-se as seguintes matrizes de rotação:

$$\mathbf{R}_X = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \alpha & -\sin \alpha \\ 0 & \sin \alpha & \cos \alpha \end{bmatrix} \quad (2.10)$$

$$\mathbf{R}_Y = \begin{bmatrix} \cos \alpha & 0 & \sin \alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

$$\mathbf{R}_Z = \begin{bmatrix} \cos \alpha & -\sin \alpha & 0 \\ \sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

onde:

- α - ângulo de rotação em torno de um eixo coordenado;
- \mathbf{R}_X - matriz de rotação em relação ao eixo de coordenadas X ;
- \mathbf{R}_Y - matriz de rotação em relação ao eixo de coordenadas Y ;
- \mathbf{R}_Z - matriz de rotação em relação ao eixo de coordenadas Z ;

Uma matriz de cossenos diretores \mathbf{C}_e^n relaciona vetores no referencial terrestre (e) com o referencial de navegação (n) (TITTERTON e WESTON, 1997) por meio da expressão:

$$\mathbf{C}_e^n = \mathbf{R}_Y\left(-\varphi - \frac{\pi}{2}\right) \cdot \mathbf{R}_Z(\lambda) \quad (2.13)$$

onde:

- φ - latitude geodésica;
- λ - longitude geodésica;

ou seja:

$$\mathbf{C}_e^n = \begin{bmatrix} -\text{sen } \varphi \cdot \cos \lambda & -\text{sen } \varphi \cdot \text{sen } \lambda & \cos \varphi \\ -\text{sen } \lambda & \cos \lambda & 0 \\ -\cos \varphi \cdot \cos \lambda & -\cos \varphi \cdot \text{sen } \lambda & -\text{sen } \varphi \end{bmatrix} \quad (2.14)$$

Como \mathbf{C}_e^n é uma matriz ortogonal, então a relação inversa é dada por:

$$\mathbf{C}_n^e = [\mathbf{C}_e^n]^{-1} = [\mathbf{C}_e^n]^T \quad (2.15)$$

Se não forem considerados os desvios de ortogonalidade, uma matriz de cossenos diretores \mathbf{C}_n^b relaciona vetores no referencial de navegação (n) com o referencial dos sensores (b) por meio da expressão:

$$\mathbf{C}_n^b = \mathbf{R}_X(\phi) \cdot \mathbf{R}_Y(\theta) \cdot \mathbf{R}_Z(\psi) \quad (2.16)$$

onde:

- ψ - ângulo de guinada (denominado κ em levantamentos aéreos; ângulo de rotação em torno do eixo Z , conhecido como *yaw* ou *heading*);
- θ - ângulo de arfagem (denominado φ em levantamentos aéreos; ângulo de rotação em torno do eixo Y , conhecido como *pitch*);
- ϕ - ângulo de rolamento (denominado ω em levantamentos aéreos; ângulo de rotação em torno do eixo X , conhecido como *roll*);

Considerando que \mathbf{C}_n^b é uma matriz ortogonal, então a relação inversa \mathbf{C}_b^n será dada por:

$$\mathbf{C}_b^n = [\mathbf{C}_n^b]^T = \mathbf{R}_Z(-\psi) \cdot \mathbf{R}_Y(-\theta) \cdot \mathbf{R}_X(-\phi) \quad (2.17)$$

ou seja:

$$\mathbf{C}_b^n = \begin{bmatrix} \cos\theta \cdot \cos\psi & -\cos\phi \cdot \sin\psi + \sin\phi \cdot \sin\theta \cdot \cos\psi & \sin\phi \cdot \sin\psi + \cos\phi \cdot \sin\theta \cdot \cos\psi \\ \cos\theta \cdot \sin\psi & \cos\phi \cdot \cos\psi + \sin\phi \cdot \sin\theta \cdot \sin\psi & -\sin\phi \cdot \cos\psi + \cos\phi \cdot \sin\theta \cdot \sin\psi \\ -\sin\theta & \sin\phi \cdot \cos\theta & \cos\phi \cdot \cos\theta \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

A velocidade angular $\boldsymbol{\omega}_{ie}^e$ do referencial terrestre(e) em relação ao referencial inercial(i), projetada no referencial terrestre(e) é dada por:

$$\boldsymbol{\omega}_{ie}^e = [0 \quad 0 \quad \omega_e]^T \quad (2.19)$$

onde:

$$\omega_e \quad - \text{velocidade de rotação da Terra adotada no GRS80} \cong 7,292115 \times 10^{-5} \text{ rad / s ;}$$

e a projeção $\boldsymbol{\omega}_{ie}^n$ do vetor $\boldsymbol{\omega}_{ie}^e$ no referencial de navegação(n) é dada por:

$$\boldsymbol{\omega}_{ie}^n = \mathbf{C}_e^n \cdot \boldsymbol{\omega}_{ie}^e \quad (2.20)$$

então:

$$\boldsymbol{\omega}_{ie}^n = [\omega_e \cos\varphi \quad 0 \quad -\omega_e \sin\varphi]^T \quad (2.21)$$

A velocidade angular $\boldsymbol{\omega}_{en}^n$ do referencial de navegação(n) em relação ao referencial terrestre(e) projetada no referencial de navegação(n) é dada em função de variações de latitude $\dot{\varphi}$ e de longitude $\dot{\lambda}$ (TITTERTON e WESTON, 1997):

$$\boldsymbol{\omega}_{en}^n = [\dot{\lambda} \cos\varphi \quad -\dot{\varphi} \quad -\dot{\lambda} \sin\varphi]^T \quad (2.22)$$

sendo:

$$\dot{\lambda} = \frac{v_E}{(R_M + h) \cdot \cos\varphi} \quad (2.23)$$

e

$$\dot{\varphi} = \frac{v_N}{R_M + h} \quad (2.24)$$

então:

$$\boldsymbol{\omega}_{en}^n = \left[\left(\frac{v_E}{R_N + h} \right) \quad \left(\frac{-v_N}{R_M + h} \right) \quad \left(\frac{-v_E \tan\varphi}{R_N + h} \right) \right]^T \quad (2.25)$$

onde:

- v_N - velocidade na direção norte (N);
 v_E - velocidade na direção leste (E);
 h - altitude elipsoidal;
 R_M - raio de curvatura meridiana;
 R_N - raio de curvatura primeiro vertical.

sendo:

$$R_N = \frac{a}{(1 - e^2 \sen^2 \varphi)^{1/2}} \quad (2.26)$$

e

$$R_M = \frac{a \cdot (1 - e^2)}{(1 - e^2 \sen^2 \varphi)^{3/2}} \quad (2.27)$$

onde:

- a - semi-eixo maior do elipsóide de referência;
 e - excentricidade do elipsóide de referência, sendo $e^2 = \frac{a^2 - b^2}{a^2}$, onde b é o semi-eixo menor do elipsóide de referência.

Desta forma, a velocidade angular ω_{in}^n do referencial de navegação (n) em relação ao referencial inercial (i) projetada no referencial de navegação (n) será dada somando-se as equações (2.21) e (2.25):

$$\omega_{in}^n = \omega_{ie}^n + \omega_{en}^n \quad (2.28)$$

então:

$$\omega_{in}^n = \begin{bmatrix} \omega_e \cos \varphi \\ 0 \\ -\omega_e \sen \varphi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \left(\frac{v_E}{(R_N + h)} \right) \\ \left(\frac{-v_N}{(R_M + h)} \right) \\ \left(\frac{-v_E \tan \varphi}{(R_N + h)} \right) \end{bmatrix} \quad (2.29)$$

2.2.4 Equações para a Mecanização de um INS

Considerando-se a posição no referencial de navegação \mathbf{p}^n representada como:

$$\mathbf{p}^n = [\varphi \quad \lambda \quad h]^T \quad (2.30)$$

e a variação temporal de posição $\dot{\mathbf{p}}^n$ representada por:

$$\dot{\mathbf{p}}^n = [\dot{\varphi} \quad \dot{\lambda} \quad \dot{h}]^T \quad (2.33)$$

e a velocidade no referencial de navegação \mathbf{v}^n calculada por:

$$\mathbf{v}^n = \begin{bmatrix} (R_M + h) & 0 & 0 \\ 0 & ((R_N + h) \cdot \cos \varphi) & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\lambda} \\ \dot{h} \end{bmatrix} \quad (2.31)$$

sendo:

$$\mathbf{v}^n = [v_N \quad v_E \quad v_D]^T \quad (2.32)$$

então a variação temporal de posição $\dot{\mathbf{p}}^n$ também pode ser escrita como:

$$\dot{\mathbf{p}}^n = \begin{bmatrix} \left(\frac{1}{R_M + h} \right) & 0 & 0 \\ 0 & \left(\frac{1}{(R_N + h) \cdot \cos \varphi} \right) & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} v_N \\ v_E \\ v_D \end{bmatrix} \quad (2.34)$$

Considerando-se a equação de velocidade \mathbf{v}^n no referencial de navegação representada por:

$$\mathbf{v}^n = \mathbf{C}_e^n \cdot \dot{\mathbf{p}}^e \quad (2.35)$$

e seguindo-se o desenvolvimento proposto por ROGERS (2000) para a derivação da variação de velocidade $\dot{\mathbf{v}}^n$, apresentado na seção A.2.2 do Anexo A.2, encontra-se seguinte relação (BRITTING, 1971; FARRELL, 1976; TITTERTON e WESTON, 1997):

$$\dot{\mathbf{v}}^n = \mathbf{C}_b^n \cdot \mathbf{f}^b - (2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \mathbf{v}^n + \mathbf{g}^n \quad (2.36)$$

onde:

\mathbf{f}^b - vetor força específica;

\mathbf{g}^n - vetor gravidade.

A variação de atitude $\dot{\mathbf{C}}_b^n$ pode ser definida como:

$$\dot{\mathbf{C}}_b^n = \mathbf{C}_b^n \cdot \boldsymbol{\Omega}_{nb}^b \quad (2.37)$$

sendo:

$$\boldsymbol{\Omega}_{nb}^b = \boldsymbol{\Omega}_{ib}^b - \boldsymbol{\Omega}_{in}^b \quad (2.38)$$

então:

$$\dot{\mathbf{C}}_b^n = \mathbf{C}_b^n \cdot (\boldsymbol{\Omega}_{ib}^b - \boldsymbol{\Omega}_{in}^b) \quad (2.39)$$

onde:

$\boldsymbol{\Omega}_{ib}^b$ - matriz relacionada ao vetor de medições $\boldsymbol{\omega}_{ib}^b$ obtido com os giroscópios;

$\boldsymbol{\Omega}_{in}^b$ - matriz relacionada ao vetor $\boldsymbol{\omega}_{in}^b = \mathbf{C}_b^n \cdot \boldsymbol{\omega}_{in}^n$ (e $\boldsymbol{\omega}_{in}^n$ é definido na equação 2.29).

e sendo $\boldsymbol{\Omega}$ a representação da matriz anti-simétrica relacionada a um vetor $\boldsymbol{\omega}$ (FARRELL e BARTH, 1999) conveniente para realizar o produto matricial (2.39). Ou seja:

$$\boldsymbol{\Omega} = \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y \\ -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (2.40)$$

ROGERS (2000) também desenvolve $\dot{\mathbf{C}}_b^n$ como sendo:

$$\dot{\mathbf{C}}_b^n = -\boldsymbol{\Omega}_{bn}^n \cdot \mathbf{C}_b^n \quad (2.41)$$

obtendo-se $\boldsymbol{\Omega}_{bn}^n$ por meio de $\boldsymbol{\omega}_{bn}^n$:

$$\boldsymbol{\omega}_{bn}^n = \boldsymbol{\omega}_{in}^n - \mathbf{C}_b^n \cdot \boldsymbol{\omega}_{ib}^b \quad (2.42)$$

Se os sensores inerciais de rotação não conseguem perceber o movimento de rotação da Terra $\boldsymbol{\omega}_{ie}^n$ (caso dos sensores inerciais de baixo custo com sensibilidade relativamente pequena) a equação (2.28) torna-se:

$$\boldsymbol{\omega}_{in}^n = \boldsymbol{\omega}_{en}^n \quad (2.43)$$

Finalmente, considerando-se as equações (2.34), (2.36) e (2.39), pode-se descrever o sistema de equações para um sistema de navegação inercial:

$$\begin{bmatrix} \dot{\mathbf{p}}^n \\ \dot{\mathbf{v}}^n \\ \dot{\mathbf{C}}_b^n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (\mathbf{M}^{-1} \cdot \mathbf{v}^n) \\ (\mathbf{C}_b^n \cdot \mathbf{f}^b - (2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \mathbf{v}^n + \mathbf{g}^n) \\ (\mathbf{C}_b^n \cdot (\boldsymbol{\Omega}_{ib}^b - \boldsymbol{\Omega}_{in}^b)) \end{bmatrix} \quad (2.44)$$

onde a inversão da matriz auxiliar \mathbf{M} indicada em (2.44) é dada por:

$$\mathbf{M}^{-1} = \begin{bmatrix} \left(\frac{1}{R_M + h} \right) & 0 & 0 \\ 0 & \left(\frac{1}{(R_N + h) \cdot \cos \varphi} \right) & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \quad (2.45)$$

A figura 2.6 apresenta de forma simplificada um diagrama do procedimento de instrumentação ou mecanização de uma plataforma ou sistema de navegação inercial baseada no sistema de equações (2.44).

Na figura 2.6 pode-se observar que as medições dos sensores inerciais (giroscópios e acelerômetros) são interpretadas como vetor de velocidade angular $\boldsymbol{\omega}_{ib}^b$ e como vetor de força específica \mathbf{f}^b . Depois da utilização da transformação entre os referenciais dos sensores e de navegação \mathbf{C}_b^n , a força específica \mathbf{f}^b é somada com o valor de gravidade \mathbf{g}^n , determinado pela posição local do sistema, e com o termo devido ao efeito *Coriolis*, representado na equação (2.36) como $-(2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \mathbf{v}^n$ (TITTERTON e WESTON, 1997; ROGERS, 2000).

2.2.5 Modelos de Erros

Devido aos ruídos e imperfeições nas medições dos sensores, na solução do sistema de equações (2.44) deve ser considerada a existência de erros. Esses erros podem ser considerados como uma combinação de erros determinísticos (sistemáticos) e estocásticos (aleatórios) (NASSAR, 2003). Os erros estocásticos que representam os desvios dos sensores inerciais podem ser modelados por equações diferenciais com variáveis estocásticas e estimados por um filtro de Kalman. Os erros determinísticos podem ser modelados pela linearização do modelo matemático (2.44) para se obter um sistema de equações que contenham erros em posição, velocidade e atitude (ver a seção A.2.1 do Anexo A.2). Assim o vetor de estado de erro $\delta\mathbf{x}(t)$ pode ser considerado como função de uma combinação determinística e estocástica, da seguinte forma:

$$\delta\mathbf{x}(t) = f(\delta\mathbf{x}_1(t), \delta\mathbf{x}_2(t)) \quad (2.46)$$

sendo:

$$\delta\mathbf{x}_1(t) = (\delta\mathbf{p}^n, \delta\mathbf{v}^n, \delta\boldsymbol{\varepsilon}^n)^T \quad \text{- parte determinística do modelo de erro;}$$

$$\delta\mathbf{x}_2(t) = (\mathbf{b}^b, \mathbf{d}^b)^T \quad \text{- parte estocástica do modelo de erro;}$$

onde:

$$\delta\mathbf{p}^n \quad \text{- vetor de erros de posição;}$$

$$\delta\mathbf{v}^n \quad \text{- vetor de erros de velocidade;}$$

$$\delta\boldsymbol{\varepsilon}^n \quad \text{- vetor de erros de atitude;}$$

$$\mathbf{b}^b \quad \text{- vetor de desvios dos acelerômetros;}$$

$$\mathbf{d}^b \quad \text{- vetor de desvios dos giroscópios.}$$

Então, a variação $\delta\dot{\mathbf{x}}(t)$ do vetor de estado de erro $\delta\mathbf{x}(t)$:

$$\delta\dot{\mathbf{x}}(t) = (\delta\dot{\mathbf{p}}^n, \delta\dot{\mathbf{v}}^n, \delta\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}^n, \dot{\mathbf{b}}^b, \dot{\mathbf{d}}^b)^T \quad (2.47)$$

é representada por meio de um modelo combinado, ou seja:

$$\delta\dot{\mathbf{x}}(t) = (\delta\dot{\varphi}, \delta\dot{\lambda}, \delta\dot{h}, \delta\dot{v}_N, \delta\dot{v}_E, \delta\dot{v}_D, \delta\dot{\varepsilon}_N, \delta\dot{\varepsilon}_E, \delta\dot{\varepsilon}_D, \dot{b}_X, \dot{b}_Y, \dot{b}_Z, \dot{d}_X, \dot{d}_Y, \dot{d}_Z)^T \quad (2.48)$$

Um modelo de erro para a expressão (2.44) pode ser realizado usando-se a expansão em Séries de Taylor como indicado na seção A.2.3 do Anexo A.2.

2.2.6 Inicialização de Plataforma de Navegação Inercial

A inicialização de um sistema de navegação inercial consiste em duas operações: a atribuição de coordenadas e velocidades iniciais e a determinação da orientação da plataforma em relação a um referencial de navegação.

Se inicialmente a plataforma de navegação inercial está estacionada suas velocidades podem ser consideradas nulas em relação à superfície terrestre e suas coordenadas iniciais podem ser obtidas na superfície tomando-se como referência um ponto local com coordenadas conhecidas. Na prática, esse ponto inicial pode ser obtido por meio das informações de um marco geodésico implantado na superfície. Atualmente, a utilização de observações de receptores GPS facilita essa operação, pois podem ser determinados inúmeros pontos iniciais e em locais convenientes, arbitrários e sem necessidade de estruturas especiais materializadas na superfície.

Para a determinação da orientação da plataforma, um sistema de navegação inercial de alta precisão estacionário pode alinhar a si próprio, explorando direções definidas fisicamente pela Terra, mais especificamente a direção da gravidade local e a direção do eixo de rotação da Terra (FREITAS, 1980). O alinhamento inicial (*coarse alignment*) do arranjo de sensores inerciais fornece uma orientação rápida da plataforma em relação a um referencial de navegação usando as forças específicas e velocidades angulares obtidas diretamente das observações brutas dos sensores. O alinhamento inicial pode ser realizado observando-se os sinais de dois acelerômetros montados com os eixos de medição perpendiculares entre si e paralelos à base da plataforma inercial. Se a plataforma estiver estacionada em relação à superfície terrestre e se os desvios das medições dos acelerômetros forem nulos ou compensados, esses dois acelerômetros registrarão observações proporcionais à inclinação da base da plataforma em relação ao vetor da gravidade local \mathbf{g} . Assim é possível determinar a inclinação da plataforma em relação ao referencial de navegação desde que também se leve em conta a deflexão da vertical local. Desprezar esta deflexão equivale a incluir um desvio sistemático nas observações dos sensores. De forma semelhante, o alinhamento da plataforma em azimute pode ser realizado observando-se a projeção da velocidade angular terrestre medida pelos giroscópios (BRITTING, 1971). Em seguida, um alinhamento fino (*fine alignment*) é realizado para compensar os desvios dos acelerômetros e giroscópios e outros erros sistemáticos juntamente com os erros de orientação. Essas estimativas de erros podem ser obtidas por meio de um filtro de Kalman, incluindo-se as considerações estatísticas dos

ruídos do processo e das medições (JEKELI, 2001).

Mais especificamente, o alinhamento de uma IMU consiste na determinação de uma matriz de cossenos diretores \mathbf{C}_b^n , realizada em duas etapas. Na etapa de nivelamento (*leveling*) obtêm-se ângulos de inclinação da plataforma usando-se as medições dos acelerômetros. Na etapa correspondente à orientação giroscópica obtém-se o azimute por meio das medições de velocidades angulares observadas pelos giroscópios (*gyrocompassing*).

Para se determinar o alinhamento de um sistema de navegação inercial analítico pode-se definir um vetor auxiliar \mathbf{u}^b simultaneamente ortogonal ao vetor força específica \mathbf{f}^b (medida pelos acelerômetros) e ao vetor de velocidade angular $\boldsymbol{\omega}_{ib}^b$ (medida pelos giroscópios) (BRITTING, 1971) dado por:

$$\mathbf{u}^b = \mathbf{f}^b \times \boldsymbol{\omega}_{ib}^b \quad (2.49)$$

Considera-se então a seguinte transformação:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{f}^b \\ \boldsymbol{\omega}_{ib}^b \\ \mathbf{u}^b \end{bmatrix} = \mathbf{C}_n^b \cdot \begin{bmatrix} \mathbf{f}^n \\ \boldsymbol{\omega}_{ib}^n \\ \mathbf{u}^n \end{bmatrix} \quad (2.50)$$

Sendo que a transposição da equação (2.50) é dada por:

$$\begin{bmatrix} (\mathbf{f}^b)^T \\ (\boldsymbol{\omega}_{ib}^b)^T \\ (\mathbf{u}^b)^T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (\mathbf{f}^n)^T \\ (\boldsymbol{\omega}_{ib}^n)^T \\ (\mathbf{u}^n)^T \end{bmatrix} \cdot \mathbf{C}_n^b \quad (2.51)$$

Então, a matriz de alinhamento \mathbf{C}_b^n pode ser definida como:

$$\mathbf{C}_b^n = \begin{bmatrix} (\mathbf{f}^n)^T \\ (\boldsymbol{\omega}_{ib}^n)^T \\ (\mathbf{u}^n)^T \end{bmatrix}^{-1} \cdot \begin{bmatrix} (\mathbf{f}^b)^T \\ (\boldsymbol{\omega}_{ib}^b)^T \\ (\mathbf{u}^b)^T \end{bmatrix} \quad (2.52)$$

Sendo $\mathbf{f}^n = -\mathbf{g}^n \cong (0 \ 0 \ -\gamma)$ e $\boldsymbol{\omega}_{ib}^n = \boldsymbol{\omega}_{ie}^n = (\omega_e \cos \varphi \ 0 \ -\omega_e \sin \varphi)^T$, com a IMU

estacionada em relação à superfície terrestre, tem-se:

$$\begin{bmatrix} (\mathbf{f}^n)^T \\ (\boldsymbol{\omega}_{ib}^n)^T \\ (\mathbf{u}^n)^T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -\gamma \\ (\omega_e \cos \varphi) & 0 & (-\omega_e \sin \varphi) \\ 0 & (-\gamma \cdot \omega_e \cos \varphi) & 0 \end{bmatrix}^{-1} \quad (2.53)$$

então:

$$\begin{bmatrix} (\mathbf{f}^n)^T \\ (\boldsymbol{\omega}_{ib}^n)^T \\ (\mathbf{u}^n)^T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \left(\frac{-\tan \varphi}{\gamma}\right) & \left(\frac{1}{\omega_e \cos \gamma}\right) & 0 \\ 0 & 0 & \left(\frac{1}{-\gamma \cdot \omega_e \cos \varphi}\right) \\ \left(\frac{-1}{\gamma}\right) & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.54)$$

Os erros associados a este modelo podem ser estudados pelo método de perturbação da equação (2.51) (método também utilizado no Anexo A.2). Definindo as medições $\tilde{\mathbf{f}}^b$, $\tilde{\boldsymbol{\omega}}^b$ e $\tilde{\mathbf{u}}^b$ como:

$$\tilde{\mathbf{f}}^b = -\mathbf{g}^b + \delta \mathbf{f}^b \quad (2.55)$$

$$\tilde{\boldsymbol{\omega}}^b = \boldsymbol{\omega}_{ie}^b + \delta \boldsymbol{\omega}_{ie}^b \quad (2.56)$$

$$\tilde{\mathbf{u}}^b = \mathbf{u}^b + \delta \mathbf{u}^b \quad (2.57)$$

pode-se obter (BRITTING, 1971):

$$-\mathbf{E}^n \cdot \mathbf{C}_b^n = \begin{bmatrix} \left(\frac{-\tan \varphi}{\gamma}\right) & \left(\frac{1}{\omega_e \cdot \cos \gamma}\right) & 0 \\ 0 & 0 & \left(\frac{1}{-\gamma \cdot \omega_e \cos \varphi}\right) \\ \left(\frac{-1}{\gamma}\right) & 0 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} (\delta \mathbf{f}^b)^T \\ (\delta \boldsymbol{\omega}_{ie}^b)^T \\ (\delta \mathbf{u}^b)^T \end{bmatrix} \quad (2.58)$$

onde:

\mathbf{E}^n - matriz anti-simétrica das perturbações em atitude $\delta \boldsymbol{\varepsilon}^n$.

Para simplificar o desenvolvimento, considere-se que $\mathbf{C}_b^n = \mathbf{I}$, onde \mathbf{I} é matriz identidade, então pode-se escrever a seguinte expressão (com aproximação de primeira ordem):

$$\delta \mathbf{u}^b = \delta \mathbf{f}^b \times \boldsymbol{\omega}_{ie}^n - \mathbf{g}^n \times \delta \boldsymbol{\omega}^b \quad (2.59)$$

onde $\delta \mathbf{u}^b = (\delta u_x \quad \delta u_y \quad \delta u_z)^T$, então:

$$\begin{bmatrix} \delta u_x \\ \delta u_y \\ \delta u_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (-\delta f_y \omega_e \sin \varphi + \gamma \cdot \delta \omega_y) \\ (\delta f_x \omega_e \sin \varphi + \delta f_z \omega_e \cos \varphi - \gamma \cdot \delta \omega_x) \\ (\delta f_y \omega_e \cos \varphi) \end{bmatrix} \quad (2.60)$$

Desta forma, pode-se reescrever a equação (2.58) como:

$$\begin{bmatrix} 0 & \delta \varepsilon_D & -\delta \varepsilon_E \\ -\delta \varepsilon_D & 0 & \delta \varepsilon_N \\ \delta \varepsilon_E & -\delta \varepsilon_N & 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \left(\frac{-\tan \varphi}{\gamma} \right) & \left(\frac{1}{\omega_e \cos \gamma} \right) & 0 \\ 0 & 0 & \left(\frac{1}{-\gamma \cdot \omega_e \cos \varphi} \right) \\ \left(\frac{-1}{\gamma} \right) & 0 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \delta f_x & \delta f_y & \delta f_z \\ \delta \omega_x & \delta \omega_y & \delta \omega_z \\ \delta u_x & \delta u_y & \delta u_z \end{bmatrix} \quad (2.61)$$

logo:

$$\begin{bmatrix} 0 & \delta \varepsilon_D & -\delta \varepsilon_E \\ -\delta \varepsilon_D & 0 & \delta \varepsilon_N \\ \delta \varepsilon_E & -\delta \varepsilon_N & 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \left(\frac{-\delta f_x \tan \varphi + \delta \omega_x}{\gamma} + \frac{\delta \omega_x}{\omega_e \cos \gamma} \right) & \left(\frac{-\delta f_y \tan \varphi + \delta \omega_y}{\gamma} + \frac{\delta \omega_y}{\omega_e \cos \gamma} \right) & \left(\frac{-\delta f_z \tan \varphi + \delta \omega_z}{\gamma} + \frac{\delta \omega_z}{\omega_e \cos \gamma} \right) \\ \left(\frac{-\delta v_x}{\gamma \cdot \omega_e \cos \varphi} \right) & \left(\frac{-\delta v_y}{\gamma \cdot \omega_e \cos \varphi} \right) & \left(\frac{-\delta v_z}{\gamma \cdot \omega_e \cos \varphi} \right) \\ \left(\frac{-\delta f_x}{\gamma} \right) & \left(\frac{-\delta f_y}{\gamma} \right) & \left(\frac{-\delta f_z}{\gamma} \right) \end{bmatrix} \quad (2.62)$$

Com isso obtêm-se $\delta \varepsilon_N$, $\delta \varepsilon_E$ e $\delta \varepsilon_D$ pelas seguintes expressões (BRITTING, 1971):

$$\delta \varepsilon_N = \frac{\delta f_y}{\gamma} \quad (2.63)$$

$$\delta \varepsilon_E = \frac{1}{2} \left(\frac{-\delta f_x}{\gamma} + \frac{\delta f_z}{\gamma} \tan \varphi - \frac{\delta \omega_z}{\omega_e} \sec \varphi \right) \quad (2.64)$$

$$\delta \varepsilon_D = \left(\frac{-\delta f_y \tan \varphi}{\gamma} \right) + \left(\frac{\delta \omega_y}{\omega_e} \sec \varphi \right) \quad (2.65)$$

Para dispositivos IMU que têm sensores inerciais com resolução suficiente (i.e., aproximadamente $0,004^\circ/s$) para detectar a velocidade de rotação da Terra, pode-se utilizar um alinhamento inicial grosseiro analítico seguido de um alinhamento fino.

Em geral, para uma IMU de baixo custo e baixa precisão efetua-se o alinhamento de azimute por meio de magnetômetros (sensores que detectam direção em relação ao campo magnético terrestre) e utilizando-se técnicas de casamento ou coincidência de velocidades (*velocity matching*) (CUREY et al., 2004). Nesse trabalho utilizou-se uma IMU de baixo custo que possui giroscópios e magnetômetros e é capaz de realizar medições com resolução de $0,01^\circ/s$.

Na prática, o alinhamento pode ser calculado usando-se a média das observações dos sensores obtidas durante um intervalo de tempo suficiente para a estimação de parâmetros de orientação e que atendam às necessidades de precisão de cada tipo de levantamento. Por exemplo, um intervalo de tempo usual de coleta de observações para inicialização pode ser de 3 a 10 minutos. Nesse trabalho utilizou-se um intervalo contendo 5 minutos de observações.

2.3 INTEGRAÇÃO GPS/INS

2.3.1 Definição de Integração

Se um sistema de navegação usa mais que um sensor simultaneamente este método é denominado de navegação integrada e a determinação dos vetores de estado (e.g., posição, velocidade e atitude) do veículo ou plataforma que contém os sensores segue os chamados princípios de integração ou fusão de sensores (HOFMANN-WELLENHOF et al., 2003). Na integração de sistemas, o termo integração também recebe as denominações de fusão, sinergia e combinação referindo-se ao tratamento conjunto de diferentes observações de sinais, sensores e instrumentos.

A integração GPS/INS promove a união de dois sistemas de posicionamento cujas características de operação são distintas e complementares. Por um lado, o GPS necessita de sinais de satélites (i.e. sujeitos a interferências), enquanto o INS é um sistema autocontido (i.e. independente de sinais externos). Por outro lado, o INS acumula erros de observação de forma contínua (devidos a erros sistemáticos dos sensores), enquanto o GPS fornece medições com erros aleatórios dentro de um certo limite ao longo do tempo e que pode ser determinado. Com isso, o objetivo geral de integrar os dois sistemas é minimizar suas deficiências e maximizar o desempenho final no levantamento. Algumas aplicações atuais desta sinergia instrumental são listadas na tabela 2.1.

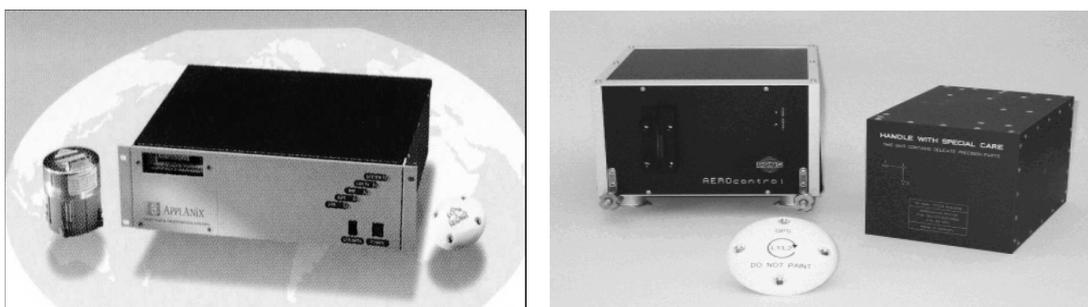
Tabela 2.1 - Algumas aplicações para a integração GPS/INS.

Área	Aplicação
Terrestre	- sistemas de mapeamento móvel, - levantamento e inspeção de estradas, - controle geométrico de ferrovias, - inspeção de oleodutos / gasodutos;
Marítima	- levantamento da topografia do fundo do mar (e.g., associado a ecobatímetro), - monitoramento de plataformas de petróleo, - locação de estacas torpedo (MACHADO FILHO, 2001);
Aérea	- apoio ao mapeamento aéreo, - levantamento gravimétrico (aerogeofísico);
Espacial	- posição e atitude de ônibus espaciais e satélites de órbita baixa, - monitoramento de plataforma orbital;

Dois sistemas de posicionamento GPS/INS comerciais utilizados em aplicações de georreferenciamento direto (ŠKALOUD, 1999) são representados na figura 2.7.

Figura 2.7 - Dois exemplos de sistemas GPS/INS

(*Applanix* e *IGI*, respectivamente).



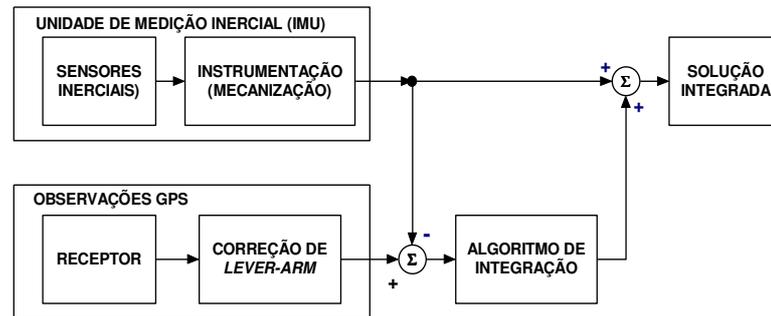
O primeiro sistema é desenvolvido pela empresa *Applanix* (canadense) e o segundo é o sistema *IGI AEROcontrol*, produzido pela empresa *IGI* (alemã), que utiliza a unidade de medição inercial *IGI IMU-IId*. Estes dois sistemas utilizam-se de sensores giroscópicos de fibra óptica (*Fiber Optic Gyroscope - FOG*) o que lhes permite obter estimativas de orientação da plataforma inercial com precisões da ordem de 30" (adequada para o apoio de observações realizadas em aerolevantamentos).

2.3.2 Formas de Integração

De forma geral pode-se classificar o processo de integração através da determinação de suas características topológicas em relação aos aspectos de modo de controle (acoplamento lógico) e em relação ao acoplamento físico dos sinais dos sensores ou sistemas (acoplamento instrumental) (GREENSPAN, 1996; BROWN e HWANG, 1997).

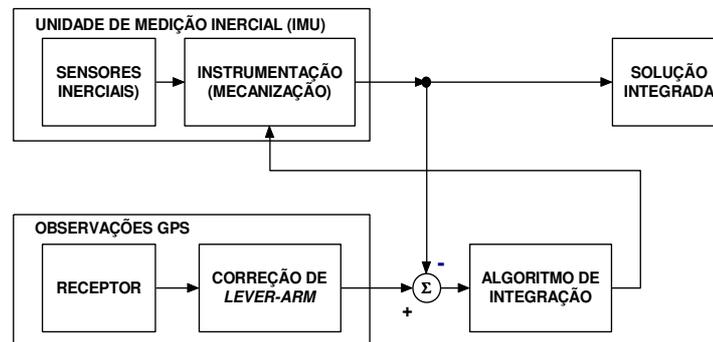
Quanto aos modos de controle dos sinais dos instrumentos, pode-se ter o acoplamento com laço aberto (*opened loop*), sem realimentação de controle, e o acoplamento com laço fechado (*closed loop*), ou seja, com realimentação de controle. A figura 2.8 apresenta as conexões básicas de um sistema de navegação sem realimentação. Neste caso (topologia *feedforward*) os sinais INS e GPS são processados pelo algoritmo de integração e o resultado procura corrigir as observações INS originais.

Figura 2.8 - Topologia *feedforward* de um sistema GPS/INS.



Numa outra forma, como indicado na figura 2.9, um sistema de navegação com realimentação de controle (*feedback*) a saída do algoritmo de integração procurará minimizar os erros de navegação diretamente na etapa de instrumentação INS. O Anexo A.9 indica como estas correções podem ser aplicadas.

Figura 2.9 - Topologia de um sistema GPS/INS com *feedback*.



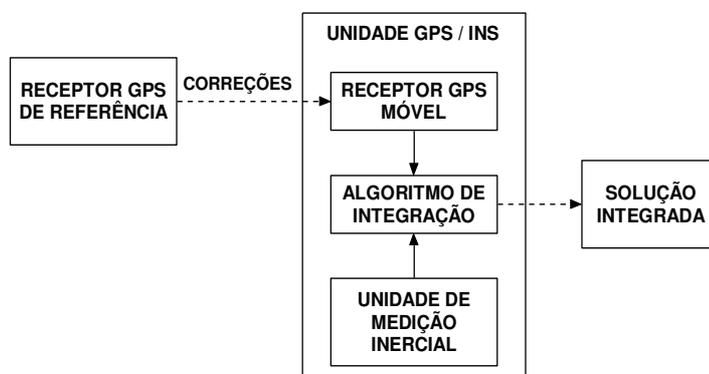
Em relação aos níveis de acoplamento instrumental em sistemas de navegação, pode-se considerar os seguintes modos:

- a) **Modo desacoplado (*uncoupled mode*):** é o modo mais simples e ocorre quando os instrumentos estão fisicamente separados e suas observações previamente processadas (tais como posição, velocidade, atitude) são integradas por um computador externo. Esse modo foi utilizado no desenvolvimento desse trabalho.
- b) **Modo de acoplamento frouxo ou fraco (*smoothly coupled mode*):** neste caso os dois sistemas agora estão contidos em um único instrumento, mas ainda são integradas observações previamente processadas.

- c) **Modo de acoplamento firme ou forte (*tightly coupled mode*)**: neste caso os sistemas compartilham entre si as observações chamadas brutas (*raw*), tais como pseudodistâncias, fase de portadora, acelerações inerciais e velocidades angulares.
- d) **Modo de acoplamento extremo (*ultra-tightly* ou *deep-tightly mode*)**: neste caso os sistemas compartilham um único substrato eletrônico, utilizando-se dos mesmos recursos em nível de aquisição de observações, tais como conversores analógico-digitais, filtros digitais, processadores de sinais digitais (*Digital Signal Processor - DSP*). Neste caso é importante conhecer o funcionamento interno de receptores GPS. TSUI (2000) apresenta uma descrição detalhada dos componentes dos receptores GPS.

Considerando-se a forma geral simplificada a integração GPS/INS da figura 2.10, observa-se que unidades GPS/INS podem receber correções de receptores GPS de referência.

Figura 2.10- Diagrama geral simplificado para a integração GPS/INS.



Os principais procedimentos necessários para a integração GPS/INS vêm sendo estudados em diversas áreas e podem ser encontrados em diversos trabalhos. Por exemplo, SCHWARZ et al.(1993) e TOTH (2002) discutem a integração para o georreferenciamento de imagens. SIOURIS (1993) e KAYTON e FRIED (1997) apresentam fundamentos para a utilização em aviação. GREENSPAN (1996) discute a questão do número ótimo de variáveis para a integração. LUCKMAN (1996) pesquisa a implementação computacional de integração. WOLF et al. (1996) fala sobre a integração de sistemas de navegação de baixo custo.

FARRELL e BARTH (1999) e LIMA (2000) apresentam um panorama dos diversos fundamentos matemáticos necessários para o estudo da integração GPS/INS. IBRAHIM et al. (1999) fala sobre a questão da inicialização INS com a plataforma em movimento. MOON et al. (1999) mostra o acoplamento simplificado dos sistemas de navegação. SHIN (2001) mostra a aplicação em veículos terrestres. SALYCHEV (1998) mostra a aplicação em levantamentos geofísicos.

GREJNER-BRZEZINSKA et al. (2002) discute a aplicação em ambientes urbanos, onde existe interrupção freqüente do sinal GPS. GODHAVN e JOHANSEN (2002) aborda uma aplicação em ambiente marinho. PETOVELLO et al. (2002) apresenta a aplicação em navegação autônoma de veículos, que tanto pode ser uma aplicação civil quanto militar.

Com isso pode-se ver que o estudo da integração GPS/INS pode ser considerado uma linha de pesquisa em plena atividade e envolve diferentes disciplinas, ambientes, aplicações e orçamentos. Observa-se ainda que este estudo vem sendo realizado por muitas instituições internacionais pois os benefícios obtidos com a integração destes sistemas de posicionamento e navegação compensam os investimentos necessários em pesquisa e desenvolvimento.

CAPÍTULO 3

SISTEMAS MICROELETROMECHANICOS (MEMS)

No contexto deste trabalho, uma forma de avaliar como a tecnologia MEMS vem evoluindo rapidamente é comparar as principais características dos chamados sensores inerciais (giroscópios e acelerômetros) convencionais com as características dos sensores MEMS. Os sensores inerciais baseados em MEMS vêm substituindo alguns dos seus precursores, pois apresentam menor tamanho, menor peso, menor consumo de energia, menor custo e alta confiabilidade de operação, quando comparados com os sensores convencionais. A principal característica que ainda favorece os sensores convencionais é a precisão das medições que ainda supera a precisão obtida com os dispositivos MEMS, mas esta diferença vem se tornando cada vez menor. Este capítulo procura apresentar as principais características dos dispositivos inerciais MEMS.

3.1 DISPOSITIVOS MEMS

Os acelerômetros com tecnologia MEMS já são amplamente utilizados pelo setor industrial, mas outros dispositivos inerciais como os giroscópios estão destinados ao mesmo êxito. Além das aplicações em larga escala para sensores de impacto (e.g., instalados no dispositivo de acionamento de *airbag* em veículos) existem diversas aplicações para sensores de alta resolução e sensibilidade (e.g., utilizados como sismômetros) e sensores que suportam valores elevados de aceleração (e.g., em armamentos e equipamentos militares).

3.1.1 Pesquisa e Desenvolvimento de Sensores

Os grandes investimentos (ordem de bilhões de dólares) no setor de desenvolvimento de Sistemas MicroEletroMecânicos (*MicroElectroMechanical System* - MEMS: terminologia americana) ou da Tecnologia de Micro Sistemas (*Micro System Technology* - MST: terminologia européia) vêm tornando possível a integração em larga escala de sensores em

espaços cada vez menores por meio da utilização generalizada dos recursos e da experiência bem sucedida na produção de circuitos eletrônicos integrados (e.g. tecnologias VLSI, CMOS, etc.). Embora a idéia de contruir dispositivos microscópicos não seja recente, somente com os desenvolvimentos da microeletrônica foi possível iniciar a produção destes sistemas (FUJIMASA, 1996; MADOU, 1997).

3.1.2 Diversidade de Aplicações

Os dispositivos MEMS têm chamado a atenção devido às diversas áreas de aplicação, como observado pela relação da tabela 3.1, principalmente para a indústria automobilística, militar e aeroespacial.

Tabela 3.1 - Algumas aplicações para sensores inerciais MEMS.

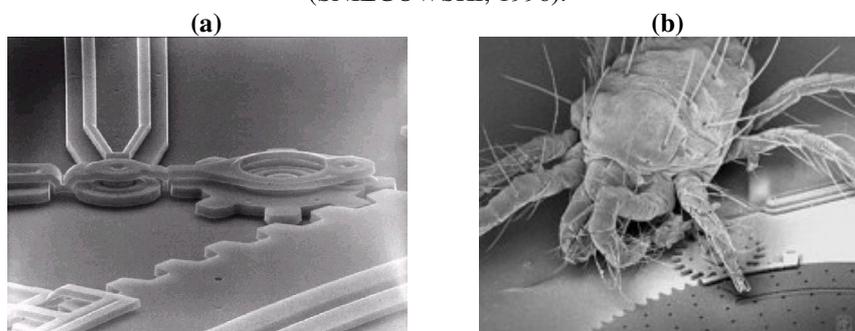
Área	Aplicação
Comercial	Alarmes de automóveis; Controles remotos (em multimídia); Navegação pessoal; Materiais esportivos.
Computação	Controle de discos rígidos (<i>hard disk</i>); Orientação de visores (<i>displays</i>) em capacetes (e.g., uso em Realidade Virtual).
Industrial	Medição de vibração (e.g., de máquinas, motores e estruturas); Controle de movimento de robôs; Controle de elevadores; Registro do manuseio de cargas
Militar	Parte de armamentos (e.g., mísseis); Controle e guiamento de aeronaves; Veículos não controlados, isto é, sem comando humano
Medicina	Monitoramento de pacientes (chamadas de emergência; atividade motora, orientação); Comando de próteses (apoio em fisioterapia); Instrumentação para cirurgia à distância (<i>haptic devices</i>).

Como pode ser visto nas imagens da figura 3.1(a), as estruturas mecânicas envolvidas nos sistemas MEMS possuem as dimensões da mesma ordem de grandeza de estruturas que necessitam do auxílio de microscópios para serem vistas (SNIEGOWSKI, 1996). Para se ter

noção das dimensões deste tipo de engrenagem, na figura 3.1(b) mostra-se a imagem de um ácaro (que é um ser vivo microscópico) sobre uma micro-engrenagem.

Figura 3.1 - Imagem de micro-engrenagens e de um ácaro num dispositivo MEMS

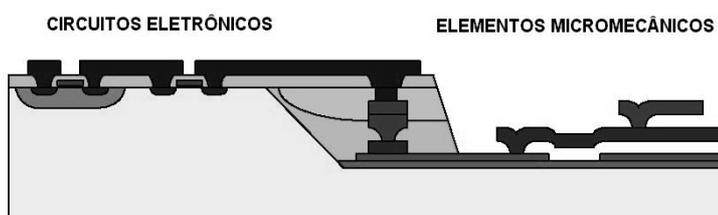
(SNIEGOWSKI, 1996).



O desenvolvimento de sensores MEMS envolve o projeto de partes mecânicas (e.g., rodas dentadas, hastes, travessas, corpos de prova, etc.) integradas com as partes eletrônicas (e.g., circuitos de controle, amplificadores, microprocessadores) num mesmo substrato cristalino (YAZDI et al., 1998), como indicado pela figura 3.2.

Figura 3.2 - Substrato MEMS visto em corte

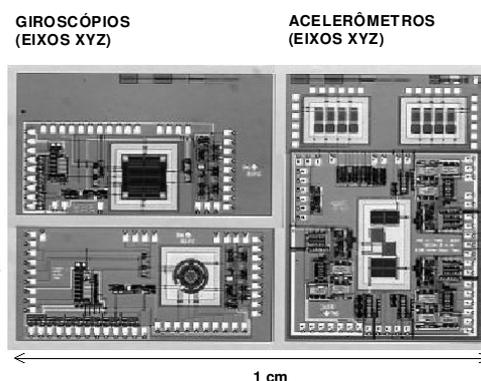
(ALLEN et al., 1998).



A figura 3.3 apresenta o resultado de um projeto de integração de sensores inerciais (acelerômetros e giroscópios) num único substrato cristalino. Neste caso uma IMU completa ocupa um área com dimensões menores que 1 cm^2 . Este dispositivo possui seis graus de liberdade (*degree of freedom* - DOF), isto é, mede três acelerações e três rotações no espaço tridimensional. Este é um exemplo de dispositivo que pode ser integrado num receptor GPS (COLLIN et al, 2002), permitindo a utilização até mesmo para aplicações de navegação pessoal.

Figura 3.3 - IMU integrada em substrato CMOS

(ALLEN et al., 1998).



Diversos pesquisadores têm anunciado diversas aplicações para os sensores MEMS. Alguns autores de áreas de pesquisa e desenvolvimento de instrumentos de navegação sugerem que sistemas de posicionamento baseados em sensores MEMS também podem ser utilizados no monitoramento de grandes estruturas, tais como plataformas de exploração petrolífera, e grandes edificações, tais como torres, pontes e viadutos. Para aplicações que exigem medições de pequenos níveis de aceleração, como no caso de monitoramento sísmico, JIANG et al. (2002) relatam experimentos com acelerômetros semelhantes a estes e que apresentam resultados com níveis de ruído da ordem de $10^{-6} \bar{g}$.

SAFFO (1997) defende ainda que uma nova onda mundial de informação dependerá do uso de grandes quantidades de sensores. ANTÓN et al. (2001) expõe tendências e sinergias para o ano de 2015. TIMP (1999), KRAFT (2000) e LIMA et al. (2002) enfatizam o uso de sensores inerciais MEMS lembrando da relação muito próxima que estes sensores terão no desenvolvimento de nanotecnologias, que trabalharão com estruturas de dimensões moleculares.

O trabalho de SCHWARZ e EL-SHEIMY (1999) faz diversos comentários sobre o uso de dispositivos MEMS para as tecnologias futuras de navegação e posicionamento. Estes exemplos servem para destacar o papel dos dispositivos MEMS num futuro muito próximo.

As aplicações de sensores MEMS em sistemas de posicionamento estão sendo consideradas por diversos pesquisadores, tais como em COLOMINA (2001) e CROSSBOW (2001). KÄPPI et al. (2002) vem estudando a utilização de posicionadores pessoais baseados em MEMS, sendo que RIOS e WHITE (2002) propõem a integração MEMS GPS/IMU.

3.2 SENSORES INERCIAIS MEMS

3.2.1 Acelerômetros

O uso de milhões de acelerômetros pela indústria automotiva a cada ano é um indicativo do grande sucesso obtido pela tecnologia MEMS. Atualmente, estes dispositivos eletrônicos podem fornecer sinais analógicos (contínuos) ou digitais (discretos), com capacidade de autoteste e com um custo bem abaixo do custo dos dispositivos existentes há uma década atrás.

Dentre alguns dos princípios físicos empregados na transdução, os acelerômetros MEMS utilizam principalmente recursos de detecção capacitiva, piezoresistiva, piezolétrica, eletromagnética e óptica (YAZDI et al., 1998). Sendo que o princípio físico com melhor desempenho tem sido a detecção por meio de medição de variação capacitiva. As razões para isso são a simplicidade do projeto do sensor, não necessitando de materiais considerados exóticos (i.e. elementos raros na natureza), o baixo consumo de energia e a estabilidade aceitável quanto à variação de temperatura. Embora alguns transdutores capacitivos tenham uma curva característica não linear para a relação capacitância versus deslocamento do corpo de prova, diversas técnicas são empregadas para produzir um sinal de saída com características lineares tais como sinais de realimentação (i.e. *feedback*). A saída do sensor pode ser analógica, digital ou modulada por pulso, sendo que os sensores com saída digital são convenientes quando as observações devem ser transmitidas sem a adição de ruídos ao sinal que representa a medição.

Dentre as especificações que devem ser consideradas para a escolha de um acelerômetro estão a faixa de frequências de operação, o nível de ruído, a sensibilidade entre eixos de medição (i.e. no caso de sensores com mais de um eixo), a linearidade, a faixa dinâmica (alcance) de medição, a resistência a impactos e o consumo de energia e as respectivas variações temporais. A frequência natural ω_0 também é parâmetro importante, pois seu valor pode determinar o valor da frequência máxima de medição para o sensor.

Considerando-se como referência um valor médio $\bar{g} = 9,81 \text{ m/s}^2$ para a aceleração da gravidade na superfície da Terra, a determinação da sensibilidade de um sensor ao deslocamento pode ser expressada pela seguinte relação (BERNSTEIN et al., 1998):

$$d_g = \frac{M \cdot \bar{g}}{k_{sp}} \quad (3.1)$$

então:

$$d_g = \frac{\bar{g}}{\omega_0^2} \quad (3.2)$$

onde:

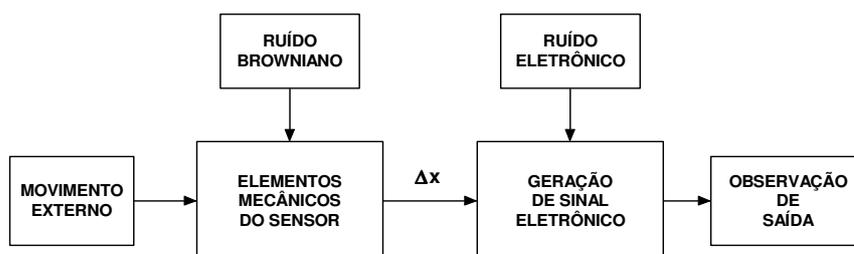
- d_g - sensibilidade estática ao deslocamento;
- M - massa do elemento sensível;
- k_{sp} - constante de mola;
- \bar{g} - valor médio de gravidade (usado como referência para as medições);
- ω_0 - frequência natural.

Em geral a determinação do deslocamento do elemento sensor (corpo de prova) é a parte essencial do processo de transdução e o valor d_g é usado na determinação do ganho do sistema em laço aberto do sensor (isto é, quando não existem sinais de controle por realimentação), devendo-se considerar que existe uma relação inversa entre sensibilidade e largura da faixa de frequências de operação dos sensores.

O nível de ruído total nos acelerômetros deve-se a diversas causas, tais como o projeto mecânico do sensor, a forma de leitura eletrônica do sinal, o fator de amortecimento e aos efeitos de resistências elétricas. Na figura 3.4 apresenta-se o princípio de um sensor onde são consideradas as duas principais fontes de ruído em acelerômetros MEMS: o ruído eletrônico e o chamado ruído Browniano (JIANG et al., 2002).

Figura 3.4 - Principais fontes de ruídos em sensores MEMS

(JIANG et al, 2002).



Observa-se que ao movimento externo que deve ser detectado por um sensor é adicionado um ruído Browniano devido ao ar ou gás que se choca com a estrutura interna (corpo de prova), obtendo-se um deslocamento total Δx . Em seguida, este deslocamento deve ser convertido em um sinal eletrônico. Entretanto os circuitos de conversão estando sujeitos a fontes de ruído eletrônico fazem com que a observação de saída não represente apenas o deslocamento do corpo de prova do sensor.

O movimento Browniano das partículas de ar ou do gás dentro dos compartimentos do encapsulamento do sensor pode representar uma força significativa para um dispositivo com dimensões MEMS (GABRIELSON, 1993). Neste caso, a força Browniana será representada por:

$$F_B = \sqrt{4k_B \cdot T \cdot D} \quad (3.3)$$

e que causa um deslocamento x_B do corpo de prova (BERNSTEIN et al., 1998):

$$x_B = \frac{\sqrt{4k_B \cdot T \cdot D}}{k_{sp} + j\omega_0 \cdot D - \omega_0^2 \cdot M} \quad (3.4)$$

onde:

T - temperatura;

D - fator de amortecimento que afeta o movimento da massa M ;

k_{sp} - constante de mola;

k_B - constante de Boltzmann ($\cong 1.3806503 \times 10^{-23} m^2 \cdot kg \cdot s^{-2} \cdot K^{-1}$).

Considerando-se o fator de qualidade mecânica Q :

$$Q = \frac{\omega_0 \cdot M}{D} \quad (3.5)$$

e a frequência natural ω_0 do sensor:

$$\omega_0 = \sqrt{\frac{k_{sp}}{M}} \quad (3.6)$$

modifica-se a equação (3.4) para se obter o chamado Ruído de Aceleração Equivalente Browniano $g_{n,B}$:

$$g_{n,B} = \frac{\sqrt{4k_B \cdot T \cdot D}}{M \cdot \bar{g}} \quad (3.7)$$

ou:

$$g_{n,B} = \frac{1}{\bar{g}} \sqrt{\frac{4k_B \cdot T \cdot \omega_0}{M \cdot Q}} \quad (3.8)$$

Para a equação (3.8) pode-se ver que quanto maior for o valor da massa M e o fator de qualidade mecânica Q (o que representa baixo amortecimento D) menor será o nível de ruído. Normalmente, em um sensor micro-usinado é necessário um substrato cristalino espesso para se conseguir uma massa relativamente grande, onde o corpo de prova possa ser modelado (esculpido). Para se ter um ruído relativamente pequeno o coeficiente de amortecimento D deve ser reduzido procurando-se suspender o corpo de prova por meio de molas elásticas num ambiente de vácuo. Além disso, sinais de realimentação devem impedir que o sensor opere na frequência natural ω_0 e, conseqüentemente, evitando que ocorra a saturação do sinal de saída do sensor.

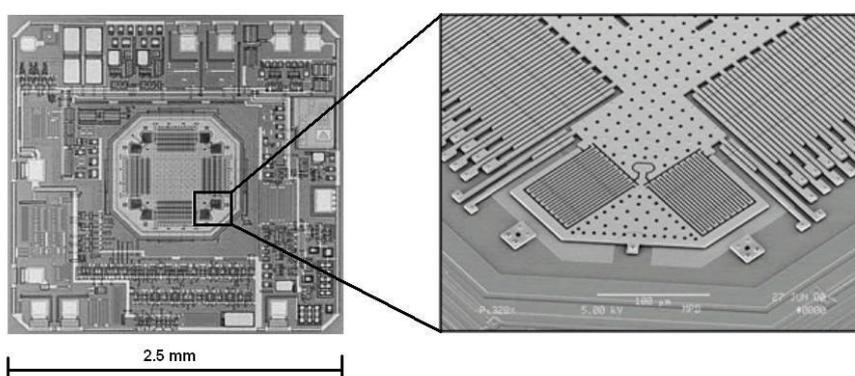
Os níveis de ruído total nas medições de sensores MEMS típicos normalmente estão na ordem de $100\mu\bar{g}/\sqrt{Hz}$, entretanto, JIANG et al. (2002) desenvolveu um acelerômetro com nível de ruído em torno de $2\mu\bar{g}/\sqrt{Hz}$, com uma estrutura MEMS colocada em ambiente próximo do vácuo, utilizando $D = 0,44$, $M = 3,6 \times 10^{-9} kg$, $\omega_0 = 1,84 \times 10^4 Hz$. A mesma estrutura colocada em ambiente com ar resultou num patamar de ruído Browniano de $32\mu\bar{g}/\sqrt{Hz}$. Isso mostra que as perturbações provocadas por partículas gasosas sobre o corpo de prova podem afetar consideravelmente o desempenho dos sensores de movimento MEMS. Neste mesmo experimento, o nível de ruído devido aos componentes eletrônicos ficou em torno de $0,75\mu\bar{g}/\sqrt{Hz}$, indicando que o ruído Browniano contribui com a maior parcela do ruído total nas duas condições atmosféricas (vácuo e ar) em que se colocou a estrutura do sensor.

A empresa *Analog Devices* produz uma série de acelerômetros (família *ADXL*) micro-usinados em superfície utilizando poli-silício (*polysilicon*) para os elementos estruturais e para o corpo de prova (ADI, 1999). Uma camada (*layer*) de $2 \mu m$ de espessura é depositada sobre uma camada de sacrifício de dióxido de silício, que é removida numa etapa final com ácido fluorídrico. Esta técnica pode ser combinada com processos CMOS ou BiMOS, isto permite

que a maior parte de um sistema de navegação (partes mecânicas e eletrônicas) possa ser integrado com baixo custo em um único circuito integrado (BERNSTEIN et al., 1998). O acelerômetro *ADXL202* (figura 3.5) possui dois eixos de ortogonais para um alcance de medição de -2 a $+2$ múltiplos de \bar{g} . O Anexo A.4 apresenta, na tabela A.4.2, algumas características típicas de um sensor deste tipo. Este dispositivo é considerado de baixo custo, com baixo consumo de energia, e pode realizar medições dinâmicas (e.g., vibrações) e estáticas (e.g., reação à gravidade). O sinal de saída deste sensor pode ser analógico (contínuo) ou digital (discreto).

Figura 3.5 - Estrutura interna de um acelerômetro da família *ADXL*

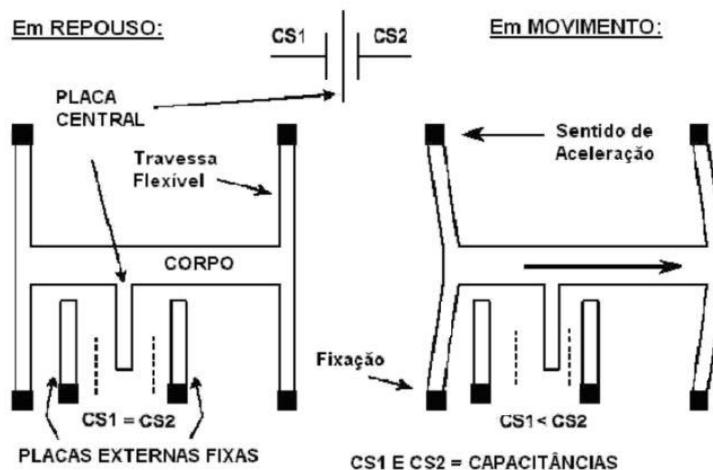
(ADI, 1999).



A figura 3.5 mostra de forma simplificada o princípio de detecção de movimento (força específica) por meio de variação capacitiva (variação da distância entre as placas que formam micro-capacitores). Este princípio é utilizado no sensor *ADXL202*.

Quando ocorre o movimento do conjunto sensor ocorre a flexão das travessas de fixação do corpo de prova variando a distância entre as placas e, conseqüentemente, ocorre a variação das capacitâncias $CS1$ e $CS2$ indicadas na figura 3.6. Para se ter uma noção das grandezas envolvidas nesta estrutura, as placas capacitivas dos acelerômetros MEMS podem ter comprimento em torno de $10^{-4}m$, com as distâncias entre placas (*gap*) em torno de $10^{-6}m$, sendo que as menores variações de capacitância detectáveis estão na ordem de $10^{-18}F$. Um corpo de prova típico possui uma massa em torno de $10^{-9}kg$, com frequência natural na ordem de $10^4 Hz$ (BOSER, 1996). Atualmente, os projetos típicos de acelerômetros MEMS conseguem-se atingir níveis de ruído Browniano na ordem de $1\mu\bar{g}/\sqrt{Hz}$ e níveis de ruído devido aos circuitos eletrônicos da interface de aquisição na ordem de $0,1\mu\bar{g}/\sqrt{Hz}$ (JIANG et al., 2002).

Figura 3.6 - Detecção de movimento por meio de variação capacitiva (ADI, 1999).



A figura 3.7 apresenta sensores MEMS projetado pela empresa *Applied MEMS* sendo usados em uma unidade de monitoramento sísmico com dimensões relativamente pequenas.

Figura 3.7 - Unidade de medição inercial para monitoramento sísmico

(*Applied MEMS*).



Com isso, uma aplicação para os sensores MEMS em Geofísica e Geologia é a possibilidade de substituir de forma mais eficiente os sensores sísmicos convencionais chamados geofones. Os geofones são dispositivos muito utilizados no monitoramento de sinais para a prospecção do subsolo, por exemplo, como no caso de exploração petrolífera. Os acelerômetros MEMS que podem substituir os geofones convencionais podem ser vistos como sensores de alta sensibilidade, otimizados para fornecer o menor nível de ruído possível. Em geral, possuem um alcance de medição reduzido (e.g., até $0,2 \bar{g}$) e com uma pequena faixa de frequências de operação (e.g., em torno de 200 Hz). Com isso, a IMU indicada na figura 3.7 pode fornecer valores de medição a partir de $0,01\mu\bar{g}$ (YAZDI e NAJAFI, 1999).

3.2.2 Giroscópios

Um corpo em um referencial em rotação observa uma força F_C (BERNSTEIN et al., 1998):

$$\mathbf{F}_C = 2M \cdot (\mathbf{v} \times \boldsymbol{\omega}) \quad (3.9)$$

onde:

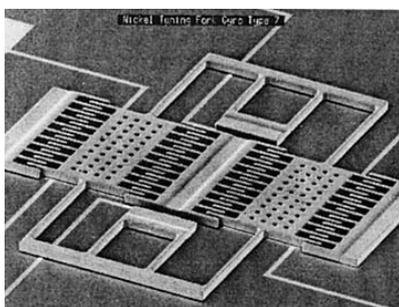
- $\boldsymbol{\omega}$ - vetor de velocidade angular do sistema;
- M - massa do corpo;
- \mathbf{v} - vetor de velocidade do corpo.

Os giroscópios MEMS utilizam-se desta força F_C proveniente do chamado *Efeito de Coriolis*. Existem diversos tipos de estruturas mecânicas para aproveitar este efeito, sendo que os principais tipos de giroscópios possuem uma terminologia inglesa que não suporta uma tradução literal. Portanto consideram-se neste trabalho os seguintes tipos de giroscópios com terminologia original: *tuning-fork* (sintonizados), *vibrating-wheel* (com disco vibrante), com ressonador *wine glass* e com pêndulo de Foucault.

Os giroscópios *tuning-fork* contêm um par de massas (corpo de prova) que podem ser levadas a oscilar com mesma amplitude, mas em direções opostas. Quando estas massas são rotacionadas a força de *Coriolis* cria uma vibração ortogonal que pode ser medida. Uma estrutura usual para detecção deste tipo de movimento é um mecanismo em forma de pente, similar à estrutura representada na figura 3.8.

Figura 3.8 - Estrutura interna do giroscópio com estrutura em forma de pente

(Draper Lab).



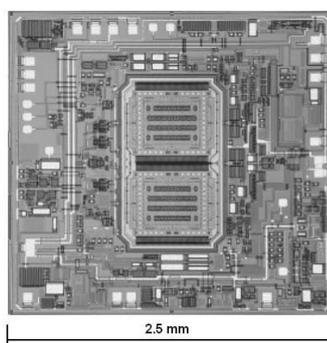
Uma rotação desta estrutura faz com que as massas vibrem para fora do plano e este movimento é percebido devido à variação capacitiva dos elementos da estrutura.

Pode-se considerar que a determinação dos modos de vibração de um sensor inercial MEMS é fundamental para a caracterização dos valores dos sinais de saída. Em um giroscópio existe normalmente um modo de vibração que estimula ou conduz a oscilação do sensor e um segundo modo que permite a determinação do movimento de rotação do sensor. Para que a detecção do movimento de rotação seja eficiente é importante que não existam outros modos próximos destes dois principais (BERNSTEIN et al., 1998).

A empresa *Analog Devices* desenvolveu vários sensores baseados em estruturas *tuning-fork*. Recentemente lançou no mercado uma família de dispositivos denominada *ADXRS* composta por giroscópios que fornecem a integração de velocidades angulares (ADI, 2003). A figura 3.9 mostra a estrutura interna de um giroscópio deste tipo e o Anexo A.4 apresenta na tabela A.4.2 algumas características típicas de um sensor desta família.

Figura 3.9 - Aspecto da estrutura interna de um giroscópio da família *ADXRS*

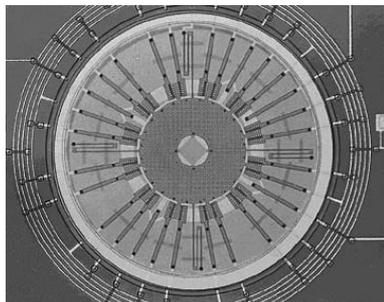
(ADI, 2003).



Nos giroscópios *vibrantig-wheel* um rotor (disco) é levado a oscilar em torno do seu eixo de simetria e uma rotação em torno dos eixos do plano de oscilação resulta numa inclinação do rotor. Esta mudança de posição pode ser detectada por eletrodos capacitivos colocados embaixo do rotor. É possível estabelecer dois eixos ortogonais de medição com um único rotor oscilante. Um giroscópio MEMS com rotor oscilante e micro-usinado (usinagem em superfície cristalina) em poli-silício é representado pela figura 3.10.

Figura 3.10 - Giroscópio com rotor oscilante

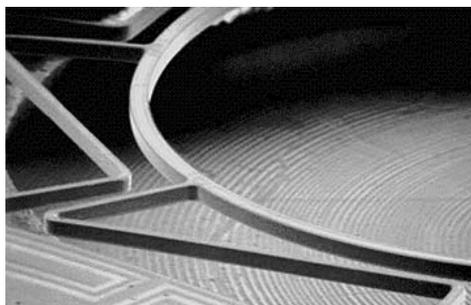
(U.C. Berkeley Sensors and Actuators Center).



Os giroscópios do tipo ressonador *wine glass* (figura 3.11) possuem um anel onde pontos nodais indicam ângulo de rotação. Os modos de ressonância são bem separados, mas mesmo assim alguma sintonia fina pode ser necessária devido às imperfeições geradas durante o processo de fabricação. O sinal de saída deste sensor se comporta como um indicador de velocidade angular.

Figura 3.11 - Detalhe da estrutura de um giroscópio ressonador *wine glass*

(Silicon Sensing Systems).



Os giroscópios por pêndulo de *Foucault* são baseados em hastes oscilantes que são orientadas, em geral, no sentido ortogonal ao plano da base do substrato cristalino de usinagem. Tais dispositivos tornam-se difíceis de se fabricar com tecnologia de usinagem de superfície, devido à espessura reduzida de tais substratos cristalinos (BERNSTEIN et al., 1998).

CAPÍTULO 4

METODOLOGIA PARA A UTILIZAÇÃO DE IMU MEMS

Neste capítulo procura-se mostrar a aplicação de alguns procedimentos no desenvolvimento de uma metodologia para a utilização de observações GPS, INS e MEMS.

4.1 PROCESSAMENTO DE OBSERVAÇÕES

4.1.1 Filtragem inicial de observações

As unidades de medição inercial podem possuir diversos recursos internos para a filtragem das observações. Em geral são utilizados filtros que atenuam os ruídos e perturbações de alta frequência. Entretanto, algumas unidades de baixo custo podem fornecer apenas as observações brutas sem filtragem. Então é necessário aplicar uma filtragem inicial analógica ou digital antes de utilizar as medições para a instrumentação ou mecanização de uma plataforma inercial. Isto ocorre normalmente com as unidades de medição inercial de baixo custo MEMS.

4.1.2 Filtro de Occam

O processamento de sinais é uma disciplina muito ampla e tem várias aplicações em diversas áreas do conhecimento. Por exemplo, sendo parte do processamento de sinais, os procedimentos de filtragem são estudados tanto nas áreas de ciências exatas como de ciências biológicas, seja com o objetivo de reduzir ruídos ou retirar informações redundantes de observações. Filtragem e compressão são procedimentos necessários em aplicações que exigem o armazenamento e transmissão de sinais, sendo que, tradicionalmente, os algoritmos de compressão têm sido desenvolvidos baseados na teoria da informação, explorando redundâncias estatísticas em observações.

Baseando-se no trabalho de ISHIJAMA et al. (1983) sobre aproximações polinomiais para compressão de observações de eletrocardiogramas e no trabalho de IMAI e IRI (1986) sobre a otimização de algoritmos para aproximação de funções formadas por segmentos lineares, NATARAJAN (1991) desenvolveu algoritmos onde o processo de aproximação de curvas pode ser considerado um processo de filtragem e compressão. Em seguida, estes estudos foram utilizados por BHASKARAM e NATARAJAN (1992) e KONSTANTINIDES e NATARAJAN (1992) para desenvolver esquemas de compressão de sinais sob o ponto de vista geométrico. Assim, NATARAJAN (1993) desenvolveu uma técnica de filtragem baseada na compressão de sinais empregando esta abordagem relativamente simples.

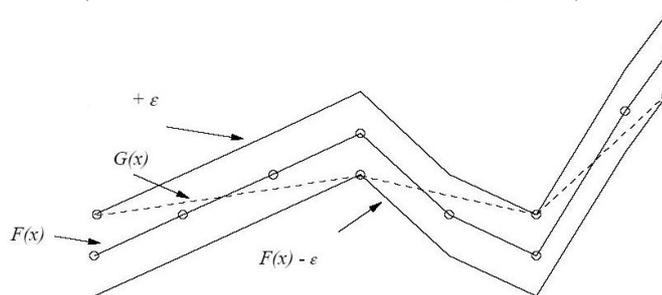
Então, utilizando estes estudos iniciais, NATARAJAN (1994) apresenta uma técnica geral para a filtragem de ruído aleatório denominada de filtro de Occam. Esta denominação foi adotada porque a essência da técnica é o Princípio de Parcimônia ou de Simplicidade atribuído a William of Ockham (1280-1349). Este princípio afirma que não se deve multiplicar o número de entidades além do necessário (em latim, *Entia non sunt multiplicanda praeter necessitatem*). Outra forma de enunciar este princípio seria que a explicação mais simples de um fenômeno é mais provável de ser a explicação correta. Assim, a técnica desenvolvida por NATARAJAN (1994) procura simplificar o processo de filtragem.

O filtro de Occam baseia-se na seguinte afirmação: quando se aplicam algoritmos de compressão com perda de detalhes sobre sinais contendo ruídos, onde a perda é igual à intensidade do ruído, a perda de detalhes e o ruído tendem a serem cancelados ao invés de serem somados NATARAJAN (1994). Este tipo de filtro não requer o conhecimento prévio das propriedades espectrais do sinal livre de ruído e supera o desempenho do filtro de Wiener, que é baseado em análise espectral (KONSTANTINIDES e NATARAJAN, 1994).

A aplicação do filtro de Occam sobre as observações de um sistema de navegação inercial procura diminuir o nível de ruído presente nestas observações antes do processo de integração. Conhecida a função $F(x)$ que representa a amostragem dos sinais dos sensores, a técnica consiste em considerar um nível de intensidade de ruído ε que represente um limite de variação de $F(x)$, estabelecendo-se assim duas novas funções $F(x) + \varepsilon$ e $F(x) - \varepsilon$, como indicado na figura 4.1.

Figura 4.1 - Princípio geométrico do filtro de Occam

(KONSTANTINIDES e NATARAJAN, 1992).



O próximo passo consiste na determinação de uma função $G(x)$ que passe entre as duas funções limitantes $F(x) + \varepsilon$ e $F(x) - \varepsilon$ e que descreva o menor caminho possível entre o início e o fim destas funções utilizando-se apenas segmentos de reta, como indicado pela linha tracejada na figura 4.1. No caso deste exemplo o algoritmo é uma simplificação da técnica geral (situação ótima), pois força as coordenadas x dos vértices da função $G(x)$ a serem um subconjunto das coordenadas x dos vértices de $F(x)$. Na prática esta simplificação reduz o desempenho do filtro, pois aumenta o número de segmentos de reta necessários para a determinação da função $G(x)$, entretanto a eficiência final mantém-se alta, quando comparado com o filtro de Wiener (KONSTANTINIDES e NATARAJAN, 1994). Este filtro é relativamente flexível, pois se as características do ruído variarem com o tempo, o limite ε pode ser ajustado por meio de procedimentos adaptativos. Maiores detalhes sobre filtros adaptativos podem ser vistos em HAYKIN (1996), onde são discutidos algoritmos tradicionais e algumas inovações, tais como algoritmos de filtragem baseados em redes neurais.

Embora o filtro de Occam seja de concepção simples, suas características gerais inspiraram o desenvolvimento de filtros mais complexos, por exemplo, tais como os algoritmos baseados em técnicas de análise de multi-resolução, mais especificamente os filtros que utilizam as chamadas funções *wavelets*. Estes filtros podem ser considerados um caso particular da categoria geral de filtros de Occam e têm sido usados com sucesso em levantamentos geodésicos e, mais especificamente, na integração GPS/INS, como mostram os trabalhos de BRUTON et al. (2000), EL-SHEIMY et al. (2003) e NOURELDIN et al. (2004). Informações adicionais sobre *wavelets* podem ser encontradas em WICKERHAUSER (1994) e WALTER (1994).

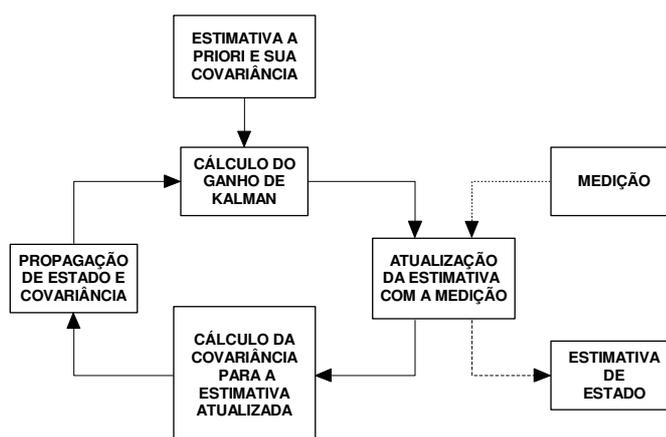
4.1.3 Filtro de Kalman

A integração das observações dos múltiplos sensores de navegação é realizada em geral por meio de algoritmos que permitem a integração e filtragem seguindo-se algum critério de otimização. O chamado filtro de Kalman possui determinadas propriedades que permitem a estimação de parâmetros (variáveis de estado) com mínima variância.

Desde que foi proposto por KALMAN (1960), o filtro de Kalman encontrou diversas aplicações práticas, principalmente em problemas de navegação e controle, e diversas publicações têm discutido em detalhes a sua modelagem, tais como GELB (1974), FERREIRA (1983), MINKLER e MINKLER (1993), GEMAEL (1994), BROWN e HWANG (1997) e GREWAL e ANDREWS (2001). O filtro de Kalman é especialmente útil em aplicações que necessitam processamento em tempo real, como no caso da integração GPS/INS (KERR, 1996; WOLF et al., 1997; CHUI e CHEN, 1998), pois se trata de um algoritmo recursivo que não necessita armazenar e processar simultaneamente todas as observações nem todas as variáveis de estado passadas. A figura 4.2 descreve de forma simplificada e auto-explicativa o procedimento recursivo do filtro de Kalman.

Figura 4.2 - Diagrama genérico recursivo do filtro de Kalman

(BROWN e HWANG, 1997).



As equações utilizadas no processamento dos sinais em sistemas de navegação podem ser baseadas em equações lineares, cujo comportamento dinâmico pode ser descrito pela representação de espaço de estados (BROWN e HWANG, 1997; GREWAL e ANDREWS (2001); NASSAR, 2003). Neste caso um sistema de equações diferenciais de primeira ordem

é usado nas equações de instrumentação ou mecanização para modelar os estados de posição, velocidade e atitude. Considerando-se os modelos desenvolvidos no Anexo A.2, pode-se adotar um modelo dinâmico ou modelo de processo da seguinte forma:

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{F}(t) \cdot \mathbf{x}(t) + \mathbf{G}(t) \cdot \mathbf{w}(t) \quad (4.1)$$

onde:

$\mathbf{F}(t)$ - matriz de transição de estado;

$\mathbf{x}(t)$ - vetor de variáveis de estado;

$\mathbf{G}(t)$ - matriz de coeficientes associada ao ruído de processo;

$\mathbf{w}(t)$ - vetor de ruído do processo.

sendo:

$$\mathbf{F}(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{D}_{pp} & \mathbf{D}_{pv} & 0 \\ \mathbf{D}_{vp} & \mathbf{D}_{vv} & (\mathbf{f}^n \times) \\ \mathbf{D}_{ep} & \mathbf{D}_{ev} & -(\boldsymbol{\omega}_{in}^n \times) \end{bmatrix} \quad (4.2)$$

onde:

$(\mathbf{f}^n \times)$ - representa a matriz anti-simétrica do vetor de força específica;

$(\boldsymbol{\omega}_{in}^n \times)$ - representa a matriz anti-simétrica do vetor de velocidade angular;

\mathbf{D}_{xx} - representam as matrizes de derivadas parciais que se encontram na seção A.2.1. do Anexo A.2, correspondentes às equações (A.2.8), (A.2.10), (A.2.27), (A.2.28), (A.2.31) e (A.2.32).

e

$$\mathbf{x}(t) = [\delta \mathbf{p}^n \quad \delta \mathbf{v}^n \quad \delta \boldsymbol{\varepsilon}^n]^T \quad (4.3)$$

e

$$\mathbf{G}(t) = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ \mathbf{C}_b^n & 0 \\ 0 & -\mathbf{C}_b^n \end{bmatrix} \quad (4.4)$$

e

$$\mathbf{w}(t) = \begin{bmatrix} \delta \mathbf{f}^b \\ \delta \boldsymbol{\omega}_{ib}^b \end{bmatrix} \quad (4.5)$$

Os elementos do vetor $\mathbf{w}(t)$ são considerados elementos de ruído branco cuja matriz de covariância é dada por:

$$\mathbf{E}[\mathbf{w}(t)\mathbf{w}(\tau)^T] = \mathbf{Q}(t)\delta(t-\tau) \quad (4.6)$$

onde:

$\mathbf{E}[\]$ - esperança matemática;

δ - delta de Dirac;

$\mathbf{Q}(t)$ - matriz de densidade de ruído de processo considerada na seguinte forma:

$$\mathbf{Q}(t) = \begin{bmatrix} \sigma_{f_x}^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{f_y}^2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{f_z}^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_{\omega_x}^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{\omega_y}^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{\omega_z}^2 \end{bmatrix} \quad (4.7)$$

onde:

σ_f^2 - variâncias das medições dos acelerômetros;

σ_ω^2 - variâncias das medições dos giroscópios.

A equação (4.1) deve ser discretizada no tempo para ser implementada por um sistema de posicionamento inercial analítico. Para isso, pode-se utilizar a seguinte relação (BROWN e HWANG, 1997):

$$\mathbf{x}(t_{k+1}) = \Phi(t_{k+1}, t_k) \cdot \mathbf{x}(t_k) + \int_{t_k}^{t_{k+1}} \Phi(t_{k+1}, \tau) \cdot \mathbf{G}(\tau) \cdot \mathbf{w}(\tau) dt \quad (4.8)$$

onde τ é uma variável auxiliar de tempo. Assim obtém-se:

$$\mathbf{x}_{k+1} = \Phi_k \cdot \mathbf{x}_k + \mathbf{w}_k \quad (4.9)$$

onde:

Φ_k - matriz de transição de estado;

\mathbf{w}_k - vetor de ruído de processo, durante o intervalo de tempo $[t_{k+1}, t_k]$.

Para se obter a matriz de transição de estado Φ_k , considerando-se intervalos de transição pequenos $[t_{k+1}, t_k]$, utiliza-se a seguinte expressão numérica (JEKELI, 2001):

$$\Phi_k = e^{\int_{t_k}^{t_{k+1}} F(\tau) d\tau} \quad (4.10)$$

aproximando-se para:

$$\Phi_k \cong \exp(\mathbf{F}(t_k) \cdot \Delta t) \quad (4.11)$$

então:

$$\Phi_k \cong \mathbf{I} + \mathbf{F}(t_k) \cdot \Delta t \quad (4.12)$$

A equação (4.12) representa apenas os termos de primeira ordem de uma expansão em série de Taylor.

A matriz de covariância associada a \mathbf{w}_k é dada por (BROWN e HWANG, 1997):

$$\mathbf{E}[\mathbf{w}_k \mathbf{w}_i^T] = \begin{cases} \mathbf{Q}_k, & i = k \\ 0, & i \neq k \end{cases} \quad (4.13)$$

e expressão para \mathbf{Q}_k tem a seguinte forma:

$$\mathbf{Q}_k = \mathbf{E}[\mathbf{w}_k \mathbf{w}_k^T] \quad (4.14)$$

sendo que uma aproximação usual para a equação (4.14) é dada por (FARRELL e BARTH, 1999):

$$\mathbf{Q}_k \cong \mathbf{G} \cdot \mathbf{Q} \cdot \mathbf{G}^T \cdot \Delta t \quad (4.15)$$

onde:

$$\Delta t = t_{k+1} - t_k \quad (4.16)$$

Para sistemas de navegação inercial de baixo custo, os valores de \mathbf{Q}_k devem ser adotados de forma pessimista, isto é, os elementos de \mathbf{Q}_k podem ser manipulados até que o filtro esteja estabilizado (SALYCHEV, 1998).

A definição de um estimador recursivo, não tendencioso e de variância mínima como o filtro de Kalman começa pela definição do modelo de processo (4.9) e pelo seguinte modelo de observação:

$$\mathbf{z}_k = \mathbf{H}_k \cdot \mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k \quad (4.17)$$

onde:

- \mathbf{z}_k - vetor de medições;
- \mathbf{x}_k - vetor de estado;
- \mathbf{v}_k - vetor de erros de medição;
- \mathbf{H}_k - matriz do modelo de medições;

sendo que a covariância para \mathbf{v}_k é dada por:

$$\mathbf{E}[\mathbf{v}_k \mathbf{v}_i^T] = \begin{cases} \mathbf{R}_k, & i = k \\ 0, & i \neq k \end{cases} \quad (4.18)$$

sendo $\mathbf{R}(t)$ a matriz de densidade de ruído de medição. Considera-se também que:

$$\mathbf{E}[\mathbf{w}_k \mathbf{v}_i^T] = 0, \quad \forall i, k \quad (4.19)$$

O processamento do filtro de Kalman divide-se em duas etapas: a etapa de atualização e a etapa de predição.

Na etapa de atualização o ganho de Kalman \mathbf{K}_k é calculado primeiro e em seguida as estimativas de estado $\hat{\mathbf{x}}_k$ e de sua covariância \mathbf{P}_k são atualizadas usando-se as estimativas a priori $\hat{\mathbf{x}}_k^-$ e \mathbf{P}_k^- :

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_k^- \cdot \mathbf{H}_k^T \cdot (\mathbf{H}_k \cdot \mathbf{P}_k^- \cdot \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k)^{-1} \quad (4.20)$$

e

$$\hat{\mathbf{x}}_k = \hat{\mathbf{x}}_k^- + \mathbf{K}_k \cdot (\mathbf{z}_k - \mathbf{H}_k \cdot \hat{\mathbf{x}}_k^-) \quad (4.21)$$

e

$$\mathbf{P}_k = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \cdot \mathbf{H}_k) \cdot \mathbf{P}_k^- \cdot (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \cdot \mathbf{H}_k)^T + \mathbf{K}_k \cdot \mathbf{R}_k \cdot \mathbf{K}_k^T \quad (4.22)$$

A equação (4.22) aplica-se tanto para ganhos de Kalman \mathbf{K}_k considerados ótimos (filtro com modelagem completa) ou sub-ótimos (e.g. quando se diminui a quantidade de estados do modelo para reduzir o esforço computacional do filtro) (BROWN e HWANG, 1997). Se o ganho for considerado ótimo \mathbf{P}_k pode ser calculada como:

$$\mathbf{P}_k = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \cdot \mathbf{H}_k) \cdot \mathbf{P}_k^- \quad (4.23)$$

Na etapa de predição, a estimativa de estado $\hat{\mathbf{x}}_k$ e sua covariância de erro \mathbf{P}_k seguem, respectivamente, os modelos:

$$\hat{\mathbf{x}}_{k+1}^- = \Phi_k \cdot \hat{\mathbf{x}}_k \quad (4.24)$$

e

$$\mathbf{P}_{k+1}^- = \Phi_k \cdot \mathbf{P}_k \cdot \Phi_k^T + \mathbf{Q}_k \quad (4.25)$$

Pode-se ver que a realização computacional destes processos deve envolver a aplicação de diversas rotinas numéricas, como por exemplo, para a realização de inversão ou decomposição de matrizes. Algumas técnicas numéricas específicas são apresentadas e discutidas em GOLUB e VAN LOAN (1996).

Além disso, algumas modelagens aproximadas para filtros de Kalman podem ser encontradas em GREENSPAN (1996) e PAIK et al.(2000). Estas modelagens com aproximações podem ser denominadas também de modelos não-ótimos ou sub-ótimos. Além da redução de variáveis de estados, a utilização de arranjos descentralizados é uma outra forma usual para a redução do esforço computacional necessário para a solução do sistema de navegação.

Para formar o modelo de medição, considera-se \mathbf{z}_k como a diferença entre as medições GPS e INS, isto é:

$$\mathbf{z}_k = \mathbf{z}_{INS} - \mathbf{z}_{GPS} \quad (4.26)$$

sendo o vetor de medições \mathbf{z}_{INS}^n formado por posições \mathbf{p}_{INS} e velocidades \mathbf{v}_{INS} :

$$\mathbf{z}_{INS} = \begin{bmatrix} \mathbf{p}_{INS} \\ \mathbf{v}_{INS} \end{bmatrix} \quad (4.27)$$

e, igualmente, o vetor de medições \mathbf{z}_{GPS}^n formado por posições \mathbf{p}_{GPS} e velocidades \mathbf{v}_{GPS} :

$$\mathbf{z}_{GPS} = \begin{bmatrix} \mathbf{p}_{GPS} \\ \mathbf{v}_{GPS} \end{bmatrix} \quad (4.28)$$

ou seja:

$$\mathbf{z}_k = \begin{bmatrix} \varphi_{INS} \\ \lambda_{INS} \\ h_{INS} \\ v_{N_{INS}} \\ v_{D_{INS}} \\ v_{h_{INS}} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \varphi_{GPS} \\ \lambda_{GPS} \\ h_{GPS} \\ v_{N_{GPS}} \\ v_{D_{GPS}} \\ v_{h_{GPS}} \end{bmatrix} \quad (4.30)$$

A matriz de propagação de medição \mathbf{H}_k pode ser representada por:

$$\mathbf{H}_k = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.29)$$

e que é uma matriz composta por uma matriz identidade acrescida de três colunas com elementos nulos apenas para completar a dimensão para a multiplicação do modelo. Essas colunas nulas ocorrem porque, neste caso, o modelo de medição não considera as variáveis de estado de orientação.

Se neste modelo de medição os valores de diferenças de φ e λ forem utilizados diretamente poderão causar instabilidades numéricas no termo $(\mathbf{H}_k \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k)^{-1}$ utilizado no cálculo do ganho de Kalman, pois como φ e λ são calculados em radianos são quantidades relativamente pequenas. Este problema pode ser contornado se a primeira e segunda colunas de \mathbf{H}_k forem multiplicadas respectivamente pelas quantidades relativamente grandes

$(R_M + h)$ e $(R_N + h) \cdot \cos \varphi$. Esta operação corresponde também a uma conversão de valores de ângulo em valores de comprimento.

Assim, a matriz \mathbf{H}_k será representada por:

$$\mathbf{H}_k = \begin{bmatrix} (R_M + h) & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & (R_N + h) \cdot \cos \varphi & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.31)$$

e a matriz de densidade de ruído de medição \mathbf{R}_k pode ser dada como:

$$\mathbf{R}_k = \begin{bmatrix} \sigma_\varphi^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_\lambda^2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_h^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_{v_N}^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{v_E}^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{v_D}^2 \end{bmatrix} \quad (4.32)$$

pode ser estimada inicialmente com os dados do processamento GPS.

Para o início do processamento com o filtro de Kalman devem ser determinados valores iniciais para as incertezas de estimação. Por exemplo, se uma IMU for inicializada estando estacionada na superfície terrestre a sua incerteza em posição ser obtida pelo processamento GPS e a velocidade pode ser considerada nula (em aplicações de navegação). A incerteza de atitude pode ser estimada usando-se as equações (2.63), (2.64) e (2.65).

O modelo proposto para o filtro de Kalman representado pelas equações (4.1) e (4.17) apresenta-se na forma chamada canônica. É importante ressaltar que, utilizando apenas nove variáveis de estado, este filtro apresenta-se numa configuração mínima e que, evidentemente, não apresenta o mesmo desempenho de um filtro otimizado. Em geral, modelos otimizados podem utilizar algumas dezenas de variáveis de estado para uma melhor descrição do comportamento do sistema, mas com um aumento considerável no esforço computacional.

4.2 UTILIZAÇÃO DE OBSERVAÇÕES GPS, INS E MEMS

4.2.1 Amostragem e Sincronismo de Observações

É possível escolher diferentes taxas de amostragem nos diferentes instrumentos de medição utilizados. Pode-se escolher as maiores taxas de amostragem possíveis, mas isso pode causar algumas limitações em relação aos níveis de ruído. Por exemplo, quanto maior a taxa de amostragem dos sensores inerciais maior será a densidade de ruído que acompanhará as observações. Além disso, quanto maior a taxa de amostragem maior também é a necessidade de memória para armazenamento das observações. Entretanto, dependendo do tempo e do tipo de manobras realizadas durante os levantamentos pode-se escolher uma taxa de aquisição menor que o valor máximo disponível nos instrumentos.

O sincronismo entre as observações GPS e medições dos sensores inerciais é um aspecto muito importante. Pode-se realizar o sincronismo com a utilização de sinais específicos gerados pelos instrumentos ou por mensagens contendo informações de sincronismo. Estes sinais marcam as observações de forma que possam ser correlacionadas durante a etapa de processamento. Quando são utilizados instrumentos com diferentes taxas de aquisição é necessário realizar algum tipo de interpolação de dados (ver Anexo A.7).

Outro aspecto importante é considerar que tanto os sensores inerciais como os receptores GPS não ocupam o mesmo lugar no espaço, logo medem posições (deslocamentos) diferentes. Por isso se faz necessário uma correção da distância entre os sensores. Esta distância é denominada *lever-arm* (braço de alavanca). Em geral utiliza-se o centro do conjunto de sensores inerciais como referência para todos os instrumentos. O Anexo A.8 mostra como realizar esta correção.

4.2.2 Integração numérica de observações

As observações de força específica e velocidades angulares devem ser corrigidas de desvios sistemáticos e então devem ser integradas numericamente para fornecer valores de navegação (posição, velocidades e direções). No Anexo A.6 descreve-se como realizar o procedimento de integração das medições fornecidas por uma IMU, onde é sugerida a utilização do método de integração *Runge-Kutta*. Para maiores detalhes sobre este método ver FARRELL e BARTH (1999), BURDEN e FAIRES (2003) e CUNHA (2003).

CAPÍTULO 5

EXPERIMENTOS

As seções seguintes apresentam a descrição dos recursos computacionais e instrumentais disponíveis e alguns procedimentos para a realização de experimentos.

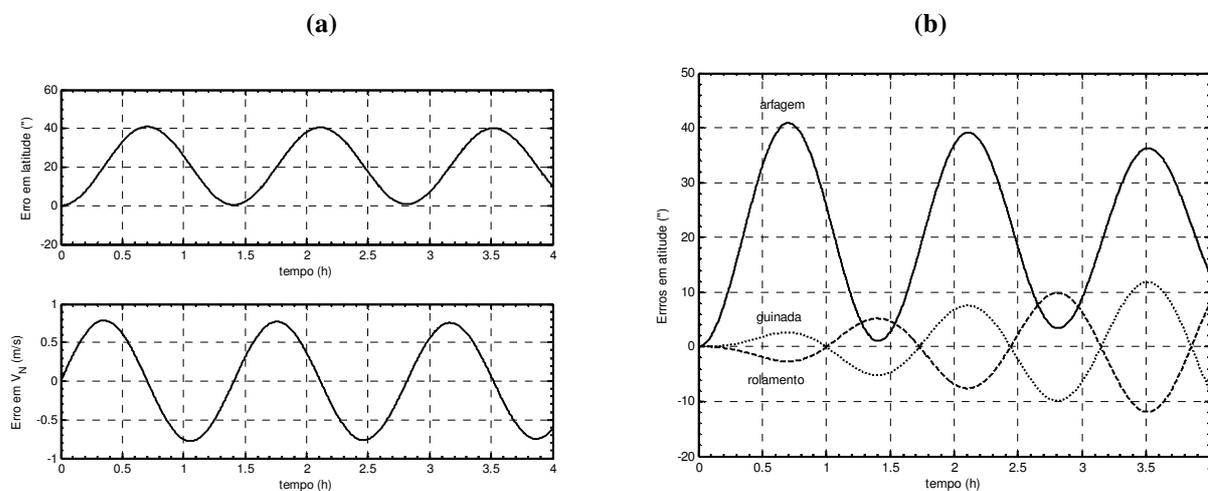
5.1 RECURSOS UTILIZADOS

5.1.1 Ferramentas Computacionais para Simulação

Durante o início dos estudos foram realizadas algumas simulações de observações de sensores inerciais com o auxílio de rotinas escritas em linguagem do aplicativo *Matlab*. Considerando-se a existência de desvios de $100\mu\bar{g}$ nas medições dos acelerômetros de um INS em uma latitude de 45° , na figura 5.1(a) apresentam-se erros típicos na determinação de velocidade e de posição (latitude). Na figura 5.1(b) observam-se simulações de erros típicos em atitude de um INS, isto é, em relação aos ângulos de rolamento (*roll*) e arfagem (*pitch*) e de guinada (*yaw*).

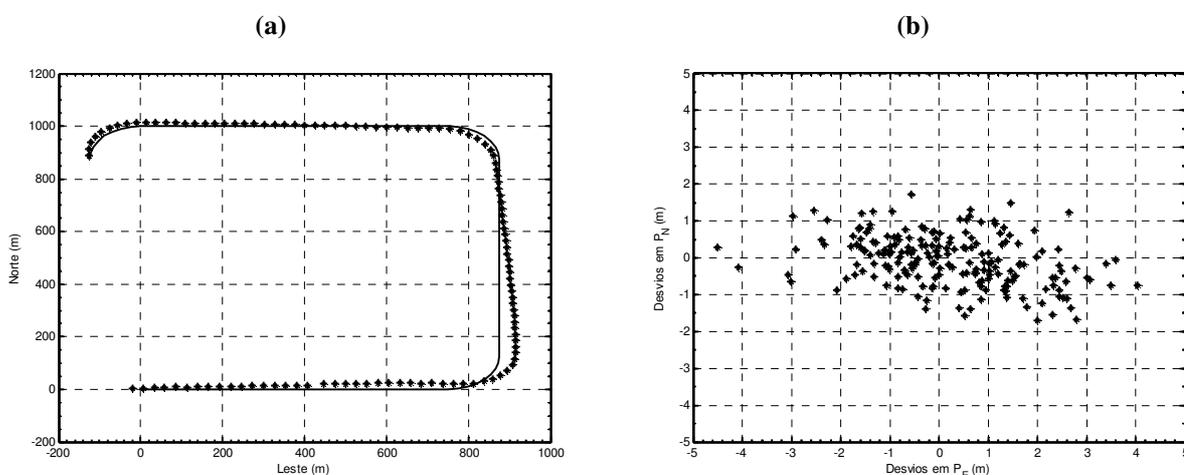
Figura 5.1 - Exemplos de simulação de erros em um INS:

(a) erros em velocidade e latitude e (b) erros em atitude.



Na figura 5.2 observam-se outros exemplos de simulação. Desta vez realizou-se a simulação de possíveis medições GPS. Na figura 5.2(a) o objetivo é realizar a comparação de trajetórias nominais (linha cheia) com trajetórias estimadas (linha com asteriscos), representadas num sistema cartesiano local. Na figura 5.2(b) é representado o comportamento dos desvios em posição de diversas observações de um receptor GPS sobre um ponto com coordenadas conhecidas.

Figura 5.2 - Exemplo de simulações de medições GPS:
(a) desvios de trajetórias e (b) desvios de coordenadas pontuais.



Considera-se que estas simulações iniciais foram importantes, pois desta forma pôde-se ter uma visualização de como realizar o planejamento de experimentos de campo em função das características dos equipamentos e sensores disponíveis. Assim pode-se antecipar a compreensão das limitações do desempenho tanto das medições obtidas por meio de sinais de sensores inerciais quanto de observações GPS.

5.1.2 Dispositivos MEMS

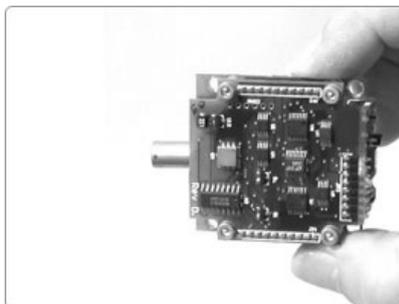
Inicialmente utilizou-se uma placa de avaliação (*evaluation board*) projetada pela empresa *Analog Devices* (figura 5.6) contendo acelerômetros MEMS *ADXL202* para os testes em laboratório. Os resultados foram apresentados em LIMA et al. (2000).

Posteriormente utilizou-se para os testes no *IfE* uma IMU *Microstrain 3DM-GX1*, considerada de baixo custo, cujas especificações nominais encontram-se no Anexo A.11, na tabela A.11.1. Na figura 5.3, observa-se que a unidade de medição inercial possui um

tamanho relativamente pequeno, quando comparada com unidades de medição inercial de sistemas de navegação convencionais de alta precisão e alto custo, pois cabe literalmente na palma da mão.

Figura 5.3 - Unidade de Medição Inercial 3DM-GXI

(Microstrain, Inc.).



Na figura 5.3 observa-se que foi retirada a cobertura da placa que contém diversos circuitos eletrônicos e sensores inerciais sob a forma de circuitos integrados. Esta unidade contém sensores inerciais MEMS *Analog Devices*, sendo três giroscópios e três acelerômetros, além de possuir também três magnetômetros. Embora essa placa esteja sendo tocada pela mão de uma pessoa, é importante ressaltar que isso ocorre apenas como forma de ilustração. Deve-se destacar que este procedimento nunca deve ser executado com uma IMU em condições de uso, pois os componentes eletrônicos e os sensores inerciais MEMS são muito sensíveis e podem ser danificados por eventuais descargas eletrostáticas provenientes da pessoa que está segurando a placa.

5.1.3 Instrumentação Geodésica

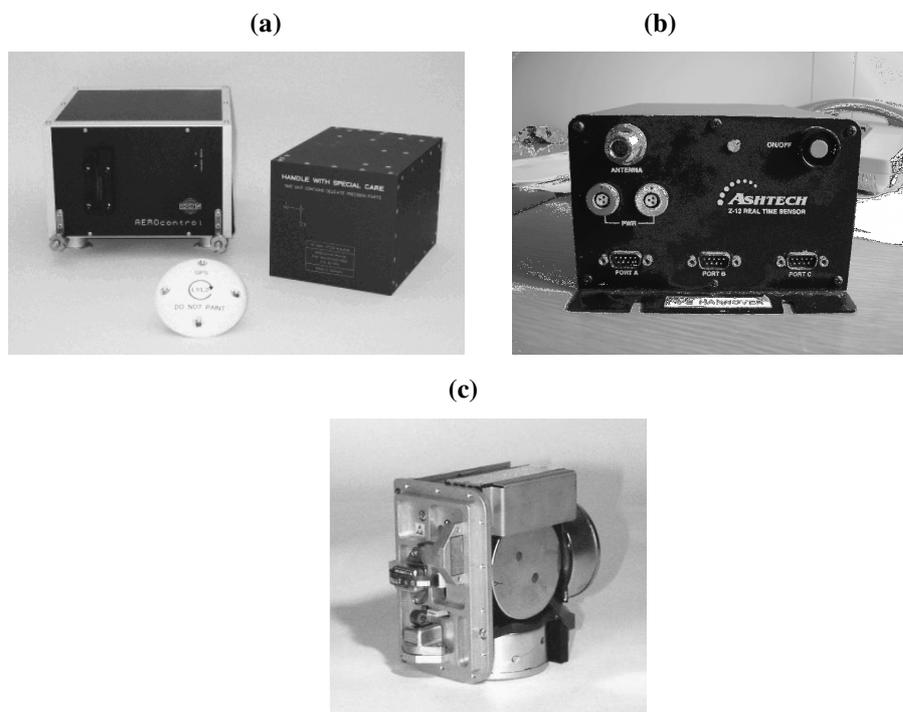
Foram utilizados alguns instrumentos que realizam medições compatíveis com os níveis de precisão usuais em levantamentos geodésicos.

O *IfE* possui um sistema de navegação inercial projetado pela empresa *IGI mbH* composto por um computador de bordo chamado *AEROcontrol* e por uma unidade de navegação inercial denominada *IMU-IId* (especificações nominais no Anexo A.11, tabela A.11.1) e que podem ser observados na figura 5.4(a). Esta unidade de medição inercial utiliza giroscópios de fibra óptica (FOG) para a medição de velocidade angular e foi projetada para ser utilizada em levantamentos aéreos visando o georreferenciamento de imagens de câmeras fotogramétricas, convencionais ou digitais, e de sistemas de medição por *laser scanning*.

O sistema *IGI* pode operar com diversos tipos de receptores GPS, sendo que o sistema do *Ife* utiliza um receptor GPS *Ashtech Z-12* (figura 5.4(b)).

Figura 5.4 - Conjunto GPS/INS *IGI*:

(a) *AEROcontrol* e *IMU-IId*, (b) *Ashtech Z-12*, (c) Sensores FOG.



Na figura 5.4(c) pode-se observar o arranjo interno dos sensores inerciais da unidade *IGI IMU-IId*: acelerômetros eletrônicos e giroscópios de fibra óptica. É devido principalmente ao emprego deste tipo de giroscópio que esta unidade é considerada de alta precisão.

5.1.4 Aplicativos e Rotinas para Aquisição e Processamento de Observações

A figura 5.5 indica o inter-relacionamento de aplicativos, rotinas e interfaces de comunicação para a aquisição e processamento das observações dos receptores GPS e das unidades de navegação inercial.

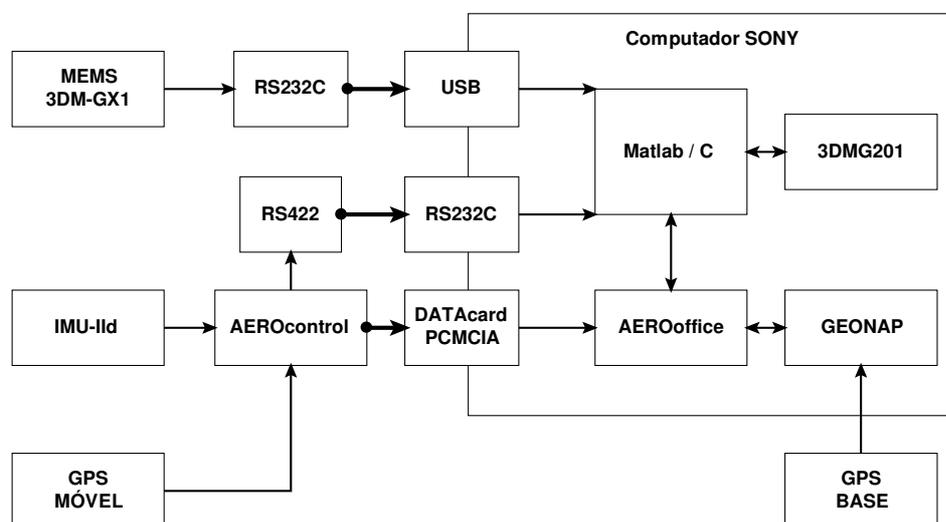
Para a aquisição das observações GPS móvel e *IMU-IId*, armazenadas no *Datacard* do computador de bordo *AEROcontrol*, utilizou-se o aplicativo *AEROoffice* que acompanha o sistema *IGI* e que também realiza os processamentos para a integração GPS/INS. Os procedimentos básicos necessários para o uso deste aplicativo encontram-se no diagrama do Anexo A.10. As observações GPS base foram obtidas pela Internet, baixando-se os arquivos

de dados diretamente de uma estação de referência GPS permanente localizada em *Hannover*.

Para o processamento externo das observações GPS utilizou-se o aplicativo *GEONAP* (*Geodetic Navstar Positioning*) desenvolvido pela empresa alemã *Geo++ GmbH*. O *GEONAP* é um aplicativo utilizado para a avaliação geodésica de observações GPS estáticas ou cinemáticas em pós-processamento.

Para se efetuar as configurações (e.g. taxa de aquisição e escolha da porta de comunicação) e testes de operação da unidade MEMS utilizou-se o aplicativo *3DMG201*, que acompanha a unidade de medição inercial *3DM-GX1*.

Figura 5.5 - Inter-relacionamento de instrumentos e aplicativos.



Devido às características construtivas de cada unidade inercial, foram utilizados dois conversores diferentes para conectar as duas portas de comunicação serial (USB e RS-232C) de um computador *SONY Vaio*, modelo *PCG-FXA35/D* (utilizando sistema operacional *Windows XP Home Edition*), com as unidades MEMS e *IGI*. Foram utilizados dois conversores de baixo custo: um conversor de interface RS-422 para RS-232C, para conectar a unidade *IGI*, e um conversor de interface RS-232C para USB, para conectar a unidade MEMS. Optou-se por esses conversores porque um conversor RS-422 para USB era de custo elevado e o conversor para RS-232C já estava disponível. Com isso, foi necessário apenas adquirir o conversor RS-422 para RS-232C.

Além disso, a leitura das informações de sincronismo das observações das unidades MEMS e *IGI* foi realizada utilizando-se algumas rotinas em *Matlab* e em linguagem *C*.

5.2 EXPERIMENTOS INICIAIS NA UFPR

5.2.1 OBJETIVOS PRINCIPAIS

Dentre os objetivos pretendidos na realização de testes iniciais em laboratório pode-se destacar a familiarização com o comportamento dos sinais e ruídos obtidos com sensores MEMS e a sua comparação com as especificações nominais médias do fabricante (semelhantes às apresentadas no Anexo A.4)

5.2.2 ENSAIOS NO LABORATÓRIO LAIG NA UFPR

A figura 5.6 apresenta o equipamento utilizado em alguns testes iniciais descritos em LIMA et al. (2002) e realizados no Laboratório de Instrumentação Geodésica (LAIG) na UFPR. Estes testes procuraram verificar algumas das características típicas dos sinais dos sensores MEMS *ADXL202* (figura 5.7) descritas pelo fabricante e apresentadas no Anexo A.4 na tabela A.4.1. Por exemplo, procurou-se observar as curvas de distribuição (figura 5.8(b)) e de densidade espectral de ruído.

Os testes foram realizados com os sensores posicionados de forma estacionária sobre uma base de granito (mesa do LAIG) utilizando-se o dispositivo *ADXL202EB232* (que utiliza comunicação de dados serial RS-232C) contendo acelerômetros MEMS com dois eixos de sensibilidade. Este dispositivo pode ser utilizado para aplicações de determinação de inclinação instrumental.

Figura 5.6 - Mesa de testes e dispositivo MEMS no laboratório LAIG

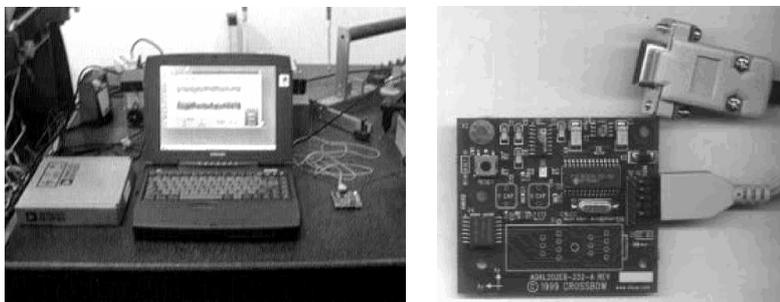
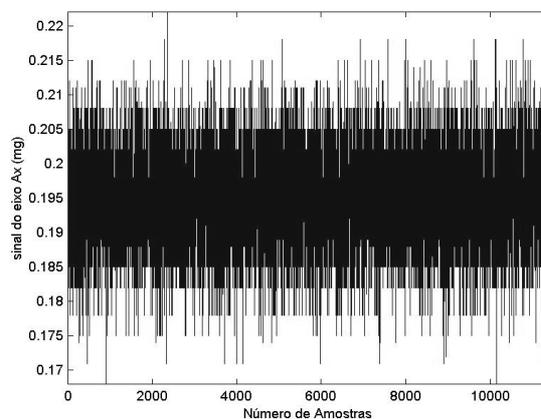
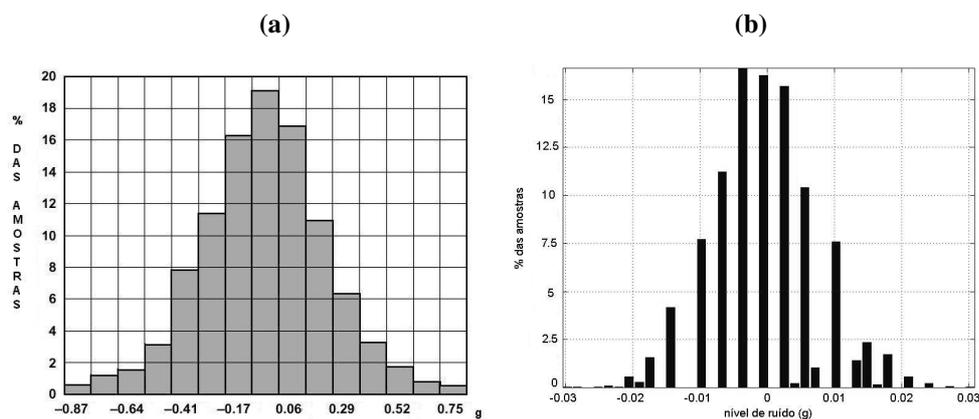


Figura 5.7 - Sinais fornecidos pelo dispositivo *ADXL202EB232*.



Na figura 5.7 apresenta-se um sinal típico do dispositivo *ADXL202EB232* que consiste basicamente em ruído aleatório, com uma variação de amplitude relativamente elevada em torno de $5 \times 10^{-2} \bar{g}$, sobreposto a um nível contínuo de força específica de aproximadamente $1,95 \times 10^{-4} \bar{g}$. Esse nível de ruído é típico em sensores inerciais MEMS e em sensores considerados de baixo custo. Na figura 5.8 a curva média de distribuição de ruído fornecida pelo fabricante pode ser comparada com a curva obtida com ensaios no laboratório LAIG.

**Figura 5.8 - Distribuição de ruído de um sensor *ADXL202*:
(a) fornecida pelo fabricante e (b) determinada em laboratório.**



Com esses experimentos observou-se que o dispositivo utilizado possui características de níveis de ruído semelhantes às características nominais médias apresentadas pelo fabricante. Outras curvas características típicas para este dispositivo podem ser observadas em ADI (1999).

5.3 EXPERIMENTOS NO INSTITUT FÜR ERDMESSUNG (IfE)

A avaliação do comportamento da unidade MEMS de baixo custo foi realizada em ambiente urbano (LIMA et al., 2003) e em dois procedimentos básicos, isto é, primeiro com a plataforma inercial estacionada em relação à superfície terrestre e seguida em movimento.

5.3.1 Plataforma Inercial Estacionada

Para a realização de testes com os instrumentos estacionados, foram realizados alguns ensaios próximos do Instituto de Geodésia (*Institut für Erdmessung - IfE*) na Universidade de Hannover. Os instrumentos foram colocados em um veículo do instituto. Foram então coletadas observações dos sensores inerciais simultaneamente dos sensores MEMS e sensores IGI com o veículo estacionado. Foram utilizados para a aquisição de observações períodos de tempo variando de 10 a 20 minutos, considerados adequados para o estudo do comportamento dos sensores utilizados.

5.3.2 Plataforma Inercial em Movimento

Utilizou-se um veículo terrestre (*van*) contendo um computador, uma fonte de energia, o sistema inercial IGI de alta precisão, a unidade MEMS de baixo custo e o receptor GPS geodésico. A figura 5.9 mostra um dos locais escolhidos para os experimentos, isto é, um ambiente urbano, muito comum em levantamentos voltados para o mapeamento móvel com múltiplos sensores (aplicação conhecida pela sigla MMS).

Figura 5.9 - Via pública em Nordstadt, próximo do IfE.

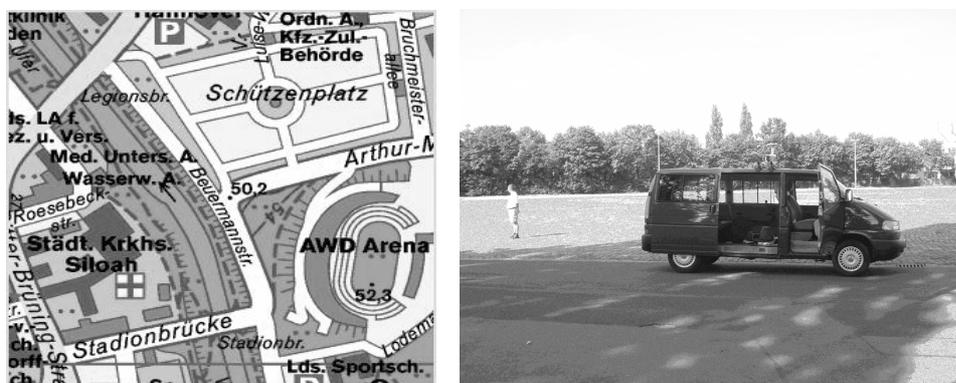


Entretanto, observa-se que a região *Nordstat*, de Hannover, a região do *IfE*, possui muitas obstruções para o sinal GPS, tais como árvores, rede de distribuição de energia elétrica e edificações. Isso dificultou a obtenção de observações contínuas com o receptor GPS. Durante os levantamentos realizados nesta área houve muita interrupção no rastreamento do sinal GPS.

Embora este fosse o cenário ideal para testar a realização da integração GPS/INS, no presente trabalho era fundamental que as observações GPS fornecessem trajetórias de referência para o sistema INS. Além disso, no caso do instrumento de alta precisão *IGI* necessita-se que o receptor GPS forneça observações continuamente, para manter o sincronismo das observações das unidades de navegação inercial.

Por isso, optou-se pela realização de experimentos num local com menores problemas em relação à recepção de sinais GPS. A figura 5.10 mostra um mapa simplificado e a imagem de um outro local em *Hannover* (chamado *Schützenplatz*) que também estava disponível para a realização de experimentos.

Figura 5.10 - Localização da *Schützenplatz*.



Com mais de 50000 m^2 , esta área possui menos obstruções para o sinal GPS que a região próxima ao *IfE*. A região é relativamente plana, pavimentada e com condições adequadas para a realização de manobras com o veículo usado para os experimentos. Portanto, este foi o local escolhido para a realização dos experimentos realizados com a plataforma inercial em movimento e analisados no capítulo 6.

Observe-se, ainda, que as condições climáticas gerais foram favoráveis à realização dos levantamentos, sendo que a temperatura média durante os experimentos foi de 25° C .

CAPÍTULO 6

PROCESSAMENTOS E ANÁLISES DE OBSERVAÇÕES

6.1 PROCESSAMENTOS

6.1.1 Aquisição, Conversão, Formatação e Armazenamento de Observações

As observações da unidade *IGI IMU-II* são armazenadas em tempo real em um cartão de memória PCMCIA instalado na unidade *IGI AEROcontrol*. Este cartão tem memória com grande capacidade de armazenamento e pode realizar levantamentos com até 10 horas de duração. Entretanto, optou-se por realizar pequenos períodos de ensaios, com no máximo 30 minutos de duração, devido às limitações de carga da fonte de energia disponível para as unidades de medição inercial. A carga de 16 A·h das baterias de 12V disponíveis é suficiente apenas para 4 horas de observações. As observações da unidade *IGI* têm formato numérico próprio e podem ser lidas pelo aplicativo *AEROoffice*, desenvolvido pela empresa *IGI*. Depois de pré-processadas no *AEROoffice*, as observações da unidade de medição inercial foram extraídas de um arquivo de dados gerado pelo aplicativo.

As observações da unidade MEMS *Microstrain 3DM-GXI* foram transmitidas de forma serial e armazenadas diretamente em arquivos no computador *SONY* utilizado para aquisição das observações em campo. Todas as observações foram sincronizadas com o tempo GPS obtido por meio da unidade *AEROcontrol* (pela interface de comunicação serial RS-422). As observações da unidade MEMS *Microstrain* também têm formato próprio e foram convertidas para se tornar compatíveis com o formato dos dados da unidade *IGI*.

6.1.2 Realização do Processamento das Observações GPS

No pré-processamento com o *AEROoffice*, as observações GPS móveis (*Ashtech Z-12*) foram separadas para serem processadas externamente junto com as observações de um receptor fixo (*Trimble 4700*), de uma base de referência *SAPOS* (*Satellite Positioning System*)

da empresa *LGN*, em *Hannover*. O processamento externo poderia ter sido realizado com qualquer aplicativo adequado para o processamento de alta precisão. Entretanto, utilizou-se o aplicativo *GEONAP*, disponível no Laboratório de Geodésia Espacial (LAGE) da UFPR, pois este aplicativo possui um formato de saída compatível com os requisitos necessários para um futuro pós-processamento final utilizando o aplicativo *AEROoffice*.

As coordenadas obtidas depois do processamento com o *GEONAP* apresentaram precisão com valores absolutos inferiores a $0,1\text{ m}$, o que permite que a solução GPS possa ser utilizada como uma referência adequada para a avaliação dos resultados do processamento das observações das unidades de medição inercial *IGI* e *MEMS*. Portanto, o processamento das observações GPS foi realizado de forma relativa e caracterizando o chamado posicionamento relativo cinemático pós-processado, pois não foi realizado em tempo real. Um posicionamento em tempo real seria realizado se estivesse sendo realizado um levantamento com transmissão de correções para as observações GPS por meio de *links* de rádio (i.e. *DGPS* ou *RTK*). Mas, como não havia equipamento disponível para transmissão de correções na época dos experimentos, não foi possível realizar esse tipo de levantamento nesse trabalho.

6.1.3 Realização do Processamento das Observações dos Sensores Inerciais

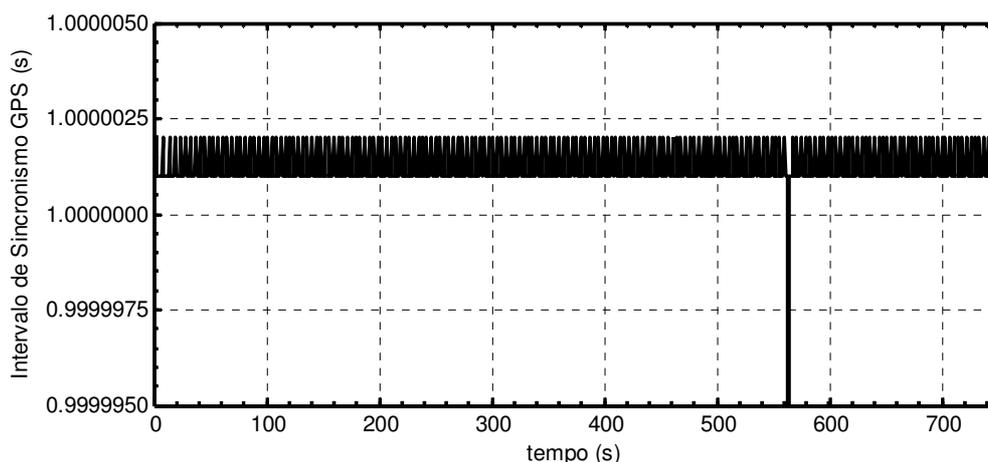
Conforme os procedimentos iniciais adotados, o pós-processamento das observações inerciais *IGI* deveria ter sido realizado com o aplicativo *AEROoffice*, que acompanha o sistema *IGI*, pois o *Ife* possui uma licença de uso e uma chave de acesso. Entretanto, este aplicativo não se encontra disponível nos laboratórios da UFPR. Portanto, para o processamento das observações na UFPR, decidiu-se por um processamento independente e, para isso, foram elaboradas rotinas de processamento próprias, escritas no ambiente *Matlab*, pois a UFPR possui licença para este aplicativo. Embora seja uma solução acadêmica este procedimento foi o caminho encontrado para contornar a dependência do aplicativo proprietário. A elaboração das rotinas de processamento ocupou a maior parte do tempo disponível para o processamento das observações. Entretanto, com isso garantiu-se que as observações inerciais dos sistemas *IGI* e *MEMS* foram processadas da mesma forma. Além disso, por se tratar de um aplicativo comercial, as informações que acompanham o *AEROoffice* não indicam exatamente o modo como é realizado o processamento das observações dos sensores inerciais e nem admitem o processamento de observações de outras unidades de medição inercial diferentes da *IMU-IId*.

6.2 ANÁLISES

6.2.1 Sincronismo utilizando o tempo GPS

As informações de tempo fornecidas pelo receptor GPS *Ashtech Z-12* foram utilizadas para o sincronismo entre todas as observações. O sistema *IGI* possui uma saída que pode fornecer um sinal (1 pulso por segundo - PPS) ou uma mensagem a cada intervalo de um segundo contendo a indicação do tempo GPS. Na figura 6.1, observa-se que, durante quase todo o período do levantamento (750 s), o intervalo de tempo de sincronismo apresentou valores reais entre 1,000001 e 1,000002 segundos. Ou seja, uma variação máxima da ordem de 2μ s acima do valor nominal de 1 PPS.

Figura 6.1 - Variação do intervalo da mensagem de tempo GPS.

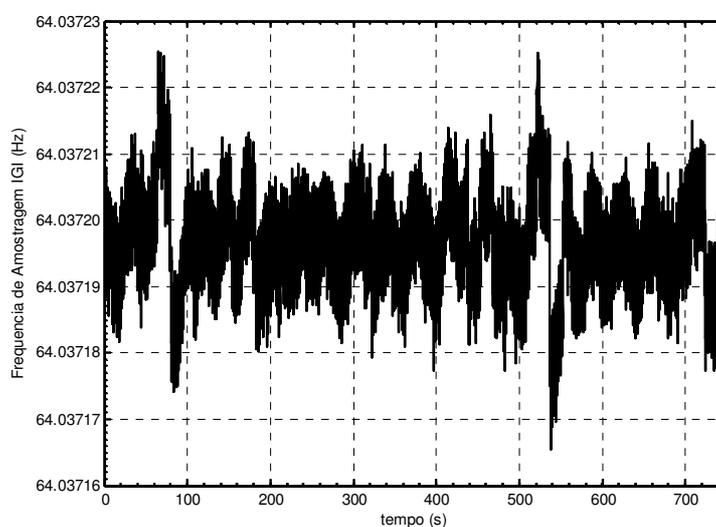


Observa-se também que em um determinado instante (tempo = 560 s) ocorreu uma variação maior abaixo do valor nominal (em torno de 70μ s). Apesar disso, essas variações não provocaram efeitos significativos sobre os resultados do experimento, pois as observações realizadas estavam relacionadas ao movimento de uma plataforma com velocidades relativamente baixas (sempre abaixo de 10 m/s) e efeitos significativos devidos às variações de sincronismo desta ordem não foram detectados. Eventualmente, estes efeitos podem ser significativos em observações de levantamentos realizados em trajetórias envolvendo velocidades maiores, com muitas manobras complexas (e.g. percursos sinuosos) ou sob a influência de perturbações severas (e.g. turbulências, vibrações e trepidações).

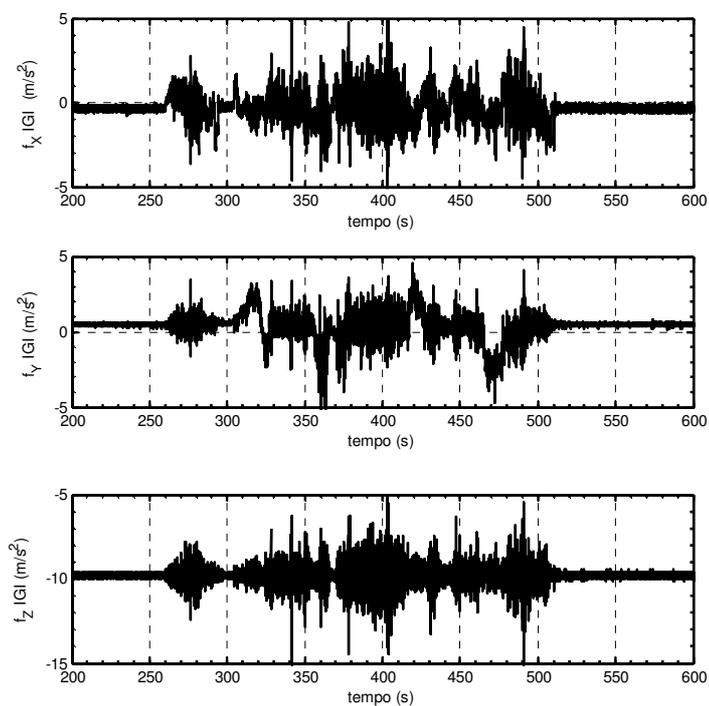
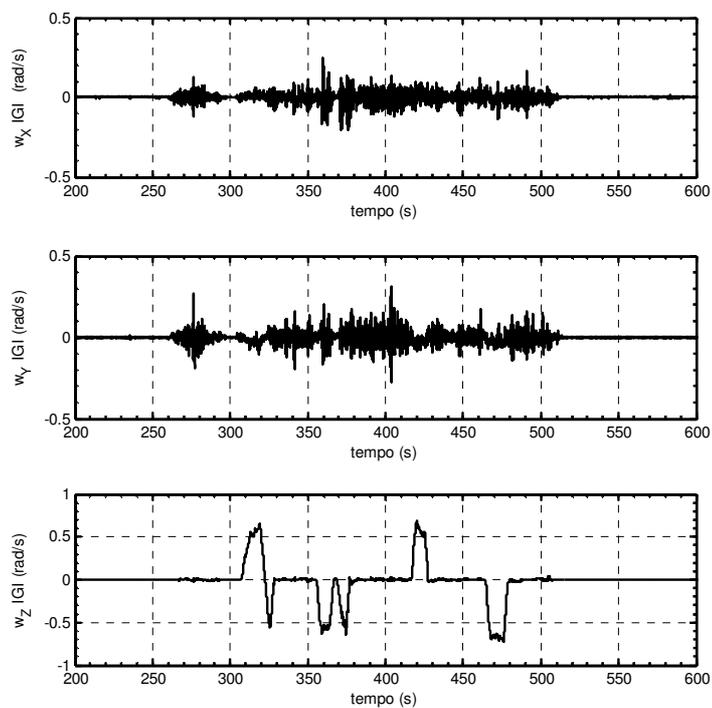
6.2.2 Observações do Sistema IGI

Constatou-se na prática que ocorreu uma variação da taxa de amostragem nominal do sistema *IGI*. A taxa nominal é de 64 Hz , mas o aplicativo *AEROoffice* assumiu esta taxa como o valor real médio de $64,0372 \text{ Hz}$. A figura 6.2 mostra que o intervalo de variação da taxa de amostragem foi menor que $0,0006 \text{ Hz}$. Esta variação não provocou efeitos significativos sobre os resultados do levantamento.

Figura 6.2 - Variação da taxa de amostragem do sistema IGI.



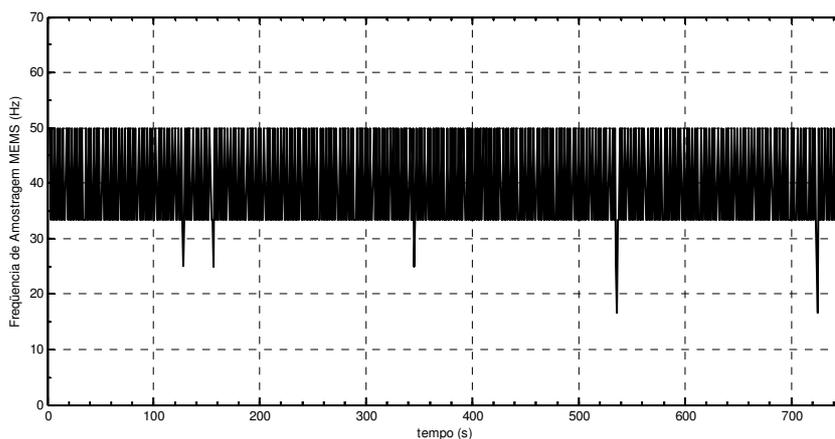
A figura 6.3 mostra um exemplo das observações brutas (que não passaram por filtragem externa) de forças específicas obtidas com o sistema *IGI*. Observa-se que os intervalos de variação ficaram abaixo de 10 m/s^2 nos três eixos de medição. Observe-se que o nível médio aproximado de $9,8 \text{ m/s}^2$ presente no sinal de força específica f_z deve-se ao valor de reação do respectivo acelerômetro à ação da gravidade. Neste exemplo, os efeitos desta ação também estão presentes nos sinais f_x e f_y , mas com intensidades relativamente menores. Por sua vez, a figura 6.4 apresenta um exemplo das observações brutas de velocidades angulares. Observa-se que o sinal que possui maior variação é o sinal ω_z que representa as observações de velocidade angular do eixo Z. Neste exemplo, observa-se que a faixa de variação do sinal ω_z possui valores máximos de aproximadamente $0,7 \text{ rad/s}$, isto é, em torno de $40^\circ/\text{s}$.

Figura 6.3 - Medições de forças específicas f do sistema *IGI*.**Figura 6.4 - Medições de velocidades angulares ω do sistema *IGI*.**

6.2.3 Observações do Sistema MEMS

Comparando-se com o sistema *IGI*, observa-se na figura 6.5 que a ocorre uma variação da taxa de amostragem MEMS de 33 a 50 Hz .

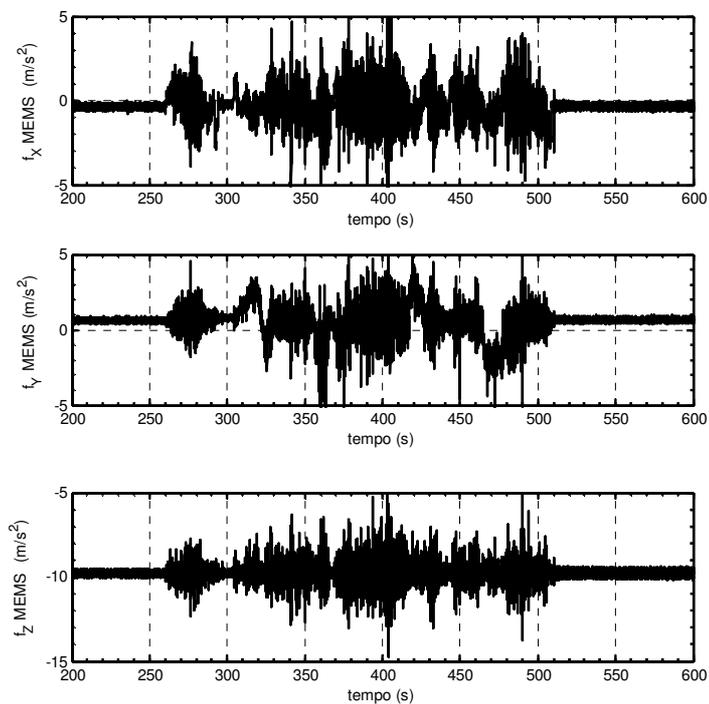
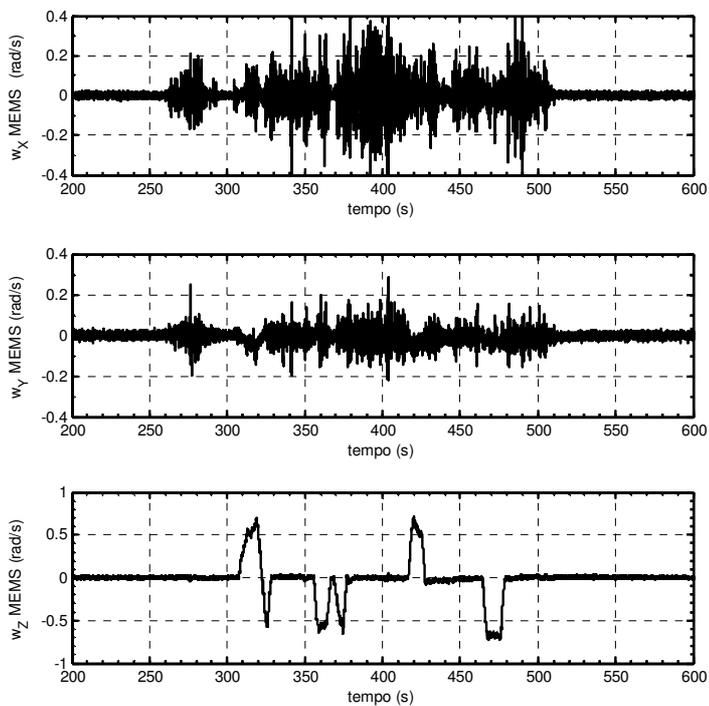
Figura 6.5- Variação da taxa de amostragem da unidade MEMS.



Embora a variação de amostragem seja relativamente grande, as observações MEMS foram sincronizadas por meio do tempo de referência obtido com o sistema *IGI*.

A figura 6.6 mostra um exemplo das observações brutas de forças específicas obtidas com a unidade MEMS. Observa-se que os intervalos de variação também ficaram abaixo de 10 m/s^2 nos três eixos de medição. Como no exemplo do sistema *IGI*, observe-se que o nível médio aproximado de $9,8 \text{ m/s}^2$ presente no sinal de força específica f_z também deve-se ao valor de reação do respectivo acelerômetro à ação da gravidade e encontra-se dentro dos limites máximos nominais de $19,6 \text{ m/s}^2$ da unidade de medição inercial *3DM-GX1*.

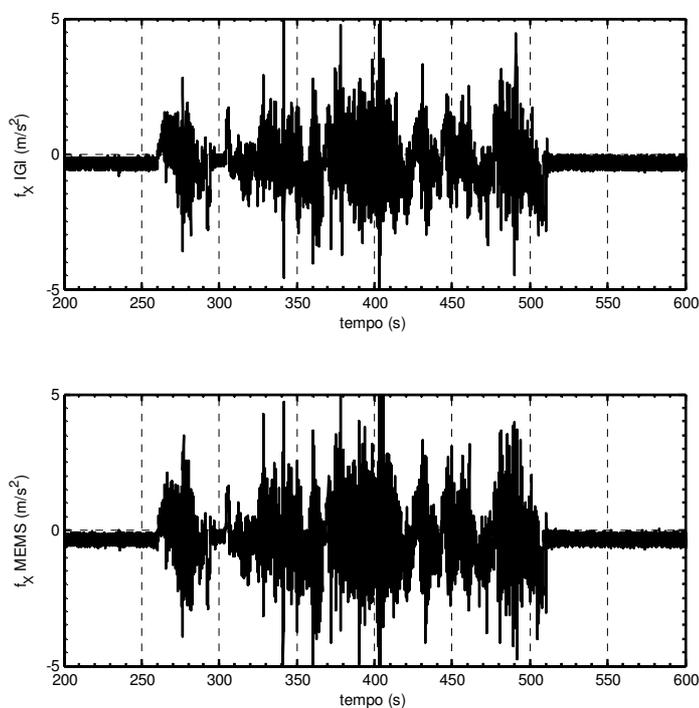
Por sua vez, a figura 6.7 apresenta um exemplo das observações brutas de velocidades angulares da unidade MEMS. Observa-se que o sinal que possui maior variação é o sinal ω_z que representa as observações de velocidade angular do eixo Z. Neste exemplo, observa-se que a faixa de variação do sinal ω_z possui valores máximos em torno de $0,7 \text{ rad/s}$, ou seja, aproximadamente $40^\circ/\text{s}$ e também é relativamente muito maior que a intensidade máxima de ruído aleatório presente nas observações. Cabe ressaltar que esta faixa de variação ficou dentro dos limites máximos nominais de $300^\circ/\text{s}$ da unidade de medição inercial *3DM-GX1*.

Figura 6.6 - Medições de forças específicas f da unidade MEMS.**Figura 6.7 - Medições de velocidades angulares ω da unidade MEMS.**

6.2.4 Comparação de Observações Brutas

Considerando-se os três eixos de medição (X, Y, Z) dos sensores inerciais, na figura 6.8 observa-se um exemplo de comparação, no domínio do tempo, entre as observações brutas do sistema *IGI* e do unidade MEMS que representam a força específica f_x , isto é, a grandeza medida com o sensor colocado no eixo X . Na figura 6.9 observa-se a comparação entre valores de velocidades angulares medidas no eixo Z

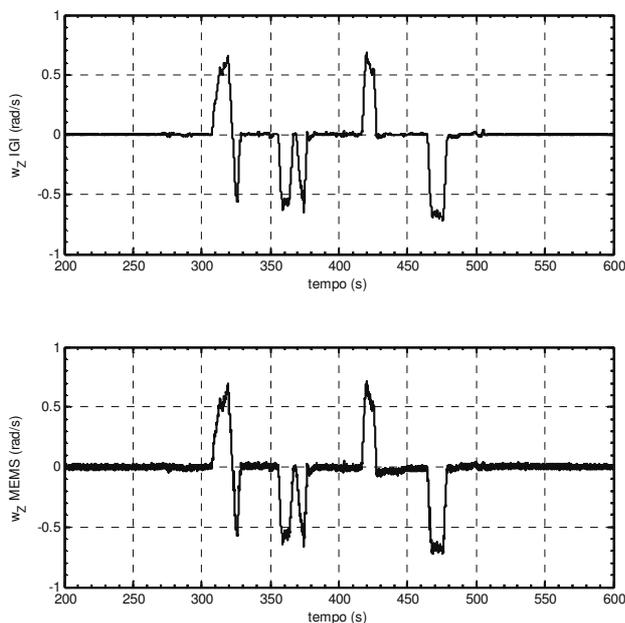
Figura 6.8 - Forças específicas f_x *IGI* e MEMS.



Observa-se pelos instantes de tempo iniciais e finais dos sinais da figura 6.8 que os níveis de ruído presentes nas duas observações são semelhantes. Isso ocorre porque os acelerômetros dos dois sistemas possuem características de ruído semelhantes.

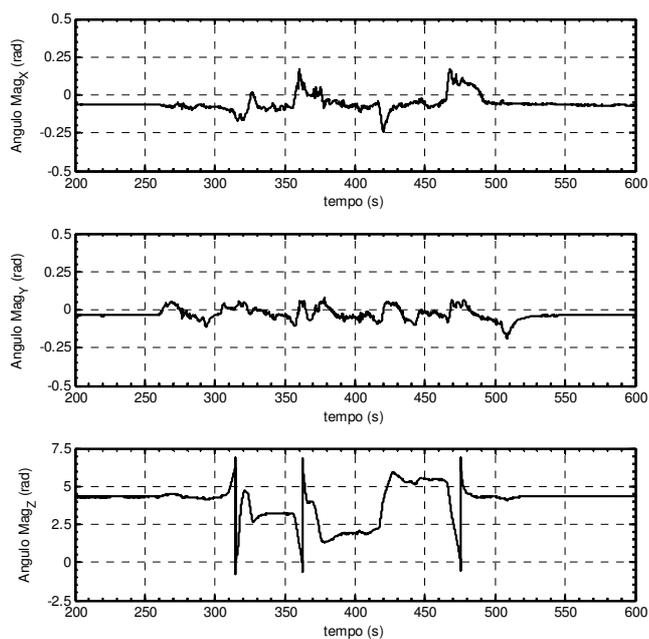
Por outro lado, observa-se pelos instantes de tempo iniciais e finais dos sinais da figura 6.9 que os níveis de ruído presentes nas duas observações são diferentes. Isso ocorre porque os giroscópios FOG do sistema *IGI* possuem níveis de ruído muito menores que os giroscópios da unidade MEMS e são quase imperceptíveis visualmente na figura 6.9. É evidente que esses exemplos de análise visual servem apenas para se ter uma noção qualitativa inicial do comportamento dos sinais dos sensores.

Figura 6.9 - Velocidades angulares ω_z IGI e MEMS.



A unidade MEMS diferencia-se da unidade *IGI* por fornecer também observações brutas de atitude, isto é, de ângulos medidos com magnetômetros em relação ao campo magnético terrestre. Na figura 6.10 apresenta-se um exemplo (em radianos) de medição cinemática dos três eixos da unidade MEMS.

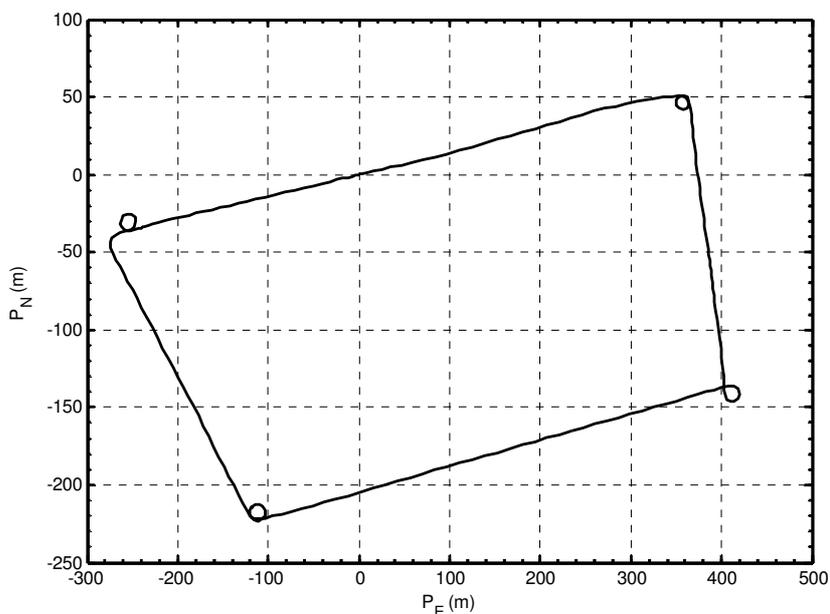
Figura 6.10 - Medições brutas dos magnetômetros da unidade MEMS.



6.2.5 Análise do Processamento de Observações

As figuras a seguir estão relacionadas com o experimento cinemático realizado no dia 26 de agosto de 2004, na área de *Hannover* conhecida como *Schützenplatz*. A trajetória de referência, determinada com o receptor GPS e percorrida pelos instrumentos de medição inercial, está indicada na figura 6.11 utilizando-se um sistema cartesiano local de referência. A origem das coordenadas, isto é, $P_N = 0$ e $P_E = 0$, é o ponto de início do levantamento. Procurou-se executar uma trajetória fechada aproximadamente retangular, por isso o término do levantamento ocorre na coordenada inicial.

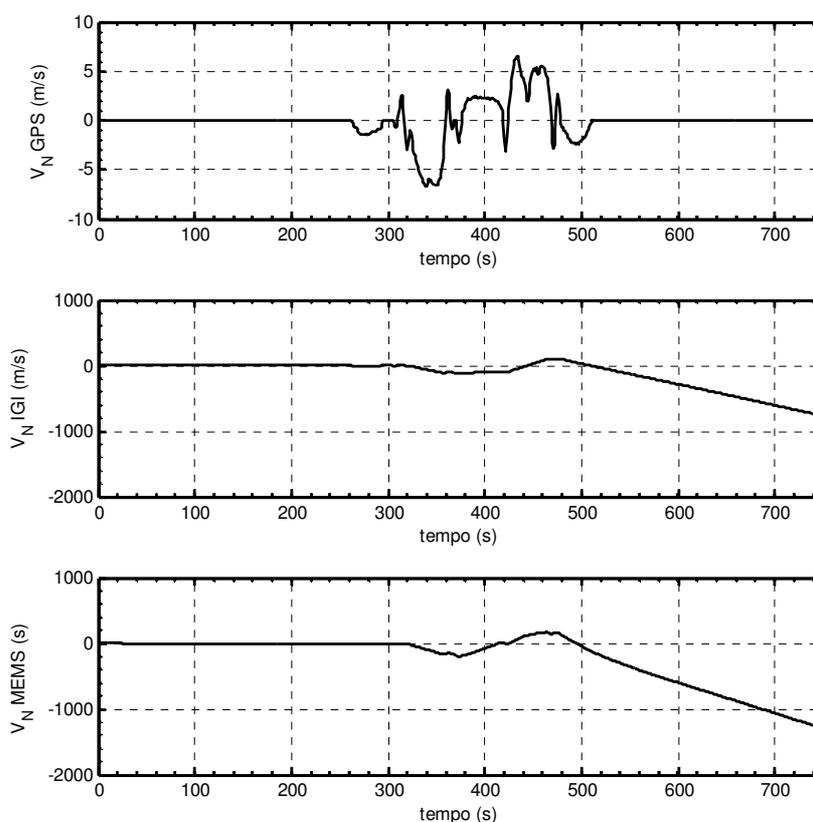
Figura 6.11 - Trajetória GPS na *Schützenplatz*.



No percurso da figura 6.11, realizado no sentido anti-horário, foram executadas quatro manobras de 360° (duas em sentido horário e duas anti-horário) próximas de posições de mudanças de 90° na trajetória principal. Estas manobras foram realizadas com o objetivo de fazer com que os sinais dos sensores inerciais (principalmente os giroscópios) apresentassem variações evidentemente acima dos níveis de ruído e fossem facilmente reconhecíveis nos arquivos de observações. Em outras palavras, com isso procurou-se aumentar por alguns instantes a relação entre o sinal a ser medido e o nível de ruído dos sensores inerciais.

A seguir apresentam-se exemplos de velocidades calculadas em relação a um referencial local. Na figuras 6.12 a velocidade na direção norte V_N GPS é considerada como referência e as velocidades V_N IGI e MEMS são calculadas considerando-se o acúmulo ilimitado de erros nas observações dos sensores inerciais.

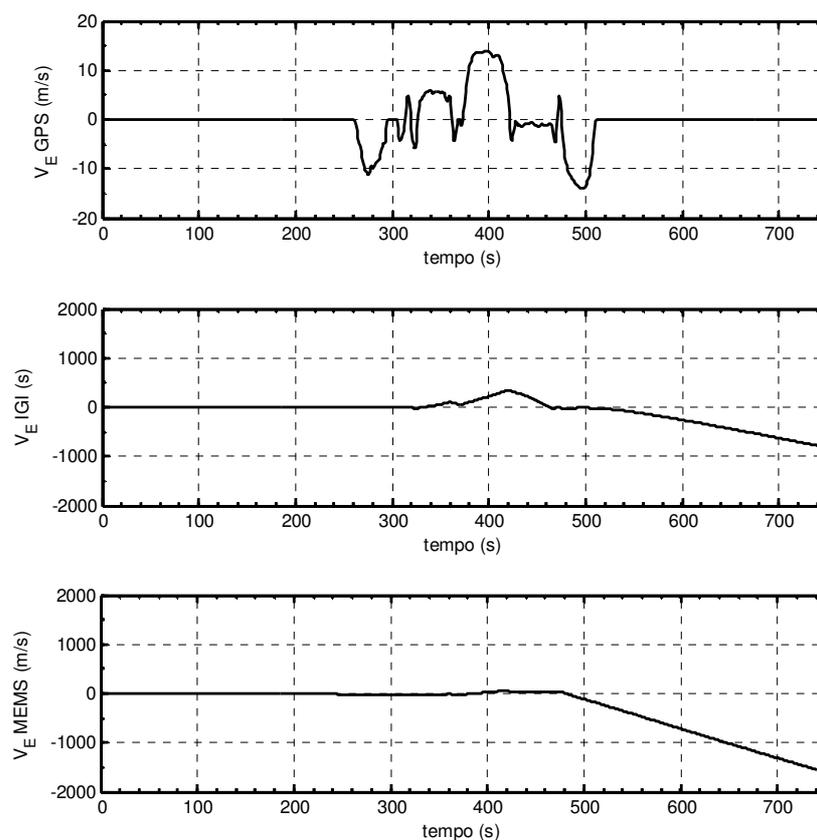
Figura 6.12 - Velocidades V_N : velocidade GPS como referência e velocidades IGI e MEMS com acúmulo ilimitado de erros.



Observa-se que as velocidades calculadas a partir das observações dos sensores inerciais divergem em relação à velocidade determinada com as observações GPS. Enquanto os valores de velocidade GPS ficaram abaixo de 10 m/s em todos os instantes, as velocidades inerciais atingiram valores da ordem de 10^3 m/s , ou seja, tornando-se sem utilidade para a navegação. Neste caso observa-se que a velocidade da unidade MEMS diverge com maior amplitude que a velocidade obtida com o sistema IGI.

Na figuras 6.13 a velocidade na direção leste V_E GPS é considerada como referência e as velocidades V_E IGI e MEMS são calculadas considerando-se o acúmulo ilimitado de erros nas observações dos sensores inerciais.

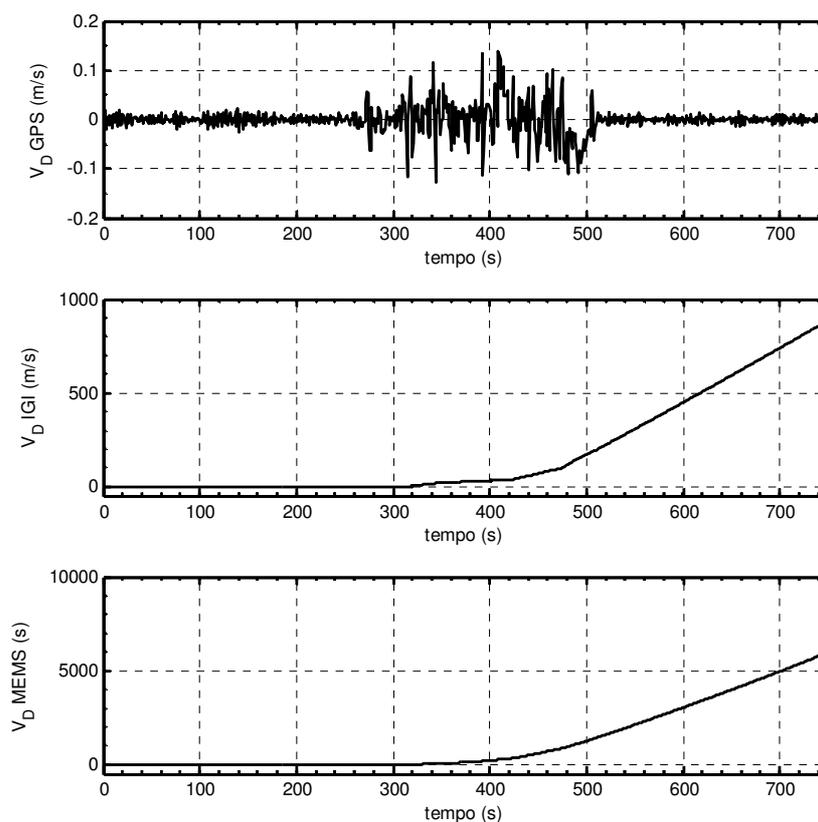
Figura 6.13 - Velocidades V_E : velocidade GPS como referência e velocidades IGI e MEMS com acúmulo ilimitado de erros.



Observa-se novamente que as velocidades calculadas a partir das observações dos sensores inerciais divergem em relação à velocidade determinada com as observações GPS. Como no caso anterior, enquanto os valores de velocidade GPS ficaram abaixo de 20 m/s em todos os instantes, as velocidades inerciais atingiram valores da ordem de 10^3 m/s .

Na figuras 6.14 a velocidade na direção para baixo V_D GPS é considerada como referência e as velocidades V_D IGI e MEMS são calculadas considerando-se o acúmulo ilimitado de erros nas observações dos sensores inerciais.

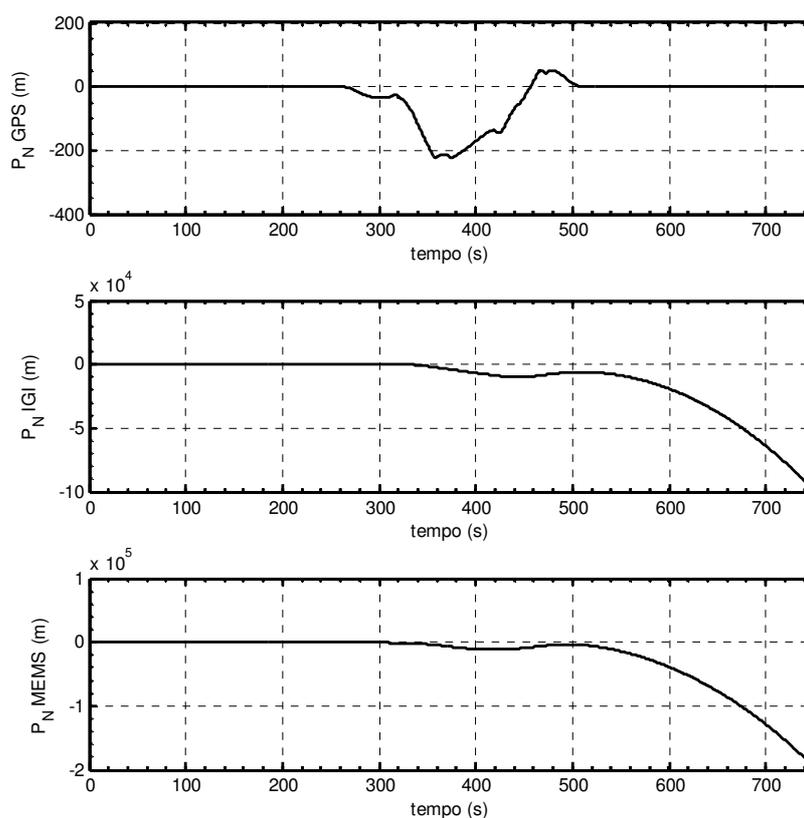
Figura 6.14 - Velocidades V_D : velocidade GPS como referência e velocidades IGI e MEMS com acúmulo ilimitado de erros.



Mais uma vez observa-se que as velocidades calculadas a partir das observações dos sensores inerciais divergem em relação à velocidade determinada com as observações GPS. Neste caso os valores de velocidade GPS ficaram abaixo de $0,2 \text{ m/s}$ em todos os instantes e as velocidades inerciais também atingiram valores da ordem de 10^3 m/s .

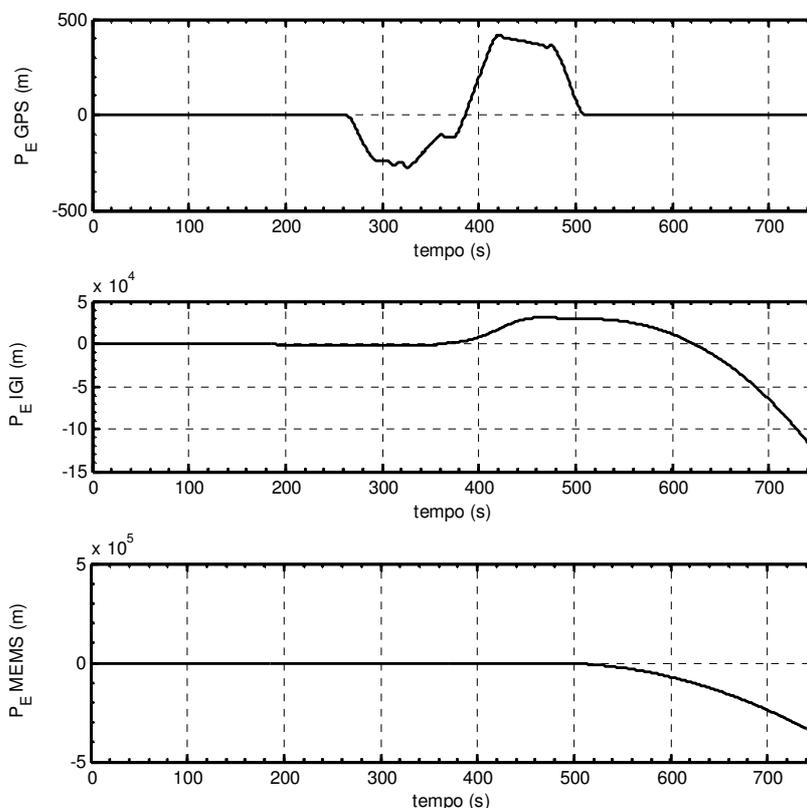
As figuras 6.15, 6.16 e 6.17 apresentam, respectivamente, os deslocamentos em P_N , P_E e P_D GPS, considerados como referência, e os deslocamentos P_N , P_E e P_D IGI e MEMS calculados considerando-se o acúmulo ilimitado de erros nas observações sensores inerciais.

Figura 6.15 - Deslocamentos P_N : deslocamento GPS como referência e deslocamentos IGI e MEMS com acúmulo ilimitado de erros.



Observa-se na figuras 6.15 que os deslocamentos calculados a partir das observações dos sensores inerciais divergem em relação aos deslocamentos determinados com as observações GPS. Neste caso os valores máximos de deslocamento GPS ficaram abaixo de 250 m em todos os instantes e os deslocamentos calculados com as observações as unidades IGI e MEMS atingiram valores da ordem de 10^4 e 10^5 m, respectivamente.

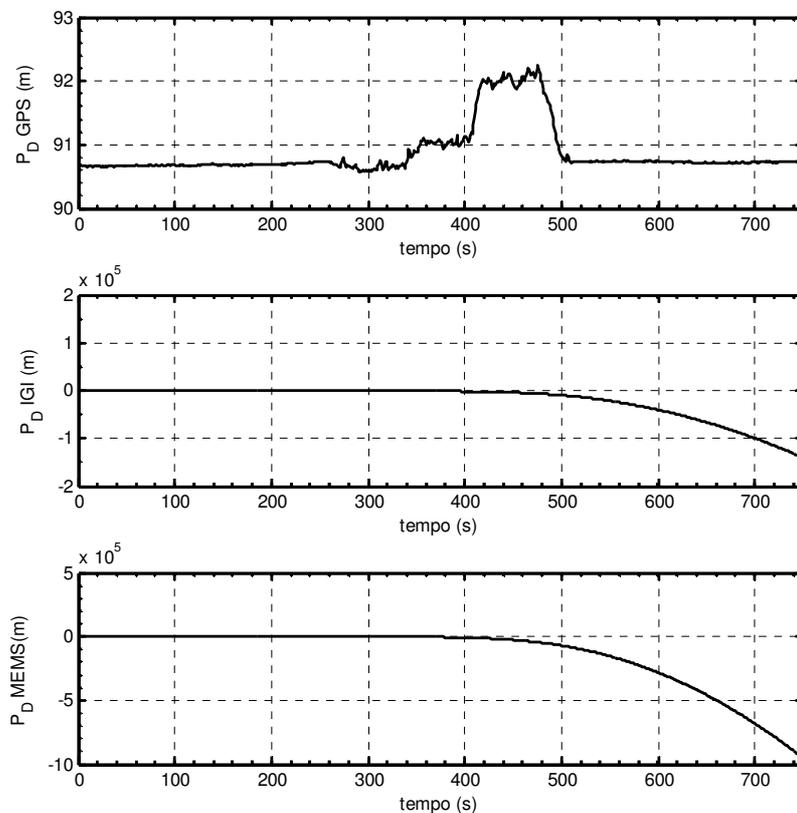
Figura 6.16 - Deslocamentos P_E : deslocamento GPS como referência e deslocamentos *IGI* e MEMS com acúmulo ilimitado de erros.



Na figuras 6.16 observa-se que os deslocamentos calculados a partir das observações dos sensores inerciais também divergem em relação aos deslocamentos determinados com as observações GPS. Neste caso os valores máximos de deslocamento GPS ficaram abaixo de 400 m em todos os instantes e os deslocamentos calculados com as observações as unidades *IGI* e MEMS atingiram valores da ordem de 10^4 e 10^5 m , respectivamente.

Na figuras 6.17 observa-se que os deslocamentos em altitude P_D calculados a partir das observações dos sensores inerciais também divergem em relação aos deslocamentos determinados com as observações GPS. Em relação ao instante inicial, os valores de variação em altitude GPS ficaram abaixo de 2 m em todos os instantes e os deslocamentos calculados com as observações as unidades *IGI* e MEMS atingiram valores da ordem de 10^5 m .

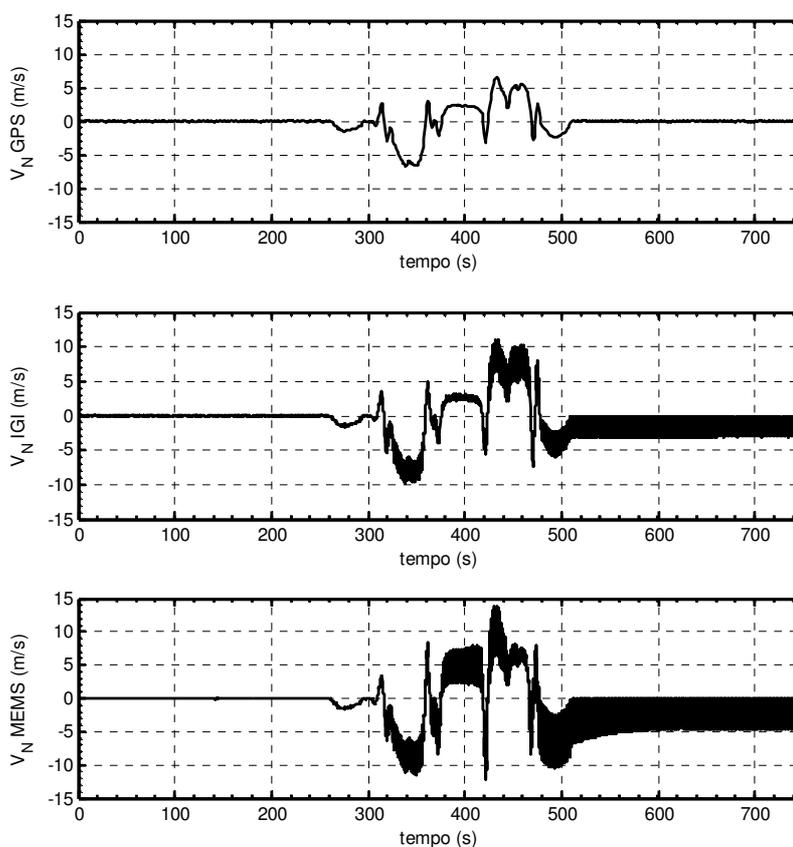
Figura 6.17 - Deslocamentos P_D : deslocamento GPS como referência e deslocamentos IGI e MEMS com acúmulo ilimitado de erros.



Portanto, como esperado, sem a imposição de limites para o acúmulo de erros, observa-se que os deslocamentos e velocidades calculados a partir de observações dos sensores inerciais divergem rapidamente para valores elevados, tornando-se também sem utilidade para a navegação ou posicionamento geodésico.

A seguir, as figuras 6.18, 6.19 e 6.20 apresentam, respectivamente, as velocidades V_N, V_E, V_D GPS, consideradas como referência, e as velocidades V_N, V_E, V_D IGI e MEMS controladas pelos valores de velocidade GPS em intervalos de tempo de 1 segundo, que é a taxa de aquisição GPS utilizada neste trabalho.

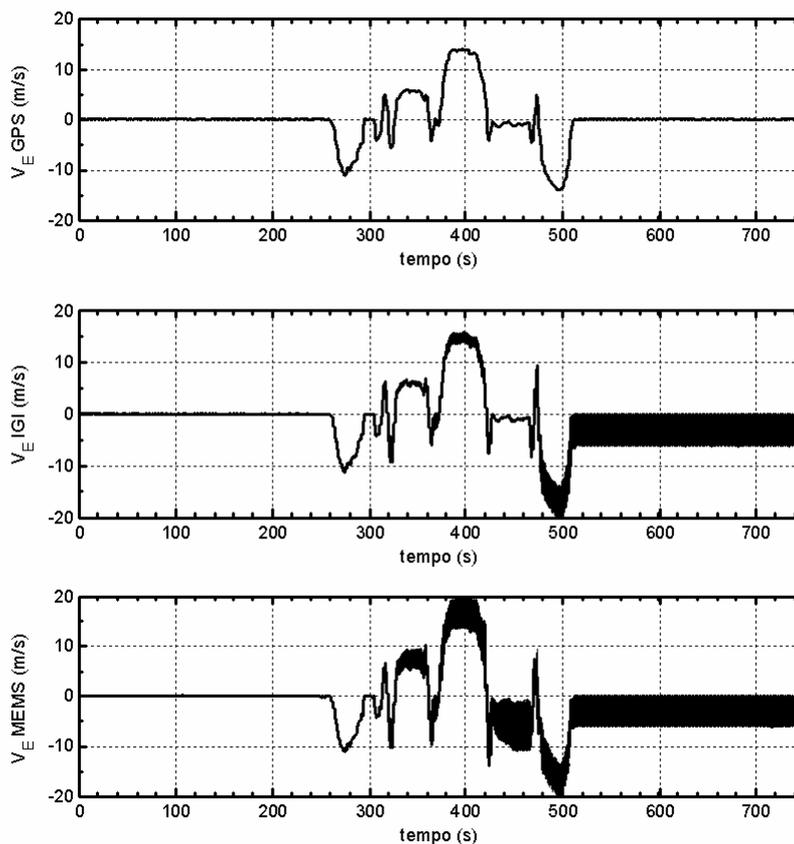
Figura 6.18 - Velocidades V_N : velocidade GPS como referência e velocidades IGI e MEMS limitadas.



Neste caso a divergência das velocidades calculadas com as observações MEMS e IGI apresenta-se menor que no caso anterior onde o crescimento dos valores não era limitado. Observa-se também que as velocidades da unidade MEMS ainda apresentam um acúmulo de erro relativamente maior que a unidade IGI considerando-se um mesmo intervalo de tempo. Em relação à velocidade V_N GPS as unidades IGI e MEMS apresentam, respectivamente, acúmulos de erro em torno de 3 e 5 m/s no final do intervalo de tempo de observação.

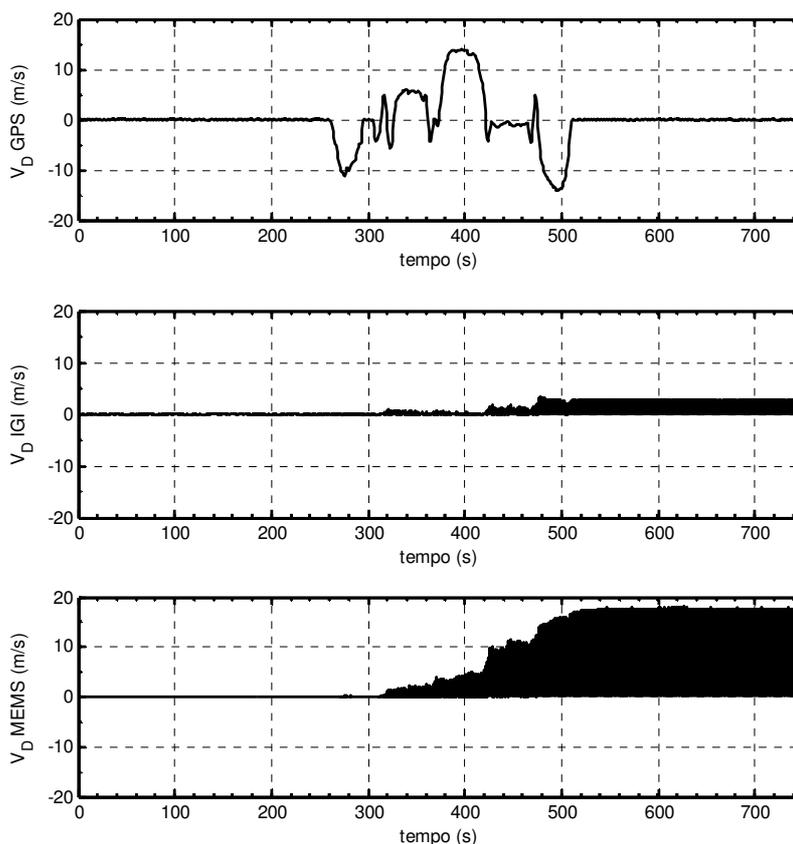
Na figura 6.19, em relação à velocidade V_E GPS as unidades *IGI* e MEMS apresentam variações em torno de 6 m/s no final do intervalo de tempo de observação.

Figura 6.19 - Velocidades V_E : velocidade GPS como referência e velocidades *IGI* e MEMS limitadas.



Na figura 6.20, em relação à velocidade V_D GPS as unidades MEMS e IGI apresentam, respectivamente, variações em torno de 5 e 18 m/s no final do intervalo de tempo de observação.

Figura 6.20 - Velocidades V_D : velocidade GPS como referência e velocidades IGI e MEMS limitadas.



A seguir, as figuras 6.21, 6.22 e 6.23 apresentam, respectivamente, os deslocamentos em P_N , P_E e P_D GPS, considerados como referência, e os deslocamentos em P_N , P_E e P_D IGI e MEMS com os valores limitados pelos valores obtidos por meio do processamento GPS também em intervalos de 1 segundo. Agora, evidentemente, observa-se que os deslocamentos calculados a partir das observações IGI e MEMS divergem com menor intensidade que no caso sem limitação. Nas figuras 6.21 e 6.22 que os acúmulos de erros são da ordem de 1 e 2,5 m e na figuras 6.23 ocorrem erros em altitude da ordem de 2 e 8 m , respectivamente, para as unidades IGI e MEMS.

Figura 6.21 - Deslocamentos P_N : deslocamento GPS como referência e deslocamentos IGI e MEMS limitadas.

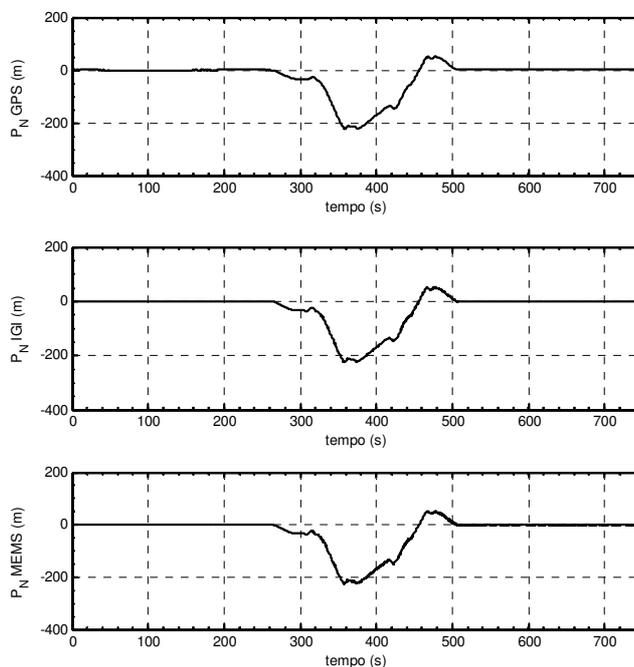


Figura 6.22 - Deslocamentos P_E : deslocamento GPS como referência e deslocamentos IGI e MEMS limitadas.

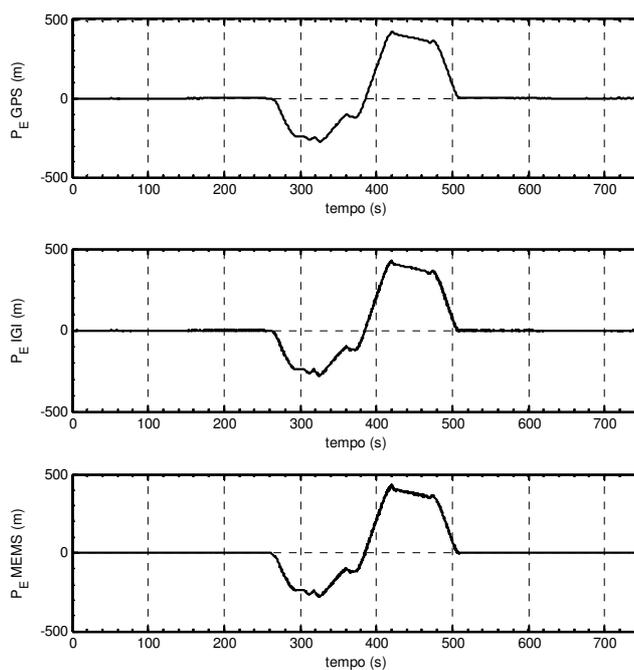
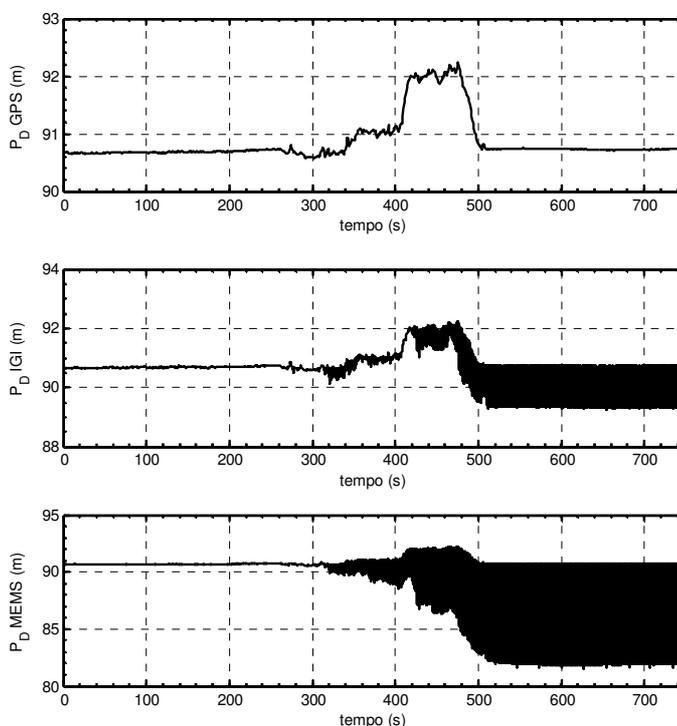


Figura 6.23 - Deslocamentos P_D : deslocamento GPS como referência e deslocamentos IGI e MEMS limitadas.



Observa-se que mesmo em um intervalo de tempo relativamente pequeno (1 segundo entre cada observação GPS) ocorre o acúmulo de erros de grande magnitude. Em intervalos maiores, com a ausência de observações GPS, o acúmulo de erros torna-se inaceitável para a maioria das aplicações de alta precisão.

Portanto, para integração GPS/INS que utiliza sensores de baixo custo deve-se impor que os intervalos de tempo máximos de perda do sinal GPS sejam limitados a algumas dezenas de segundos. Com a aplicação dos algoritmos propostos no capítulo 4 para reduzir os efeitos dos ruído das observações dos sensores MEMS (utilizando o filtro de Occam) e a estimação de correções para as variáveis de navegação (por meio do filtro de Kalman), é possível utilizar as medições MEMS obtidas em intervalos de tempo em torno de 10 a 20 segundos. Neste caso, os erros em deslocamento encontram-se na ordem de 1 a 5 metros, o que é aceitável para algumas aplicações de posicionamento (navegação) consideradas de baixa precisão, tais como no caso do monitoramento de veículos terrestres, aeronaves e embarcações onde tais desvios de trajetória não afetem o resultado final de navegação. Entretanto, de forma geral, para o posicionamento em levantamentos geodésicos ainda é necessário que sejam desenvolvidos sensores MEMS que permitam resultados mais precisos.

6.2.6 Análise das Observações MEMS Processadas com o Filtro de Occam

As observações dos sensores inerciais das figuras anteriores foram processadas sem a aplicação de uma pré-filtragem. Por isso, a seguir, as figuras 6.24 e 6.25 apresentam alguns exemplos de pré-filtragens sobre observações MEMS de força específica f_x e de velocidade angular ω_z .

Figura 6.24 - Forças específicas f_x MEMS.

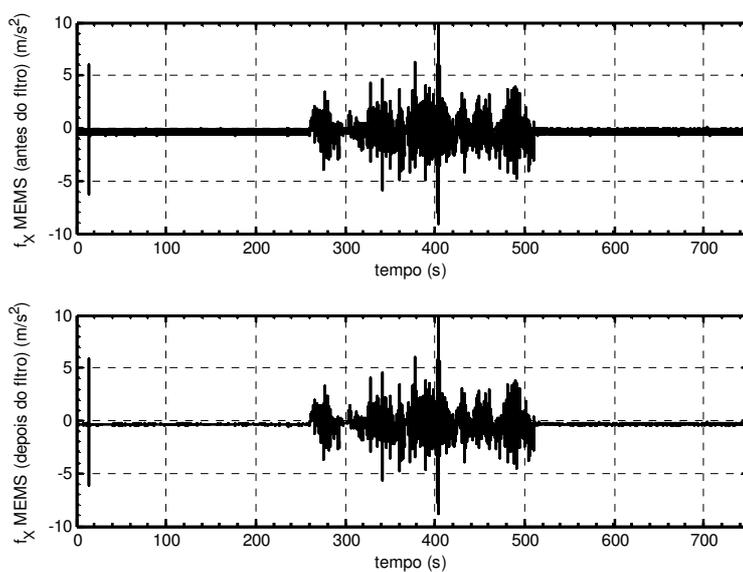
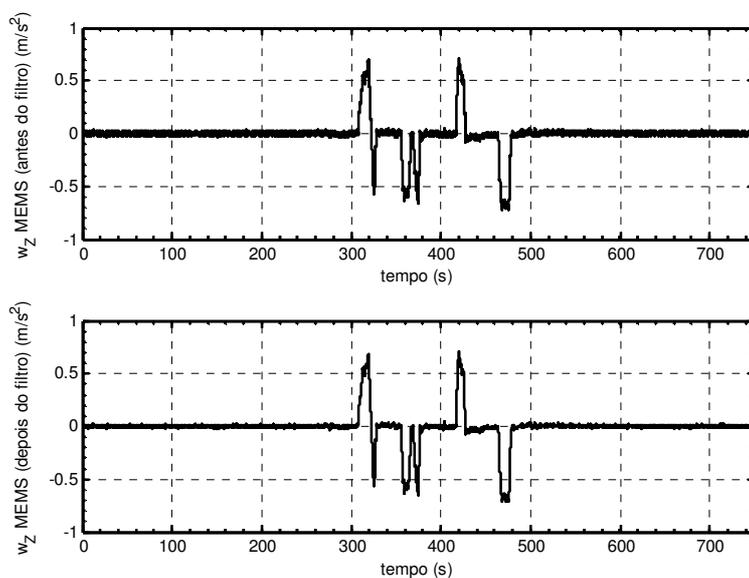


Figura 6.25 - Velocidades angulares ω_z MEMS.



As figuras 6.24 e 6.25 apresentam o aspecto dos sinais dos sensores inerciais antes e depois da aplicação de um filtro de Occam sobre as de força específica f_x e de velocidade angular ω_z . Nesse caso para a implementação do filtro de Occam foi utilizado um limiar de filtragem igual a um desvio padrão dos níveis de ruído estimados dos sinais originais (brutos).

A tabela 6.1 apresenta um comparativo entre os valores médios de ruído nas observações de força específica originais (brutas) e filtradas da unidade MEMS.

Tabela 6.1 - Forças específicas MEMS.

Forças Específicas MEMS	Brutas (m/s²)	Filtradas (m/s²)
δF_x	0,112	0,029
δF_y	0,105	0,039
δF_z	0,139	0,043

Observa-se que após a aplicação da pré-filtragem o nível de ruído é praticamente dividido por três. A seguir a tabela 6.2 mostra um comparativo para os valores de velocidades angulares. Nesse caso o nível de ruído foi reduzido pela metade.

Tabela 6.2 - Velocidades angulares MEMS.

Velocidades Angulares MEMS	Brutas (rad/s)	Filtradas (rad/s)
$\delta \omega_x$	0,0078	0,0035
$\delta \omega_y$	0,0096	0,0058
$\delta \omega_z$	0,0084	0,0054

A tabela 6.3 mostra os erros em deslocamento com a unidade MEMS considerando-se intervalos de tempo de um segundo.

Tabela 6.3 - Desvios MEMS em deslocamento.

Desvios MEMS	Erros em deslocamento (m)
δp_N	0,45
δp_E	0,55
δp_D	0,68

A tabela 6.4 apresenta valores dos desvios obtidos com as medições do sistema *IGI* e mostra que os levantamentos com a unidade MEMS, da tabela 6.3, ainda necessitam de muito desenvolvimento para alcançar resultados próximos a estes valores.

Tabela 6.4 - Desvios *IGI* em deslocamento.

Desvios <i>IGI</i>	Erros em deslocamento (m)
δp_N	0,10
δp_E	0,12
δp_D	0,15

Entretanto, estes resultados indicam que já é possível trabalhar com sensores inerciais MEMS visando levantamentos geodésicos. Nos últimos dez anos os sensores MEMS saíram dos laboratórios de pesquisa e foram utilizados em unidades inerciais consideradas de baixo custo. Considerando-se também o grande interesse pelo desenvolvimento de unidades de baixo custo mais precisas, espera-se que nos próximos dez anos surjam sistemas comerciais com desempenho similar às unidades de medição inercial convencionais de alta precisão atuais.

Além disso, a utilização de unidades de medição MEMS de baixo custo em aplicações consideradas de baixa precisão tende a aumentar e com isso crescerá também o interesse pelo desenvolvimento acadêmico e científico do processamento de sinais provenientes de sensores inerciais MEMS. Com isso, além do desenvolvimento de técnicas construtivas melhores, novas técnicas de processamento de sinais devem aprimorar o desempenho de acelerômetros e giroscópios MEMS.

Portanto, pode-se concluir que atualmente a integração GPS/INS utilizando-se de sensores inerciais MEMS é uma área de pesquisa inovadora e com muitas possibilidades de desenvolvimento. Os estudos realizados neste trabalho procuraram apresentar uma linha de pesquisa ao CPGCG e, assim, espera-se que novos trabalhos possam ser estimulados por estes estudos.

CAPÍTULO 7

CONSIDERAÇÕES FINAIS

7.1 CONCLUSÕES

Nesta sessão comentam-se os principais resultados do trabalho, destacando-se a necessidade da pesquisa em levantamentos geodésicos utilizando-se instrumentos contendo sensores inerciais MEMS.

7.1.1 Resultado Imediato deste Trabalho de Tese

Apesar dos recursos limitados, o presente trabalho de tese apresenta uma metodologia de estudo relativamente simples e acessível para a pesquisa da integração GPS/INS em laboratórios e cursos de Ciências Geodésicas utilizando sensores inerciais baseados em sistemas microeletromecânicos (MEMS).

7.1.2 Cooperação para a Integração de Sistemas de Posicionamento e Navegação

Considerando-se a diversidade de referências bibliográficas incluídas neste trabalho, observou-se que atualmente existe a necessidade cada vez maior, em várias áreas, da utilização simultânea e de forma complementar de múltiplos sistemas para o posicionamento e navegação. Para citar algumas áreas, atualmente existem pesquisas de integração destes sistemas em robótica, transportes, geodésia, geologia, geofísica, engenharia elétrica e engenharia civil. Os receptores GPS e instrumentos INS estão entre os instrumentos que podem operar com características complementares, entretanto observou-se que existem muitas dificuldades para a pesquisa da integração GPS/INS em Ciências Geodésicas e nas demais áreas de aplicação, principalmente devido ao alto custo de aquisição dos equipamentos considerados de alta precisão e à necessidade crescente de desenvolvimentos computacionais específicos. Sendo que a maior parte deste trabalho de tese só foi possível de ser realizado

devido ao esforço empregado na promoção de cooperação com o *Institut fur Erdmessung (IfE)* da *Universität Hannover*. Deve-se ressaltar que a realização de cooperações internacionais tem sido uma característica marcante do CPGCG e segue a tendência natural de vários grupos relacionados com a pesquisa em Ciências Geodésicas.

7.1.3 Características de Dispositivos de Baixo Custo

Embora a expressão *baixo custo* em geral venha acompanhada da expressão *baixa precisão*, a integração GPS/INS utilizando equipamentos de baixo custo tem sido uma opção adequada para instituições de ensino e pesquisa que contam com poucos recursos para o desenvolvimento de instrumentos voltados para levantamentos geodésicos. Este é o caso do presente trabalho de tese realizado na UFPR. Esta escolha fundamentou-se na constatação de que tem ocorrido uma rápida melhoria das características e disponibilidade dos dispositivos baseados em sensores inerciais MEMS nos últimos 5 anos. Por exemplo, neste período os giroscópios MEMS saíram dos laboratórios de pesquisa e entraram para o mercado de unidades de medição inercial de baixo custo e, além disso, os acelerômetros MEMS reduziram significativamente os seus níveis de ruído. Por exemplo, em ADI (1999) um acelerômetro MEMS da família *ADXL* foi especificado com uma densidade de ruído da ordem de $500 \mu\bar{g} / \sqrt{Hz}$ e, atualmente, este valor foi reduzido para $110 \mu\bar{g} / \sqrt{Hz}$. Entretanto, já estão disponíveis outros tipos de acelerômetros MEMS que possuem densidades de ruído abaixo de $1 \mu\bar{g} / \sqrt{Hz}$, como no caso dos sensores utilizados em detectores sísmicos.

7.1.4 Importância de utilização do estudo com uma unidade MEMS

Após os estudos iniciais de simulação do comportamento das observações de sensores inerciais, a utilização do dispositivo *ADXL202EB232* de avaliação de acelerômetros MEMS foi importante para a aquisição e compreensão de observações reais. Entretanto a utilização posterior da unidade de medição inercial MEMS *3DM-GXI* permitiu a realização de experimentos em condições semelhantes às encontradas nos levantamentos geodésicos terrestres. Isso representou um salto na quantidade de processamentos e análises possíveis para o presente trabalho, pois foram estudados simultaneamente sinais de conjuntos de acelerômetros e de conjuntos de giroscópios baseados em tecnologia MEMS.

De forma geral, para as manobras realizadas com o veículo de testes, observou-se que as medições brutas da unidade MEMS responderam de forma semelhante às medições do sistema *IGI*, principalmente em relação às observações de aceleração (força específica). Isso ocorreu porque os acelerômetros da unidade *IGI* têm características semelhantes às características dos sensores da unidade MEMS. Entretanto, o desempenho dos sensores de velocidade angular foi muito superior. Isso ocorreu porque o sistema *IGI* possui giroscópios com características superiores às características dos sensores da unidade MEMS. Por exemplo, enquanto a unidade MEMS possui uma estabilidade de *bias* de $0,1^\circ / s$, a *IMU-IId* do sistema *IGI* possui uma estabilidade para a mesma grandeza da ordem de $0,1^\circ / h$. Como a unidade *IGI* foi projetada para ser utilizada em levantamentos aéreos, é fundamental que os sensores de velocidade angular sejam de alta precisão, pois muitas vezes são responsáveis pela determinação de atitude de instrumentos situados a centenas de metros de distância de alvos localizados na superfície terrestre. Entretanto o custo associado a uma unidade de medição inercial deste tipo está em torno de cem mil dólares, enquanto uma unidade MEMS pode ter um custo 50 vezes menor.

7.1.5 Confiabilidade nas especificações nominais dos instrumentos

Os instrumentos utilizados acompanharam as especificações nominais dos fabricantes, principalmente no que se refere aos níveis de ruído. Contudo, tanto na unidade MEMS como no sistema *IGI* ocorreram variações do valor nominal da taxa de amostragem. A variação na unidade MEMS foi muito maior que no sistema *IGI*. Evidentemente isso não compromete a utilização das observações, desde que estas estejam referenciadas a uma sinal ou mensagem de sincronismo. Isso ocorre com o sistema *IGI*, pois utiliza o tempo GPS para marcar suas observações. Por isso, este mesmo meio de sincronismo foi utilizado para as observações MEMS.

7.1.6 Dependência de aplicativos proprietários

A utilização de rotinas em *Matlab* serviu adequadamente ao propósito de contornar a dependência de processamento de um aplicativo proprietário. Ou seja, como não se dispunha do aplicativo *AEROoffice*, na UFPR, após os experimentos realizados no IfE, foi necessário o processamento dos dados de forma independente do aplicativo do fabricante. A solução

adotada serviu aos propósitos de desenvolvimento acadêmico, mostrando que é possível reduzir a dependência de aplicativos proprietários e ao mesmo tempo estimulando o desenvolvimento de recursos computacionais próprios. Entretanto, a principal contrapartida está no tempo gasto em programação, que representa a maior parte do tempo gasto para a manipulação dos dados. Como esta parte do trabalho foi realizada de forma individual, esse caminho tornou o processamento dos dados uma tarefa complexa e demorada. Portanto, em trabalhos futuros seria mais produtivo se o desenvolvimento de tarefas deste tipo fosse realizado com a participação de uma equipe de programação, que fosse implementando bibliotecas de rotinas e executando a avaliação de algoritmos de integração.

7.1.7 Algoritmos de filtragem, de integração GPS/INS e de correções DGPS

Para a execução de uma filtragem inicial das observações dos sensores inerciais utilizou-se com o objetivo didático um filtro de concepção relativamente simples: o *filtro de Occam*. A intenção principal foi apresentar a opção mais intuitiva possível de um processo de filtragem, sem utilizar análises espectrais ou teoria da informação, mas utilizar apenas concepções geométricas. Embora seja baseado no princípio de simplicidade, o filtro de Occam tem inspirado o desenvolvimento de outros tipos de algoritmos relativamente complexos, como no caso de filtros baseados em *wavelets*.

Atualmente o filtro de Kalman apresenta-se como o algoritmo de integração mais utilizado para a integração GPS/INS. Embora possua algumas dificuldades para trabalhar com aplicações não lineares, no presente trabalho o filtro de Kalman foi um instrumento adequado para a integração das observações. Entretanto, existem muitas possibilidades para a pesquisa de novos algoritmos voltados para a utilização de observações de unidades de medição de baixo custo. Sendo que a maioria dos trabalhos citados nas referências bibliográficas apresenta diversas sugestões e alternativas de pesquisa para a implementação de algoritmos com melhor desempenho que o filtro de Kalman utilizado neste trabalho.

Por razões de logística, neste trabalho não foram utilizadas correções GPS diferenciais em tempo real (ver Anexo A.3). Entretanto estas correções são importantes para a realização de levantamentos GPS/INS. Portanto, esta seria a próxima etapa deste trabalho, ou seja, a realização de levantamentos utilizando DGPS ou RTK com os sistemas de posicionamento inercial de baixo custo.

7.2 RECOMENDAÇÕES

A principal contribuição deste trabalho é o estabelecimento de uma metodologia de pesquisa de baixo custo, destacando-se a otimização de uma quantidade mínima de recursos para a pesquisa em instrumentação geodésica. Com isso, procurou-se criar condições mínimas de trabalho no CPGCG em relação a aquisição de conhecimento e de dispositivos (sensores inerciais MEMS) necessários para a continuação futura desta linha de pesquisa. Por isso a seguir são apresentadas algumas sugestões e recomendações que podem servir de tema para outros trabalhos.

7.2.1 Elaboração de Procedimentos de Calibração

É fundamental a pesquisa e o desenvolvimento de procedimentos simples e eficientes para a calibração dos sensores, principalmente em relação à calibração em campo, antes do início dos levantamentos, tendo em vista que não basta a realização apenas de procedimentos de calibração em laboratórios, pois os sensores inerciais apresentam desvios diferentes em todas as vezes que são colocados em operação.

7.2.2 Alternativas para Instrumentação de Referência

Sugere-se que sejam pesquisadas outras unidades de medição inercial convencionais com características e aplicações diferentes da unidade *IGI*, mas ainda com desempenho suficiente para servir como referência para a realização de ensaios com unidades MEMS. Um exemplo de instrumentação alternativa são as unidades MRU (*Motion Reference Unit*) utilizadas em navios e plataformas *off-shore*. Estas unidades são instrumentos convencionais utilizados para o monitoramento e controle do movimento de embarcações e, portanto, podem ser utilizadas no apoio de levantamentos batimétricos

7.2.3 Filtragem Não-linear e Uso de Multi-resolução

A pesquisa de novos algoritmos para integração e filtragem é um campo relativamente amplo. Atualmente, a utilização de modelos não-lineares, tais como as redes neurais artificiais e a lógica *fuzzy*, são alguns dos caminhos inovadores que estão sendo seguido por

pesquisadores em Ciências Geodésicas para integrar sistemas de navegação e posicionamento inerciais de baixo custo. Esse caminho para pesquisa pode ser uma maneira de reunir os conhecimentos das diferentes áreas dentro das Ciências Geodésicas, pois estas técnicas já vêm sendo utilizadas em trabalhos de sensoriamento remoto, fotogrametria, cartografia e em levantamentos topográficos e gravimétricos.

A utilização de algoritmos que levam em conta múltiplas resoluções (diferentes escalas de análise) para a filtragem de sinais de sensores inerciais, como no caso de modelos baseados em *wavelets*, também tem encontrado aplicações em Ciências Geodésicas e em diversas áreas de processamento de sinais. As técnicas baseadas em *wavelets* e *wavelet packets* podem ser empregadas tanto para compressão quanto para a filtragem de observações inerciais. Por isso, recomenda-se que sejam realizados estudos voltados para o processamento de sinais de sensores MEMS, no sentido de encontrar soluções eficientes dentro das várias classes existentes para análise com multi-resolução.

7.2.4 Experimentos com redundância de sensores e de observações

Embora exija um investimento inicial maior que o realizado no presente trabalho, a utilização simultânea de mais de uma unidade de medição inercial MEMS, com as mesmas características, pode fornecer meios para a pesquisa de redundância e correlações de observações. Portanto sugere-se a realização de tais experimentos, pois a utilização de redundância instrumental encontra muitas aplicações em áreas onde exigem-se robustez e tolerância a falhas de instrumentos de navegação, como no caso de aplicações de navegação de veículos não tripulados.

ANEXOS

A.1 CUSTOS RELATIVOS DE SISTEMAS DE NAVEGAÇÃO INERCIAL

A tabela A.1.1 apresenta um estudo do DoD (2000) com a comparação entre os custos das diversas tecnologias inerciais disponíveis atualmente (e.g., FOG, RLG), ou em um futuro próximo (e.g., sensores NEMS), para a utilização em sistemas de navegação inercial. Obviamente, os valores médios típicos indicados em dólares americanos mostram que o investimento tecnológico em cada sistema é proporcional à precisão dos instrumentos e à escala de produção. Além disso, quando os sensores são produzidos em larga escala permitem a redução do seu custo final, como no caso dos sensores MEMS.

Tabela A.1.1 – Estimativas de custos de sensores para a pesquisa de Sistemas de Navegação Inercial (INS) (DoD, 2000).

Tecnologia Inercial	Custo Médio (dólares)
Sensores estabilizados em plataforma controlada (<i>gimballed system</i>)	200000
Sensores analíticos mecânicos (<i>strapdown system</i>)	150000
Sensores analíticos a laser (<i>strapdown laser ring</i>)	125000
Sensores mini-laser	85000
Sensores em fibra óptica	20000
Microeletromecânicos (MEMS)	<5000
Nanoeletromecânicos (NEMS)	<1000

A.2 DERIVAÇÕES DE MODELOS PARA INSTRUMENTAÇÃO INS

A.2.1 MÉTODO DE PERTURBAÇÃO EM EQUAÇÕES DE NAVEGAÇÃO

Na análise de erros de sistemas de navegação inercial pode-se utilizar o método de perturbação para linearizar sistemas de equações diferenciais (BRITTING, 1971).

O cálculo de posição perturbada $\hat{\mathbf{p}}^n$ pode ser representado por:

$$\hat{\mathbf{p}}^n = \mathbf{p}^n + \delta\mathbf{p}^n \quad (\text{A.2.1})$$

O cálculo de velocidade perturbada $\hat{\mathbf{v}}^n$ pode ser representado por:

$$\hat{\mathbf{v}}^n = \mathbf{v}^n + \delta\mathbf{v}^n \quad (\text{A.2.2})$$

O cálculo de gravidade perturbada $\hat{\mathbf{g}}^n$ pode ser representado por:

$$\hat{\mathbf{g}}^n = \mathbf{g}^n + \delta\mathbf{g}^n \quad (\text{A.2.3})$$

O cálculo de atitude perturbada $\hat{\mathbf{C}}_b^n$ pode ser representado por:

$$\hat{\mathbf{C}}_b^n = (\mathbf{I} - \mathbf{E}^n) \cdot \mathbf{C}_b^n \quad (\text{A.2.4})$$

onde \mathbf{E}^n é a matriz anti-simétrica dos erros ou perturbações em atitude, isto é, $\mathbf{E}^n = (\delta\boldsymbol{\varepsilon}^n \times)$

sendo $(\delta\boldsymbol{\varepsilon}^n \times)$ representada por:

$$(\delta\boldsymbol{\varepsilon}^n \times) = \begin{bmatrix} 0 & \delta\varepsilon_D & -\delta\varepsilon_E \\ -\delta\varepsilon_D & 0 & \delta\varepsilon_N \\ \delta\varepsilon_E & -\delta\varepsilon_N & 0 \end{bmatrix} \quad (\text{A.2.5})$$

A equação de erro de posição linearizada, utilizando coordenadas geodésicas, pode ser obtida perturbando-se a equação (2.34). Então, usando-se derivadas parciais tem-se:

$$\delta\dot{\mathbf{p}}^n = \mathbf{D}_{pp} \cdot \delta\mathbf{p}^n + \mathbf{D}_{pv} \cdot \delta\mathbf{v}^n \quad (\text{A.2.6})$$

sendo:

$$\mathbf{D}_{pp} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \dot{\varphi}}{\partial \varphi} & \frac{\partial \dot{\varphi}}{\partial \lambda} & \frac{\partial \dot{\varphi}}{\partial h} \\ \frac{\partial \dot{\lambda}}{\partial \varphi} & \frac{\partial \dot{\lambda}}{\partial \lambda} & \frac{\partial \dot{\lambda}}{\partial h} \\ \frac{\partial \dot{h}}{\partial \varphi} & \frac{\partial \dot{h}}{\partial \lambda} & \frac{\partial \dot{h}}{\partial h} \end{bmatrix} \quad (\text{A.2.7})$$

então:

$$\mathbf{D}_{pp} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \left(\frac{-v_N}{(R_M + h)^2} \right) \\ \left(\frac{v_E \sin \varphi}{(R_N + h) \cdot \cos^2 \varphi} \right) & 0 & \left(\frac{-v_E}{(R_N + h)^2 \cdot \cos \varphi} \right) \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (\text{A.2.8})$$

e sendo:

$$\mathbf{D}_{pv} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \dot{\varphi}}{\partial v_N} & \frac{\partial \dot{\varphi}}{\partial v_E} & \frac{\partial \dot{\varphi}}{\partial v_D} \\ \frac{\partial \dot{\lambda}}{\partial v_N} & \frac{\partial \dot{\lambda}}{\partial v_E} & \frac{\partial \dot{\lambda}}{\partial v_D} \\ \frac{\partial \dot{h}}{\partial v_N} & \frac{\partial \dot{h}}{\partial v_E} & \frac{\partial \dot{h}}{\partial v_D} \end{bmatrix} \quad (\text{A.2.9})$$

então:

$$\mathbf{D}_{pv} = \begin{bmatrix} \left(\frac{1}{R_M + h} \right) & 0 & 0 \\ 0 & \left(\frac{1}{(R_N + h) \cdot \cos \varphi} \right) & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \quad (\text{A.2.10})$$

De forma semelhante, o cálculo da equação de velocidade perturbada inicia modificando-se a notação da equação (2.36) para:

$$\hat{\mathbf{v}}^n = \hat{\mathbf{C}}_b^n \cdot \mathbf{f}^b - (2\hat{\boldsymbol{\omega}}_{ie}^n + \hat{\boldsymbol{\omega}}_{en}^n) \times \hat{\mathbf{v}}^n + \boldsymbol{\gamma}^n \quad (\text{A.2.11})$$

e colocando-se as perturbações nesta equação tem-se:

$$\dot{\mathbf{v}}^n + \delta \dot{\mathbf{v}}^n = (\mathbf{I} - \Gamma^n) \mathbf{C}_b^n (\mathbf{f}^b + \delta \mathbf{f}^b) - (2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + 2\delta\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n + \delta\boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times (\mathbf{v}^n + \delta\mathbf{v}^n) + (\mathbf{g}^n + \delta\mathbf{g}^n) \quad (\text{A.2.12})$$

e considerando-se apenas termos de primeira ordem tem-se:

$$\delta \dot{\mathbf{v}}^n = -(2\delta\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \delta\boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \mathbf{v}^n - (2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \delta\mathbf{v}^n - \delta\boldsymbol{\varepsilon}^n \times \mathbf{f}^n + \mathbf{C}_b^n \delta \mathbf{f}^b + \delta \mathbf{g}^n \quad (\text{A.2.13})$$

ou seja:

$$\delta \dot{\mathbf{v}}^n = \mathbf{v}^n \times (2\delta\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \delta\boldsymbol{\omega}_{en}^n) - (2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \delta\mathbf{v}^n + \mathbf{f}^n \times \delta\boldsymbol{\varepsilon}^n + \mathbf{C}_b^n \delta \mathbf{f}^b + \delta \mathbf{g}^n \quad (\text{A.2.14})$$

sendo:

$$2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n = \begin{bmatrix} 2\omega_e \cos \varphi \\ 0 \\ -2\omega_e \sin \varphi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \left(\frac{v_E}{(R_N + h)} \right) \\ \left(\frac{-v_N}{(R_M + h)} \right) \\ \left(\frac{v_E \tan \varphi}{(R_N + h)} \right) \end{bmatrix} \quad (\text{A.2.15})$$

Perturbando-se a equação (A.2.15) tem-se:

$$2\delta\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \delta\boldsymbol{\omega}_{en}^n = \delta\boldsymbol{\Omega}_p \delta \mathbf{p}^n + \delta\boldsymbol{\Omega}_v \delta \mathbf{v}^n \quad (\text{A.2.16})$$

sendo:

$$\delta\boldsymbol{\Omega}_p = \begin{bmatrix} (-2\omega_e \sin \varphi) & 0 & \left(\frac{-v_E}{(R_N + h)^2} \right) \\ 0 & 0 & \left(\frac{v_N}{(R_M + h)^2} \right) \\ \left(-2\omega_e \cos \varphi - \frac{v_E}{(R_N + h) \cdot \cos^2 \varphi} \right) & 0 & \left(\frac{v_E \tan \varphi}{(R_N + h)^2} \right) \end{bmatrix} \quad (\text{A.2.17})$$

e

$$\delta\Omega_v = \begin{bmatrix} 0 & \left(\frac{1}{R_N + h}\right) & 0 \\ \left(\frac{-1}{R_M + h}\right) & 0 & 0 \\ 0 & \left(\frac{-\tan\varphi}{R_N + h}\right) & 0 \end{bmatrix} \quad (\text{A.2.18})$$

Usando-se a equação (A.2.15) pode-se desenvolver o primeiro termo do lado direito da equação (A.2.13) em funções de erros em posição e velocidade:

$$\mathbf{v}^n \times (2\delta\omega_{ie}^n + \delta\omega_{en}^n) = (\mathbf{v}^n \times) \cdot (\delta\Omega_p \cdot \delta\mathbf{p}^n + \delta\Omega_v \cdot \delta\mathbf{v}^n) \quad (\text{A.2.19})$$

$$\mathbf{v}^n \times (2\delta\omega_{ie}^n + \delta\omega_{en}^n) = (\mathbf{v}^n \times) \cdot (\delta\Omega_p \cdot \delta\mathbf{p}^n) + (\mathbf{v}^n \times) \cdot (\delta\Omega_v \cdot \delta\mathbf{v}^n) \quad (\text{A.2.20})$$

sendo:

$$(\mathbf{v}^n \times) \cdot \delta\Omega_p = \begin{bmatrix} \left(-2v_E\omega_e \cos\varphi - \frac{v_E^2}{(R_N + h) \cdot \cos^2\varphi}\right) & 0 & \left(\frac{-v_N v_D}{(R_M + h)^2} + \frac{v_E^2 \tan\varphi}{(R_N + h)^2}\right) \\ \left(2\omega_e(v_N \cos\varphi - v_D \sin\varphi) + \frac{v_E v_N}{(R_N + h) \cdot \cos^2\varphi}\right) & 0 & \left(\frac{-v_E v_D}{(R_N + h)^2} - \frac{v_N v_E \tan\varphi}{(R_N + h)^2}\right) \\ (2v_E\omega_e \sin\varphi) & 0 & \left(\frac{v_E^2}{(R_N + h)^2} + \frac{v_N^2}{(R_M + h)^2}\right) \end{bmatrix} \quad (\text{A.2.21})$$

e

$$(\mathbf{v}^n \times) \cdot \delta\Omega_v = \begin{bmatrix} \left(\frac{v_D}{R_M + h}\right) & \left(\frac{-v_E \tan\varphi}{R_N + h}\right) & 0 \\ 0 & \left(\frac{v_D}{R_N + h} + \frac{v_N \tan\varphi}{R_N + h}\right) & 0 \\ \left(\frac{-v_N}{R_M + h}\right) & \left(\frac{-v_E}{R_N + h}\right) & 0 \end{bmatrix} \quad (\text{A.2.22})$$

O vetor de gravidade \mathbf{g}^n pode ser aproximado pelo vetor da gravidade normal $\boldsymbol{\gamma} = [0 \ 0 \ \gamma]^T$. Considerando-se um modelo esférico para a Terra tem-se então um modelo de gravidade normal simplificado (ROGERS, 2000):

$$\gamma = \gamma_0 \cdot \left(\frac{R}{R+h} \right)^2 \quad (\text{A.2.23})$$

onde:

γ_0 - gravidade normal no elipsóide ($h = 0$)

e

$$R = \sqrt{R_M \cdot R_N} \quad (\text{A.2.24})$$

Perturbando a equação (A.2.23) tem-se a variação em gravidade $\delta\mathbf{g}^n = \delta\boldsymbol{\gamma}$:

$$\delta\boldsymbol{\gamma} = -2 \cdot \left(\frac{\gamma}{R+h} \right) \cdot \delta h \quad (\text{A.2.25})$$

Com isso, usando-se as equações de (A.2.15) a (A.2.25), pode-se reescrever a equação para variação de erro de velocidade $\delta\dot{\mathbf{v}}^n$, equação (A.2.13), como:

$$\delta\dot{\mathbf{v}}^n = \mathbf{D}_{vp} \times \delta\mathbf{p}^n + \mathbf{D}_{vv} \times \delta\mathbf{v}^n + \mathbf{f}^n \times \delta\boldsymbol{\varepsilon}^n + \mathbf{C}_b^n \cdot \delta\mathbf{f}^b \quad (\text{A.2.26})$$

onde:

$$\mathbf{D}_{vp} = \begin{bmatrix} \left(-2v_E \omega_e \cos \varphi - \frac{v_E^2}{(R_N+h) \cdot \cos^2 \varphi} \right) & 0 & \left(\frac{-v_N v_D}{(R_M+h)^2} + \frac{v_E^2 \tan \varphi}{(R_N+h)^2} \right) \\ \left(2\omega_e (v_N \cos \varphi - v_D \sin \varphi) + \frac{v_E v_N}{(R_N+h) \cdot \cos^2 \varphi} \right) & 0 & \left(\frac{-v_E v_D}{(R_N+h)^2} - \frac{v_N v_E \tan \varphi}{(R_N+h)^2} \right) \\ (2v_E \omega_e \sin \varphi) & 0 & \left(\frac{v_E^2}{(R_N+h)^2} + \frac{v_N^2}{(R_M+h)^2} - \frac{-2\gamma}{(R+h)} \right) \end{bmatrix} \quad (\text{A.2.27})$$

e

$$\mathbf{D}_{vv} = \begin{bmatrix} \left(\frac{v_D}{R_M + h} \right) & \left(-2\omega_e \sin \varphi - \frac{2v_E \tan \varphi}{R_N + h} \right) & \left(\frac{v_N}{R_M + h} \right) \\ \left(2\omega_e \sin \varphi + \frac{v_E \tan \varphi}{R_N + h} \right) & \left(\frac{v_D + v_N \tan \varphi}{R_N + h} \right) & \left(2\omega_e \cos \varphi + \frac{v_E}{R_N + h} \right) \\ \left(\frac{-2v_N}{R_M + h} \right) & \left(-2\omega_e \cos \varphi - \frac{2v_E}{R_N + h} \right) & 0 \end{bmatrix} \quad (\text{A.2.28})$$

A equação para o cálculo de variação de atitude, equação (2.39), pode ser representada por:

$$\dot{\hat{\mathbf{C}}}_b^n = \hat{\mathbf{C}}_b^n \cdot (\hat{\boldsymbol{\Omega}}_{ib}^b - \hat{\boldsymbol{\Omega}}_{in}^b) \quad (\text{A.2.29})$$

e, após algum desenvolvimento (BRITTING, 1971), chega-se a uma expressão para variação de erro em atitude $\delta \hat{\boldsymbol{\epsilon}}^n$:

$$\delta \hat{\boldsymbol{\epsilon}}^n = \mathbf{D}_{ep} \cdot \delta \mathbf{r}^n + \mathbf{D}_{ev} \cdot \delta \mathbf{v}^n - \boldsymbol{\omega}_{in}^n \times \delta \boldsymbol{\epsilon}^n - \mathbf{C}_b^n \cdot \delta \boldsymbol{\omega}_{ib}^b \quad (\text{A.2.30})$$

onde:

$$\mathbf{D}_{ep} = \begin{bmatrix} (-\omega_e \sin \varphi) & 0 & \left(\frac{-v_E}{(R_N + h)^2} \right) \\ 0 & 0 & \left(\frac{v_N}{(R_M + h)^2} \right) \\ \left(-\omega_e \cos \varphi - \frac{v_E}{(R_N + h) \cdot \cos^2 \varphi} \right) & 0 & \left(\frac{v_E \tan \varphi}{(R_N + h)^2} \right) \end{bmatrix} \quad (\text{A.2.31})$$

e

$$\mathbf{D}_{ev} = \begin{bmatrix} 0 & \left(\frac{1}{R_N + h} \right) & 0 \\ \left(\frac{-1}{R_M + h} \right) & 0 & 0 \\ 0 & \left(\frac{-\tan \varphi}{R_N + h} \right) & 0 \end{bmatrix} \quad (\text{A.2.32})$$

A.2.2 DERIVAÇÃO DO MODELO DE VARIAÇÃO DE VELOCIDADE

Para a derivação da expressão de variação de velocidade $\dot{\mathbf{v}}^n$, considere-se a seguinte expressão (ROGERS, 2000):

$$\mathbf{v}^n = \mathbf{C}_e^n \cdot \dot{\mathbf{p}}^e \quad (\text{A.2.33})$$

e sua derivada expressa por:

$$\dot{\mathbf{v}}^n = \mathbf{C}_e^n \cdot \ddot{\mathbf{p}}^e + \dot{\mathbf{C}}_e^n \cdot \dot{\mathbf{p}}^e \quad (\text{A.2.34})$$

Considere-se também a seguinte expressão:

$$\mathbf{p}^e = \mathbf{C}_i^e \cdot \mathbf{p}^i \quad (\text{A.2.35})$$

e a expressão de sua derivada:

$$\dot{\mathbf{p}}^e = \mathbf{C}_i^e \cdot \dot{\mathbf{p}}^i + \dot{\mathbf{C}}_i^e \cdot \mathbf{p}^i \quad (\text{A.2.36})$$

onde $\dot{\mathbf{C}}_i^e$ é obtida por meio da relação:

$$\dot{\mathbf{C}}_i^e = -\mathbf{C}_i^e \cdot \boldsymbol{\Omega}_{ie}^i \quad (\text{A.2.37})$$

Logo, a equação (A.2.36) pode ser reescrita como:

$$\dot{\mathbf{p}}^e = \mathbf{C}_i^e \cdot \left(\dot{\mathbf{p}}^i - \boldsymbol{\Omega}_{ie}^i \cdot \mathbf{p}^i \right) \quad (\text{A.2.38})$$

Derivando-se a equação (A.2.38) obtém-se:

$$\ddot{\mathbf{p}}^e = \mathbf{C}_i^e \cdot \left(\ddot{\mathbf{p}}^i - \boldsymbol{\Omega}_{ie}^i \cdot \dot{\mathbf{p}}^i - \dot{\boldsymbol{\Omega}}_{ie}^i \cdot \mathbf{p}^i \right) + \dot{\mathbf{C}}_i^e \cdot \left(\dot{\mathbf{p}}^i - \boldsymbol{\Omega}_{ie}^i \cdot \mathbf{p}^i \right) \quad (\text{A.2.39})$$

e, sendo a velocidade angular da Terra $\boldsymbol{\Omega}_{ie}^i$ considerada constante, tem-se:

$$\dot{\boldsymbol{\Omega}}_{ie}^i = 0 \quad (\text{A.2.42})$$

então:

$$\ddot{\mathbf{p}}^e = \mathbf{C}_i^e \cdot \left(\ddot{\mathbf{p}}^i - \boldsymbol{\Omega}_{ie}^i \cdot \dot{\mathbf{p}}^i \right) - \mathbf{C}_i^e \cdot \boldsymbol{\Omega}_{ie}^i \cdot \left(\dot{\mathbf{p}}^i - \boldsymbol{\Omega}_{ie}^i \cdot \mathbf{p}^i \right) \quad (\text{A.2.40})$$

e

$$\ddot{\mathbf{p}}^e = \mathbf{C}_i^e \cdot \left(\ddot{\mathbf{p}}^i - 2\boldsymbol{\Omega}_{ie}^i \cdot \dot{\mathbf{p}}^i + \boldsymbol{\Omega}_{ie}^i \cdot \boldsymbol{\Omega}_{ie}^i \cdot \mathbf{p}^i \right) \quad (\text{A.2.41})$$

e a variação temporal de \mathbf{C}_e^n é dada por:

$$\dot{\mathbf{C}}_e^n = -\boldsymbol{\Omega}_{en}^n \cdot \mathbf{C}_e^n \quad (\text{A.2.43})$$

Utilizando-se as equações de (A.2.38) até (A.2.41) e a equação (A.2.43) na equação (A.2.34), obtém-se:

$$\dot{\mathbf{v}}^n = \mathbf{C}_e^n \cdot \mathbf{C}_i^e \cdot \left(\ddot{\mathbf{p}}^i - 2\boldsymbol{\Omega}_{ie}^i \cdot \dot{\mathbf{p}}^i + \boldsymbol{\Omega}_{ie}^i \cdot \boldsymbol{\Omega}_{ie}^i \cdot \mathbf{p}^i \right) - \boldsymbol{\Omega}_{en}^n \cdot \mathbf{C}_e^n \cdot \mathbf{C}_n^e \cdot \mathbf{v}^n \quad (\text{A.2.44})$$

e sendo:

$$\dot{\mathbf{p}}^i = \boldsymbol{\Omega}_{ie}^i \cdot \mathbf{p}^i + \mathbf{C}_n^i \cdot \mathbf{v}^n \quad (\text{A.2.45})$$

então:

$$\dot{\mathbf{v}}^n = \mathbf{C}_i^n \cdot \left(\ddot{\mathbf{p}}^i - 2\boldsymbol{\Omega}_{ie}^i \cdot \mathbf{C}_n^i \cdot \mathbf{v}^n - 2\boldsymbol{\Omega}_{ie}^i \cdot \boldsymbol{\Omega}_{ie}^i \cdot \mathbf{p}^i + \boldsymbol{\Omega}_{ie}^i \cdot \boldsymbol{\Omega}_{ie}^i \cdot \mathbf{p}^i \right) - \boldsymbol{\Omega}_{en}^n \cdot \mathbf{v}^n \quad (\text{A.2.46})$$

e

$$\dot{\mathbf{v}}^n = \mathbf{C}_i^n \cdot \left(\ddot{\mathbf{p}}^i - 2\boldsymbol{\Omega}_{ie}^i \cdot \mathbf{C}_n^i \cdot \mathbf{v}^n - \boldsymbol{\Omega}_{ie}^i \cdot \boldsymbol{\Omega}_{ie}^i \cdot \mathbf{p}^i \right) - \mathbf{C}_i^n \cdot \boldsymbol{\Omega}_{en}^i \cdot \mathbf{C}_n^i \cdot \mathbf{v}^n \quad (\text{A.2.47})$$

e

$$\dot{\mathbf{v}}^n = \mathbf{C}_i^n \cdot \left[\ddot{\mathbf{p}}^i - \left(2\boldsymbol{\Omega}_{ie}^i + \boldsymbol{\Omega}_{en}^i \right) \cdot \mathbf{C}_n^i \cdot \mathbf{v}^n - \boldsymbol{\Omega}_{ie}^i \cdot \boldsymbol{\Omega}_{ie}^i \cdot \mathbf{p}^i \right] \quad (\text{A.2.48})$$

A força específica \mathbf{f}^n é a medição dos acelerômetros indicada no referencial de navegação e é a combinação da aceleração inercial $\ddot{\mathbf{p}}^n = \mathbf{C}_i^n \cdot \ddot{\mathbf{p}}^i$ com a aceleração gravitacional \mathbf{G}^n :

$$\mathbf{f}^n = \mathbf{C}_i^n \cdot \ddot{\mathbf{p}}^i - \mathbf{G}^n \quad (\text{A.2.49})$$

A aceleração gravitacional \mathbf{G}^n envolve a gravidade \mathbf{g}^n e a aceleração induzida pela rotação da Terra:

$$\mathbf{G}^n = \mathbf{g}^n + \boldsymbol{\Omega}_{ie}^n \cdot \boldsymbol{\Omega}_{ie}^n \cdot \mathbf{p}^n \quad (\text{A.2.50})$$

Usando-se:

$$\boldsymbol{\Omega}_{ie}^n \cdot \boldsymbol{\Omega}_{ie}^n = \mathbf{C}_i^n \cdot \boldsymbol{\Omega}_{ie}^i \cdot \mathbf{C}_n^i \cdot \mathbf{C}_i^n \cdot \boldsymbol{\Omega}_{ie}^i \cdot \mathbf{C}_n^i \quad (\text{A.2.51})$$

e combinando-se as equações (A.2.49) e (A.2.50) obtém-se:

$$\ddot{\mathbf{p}}^i = \mathbf{C}_n^i \cdot (\mathbf{f}^n + \mathbf{G}^n) \quad (\text{A.2.52})$$

e

$$\dot{\mathbf{p}}^i = \mathbf{C}_n^i \cdot (\mathbf{f}^n + \mathbf{g}^n + \mathbf{C}_i^n \cdot \Omega_{ie}^i \cdot \Omega_{ie}^i \cdot \mathbf{C}_n^i \cdot \mathbf{p}^n) \quad (\text{A.2.53})$$

e

$$\ddot{\mathbf{p}}^i = \mathbf{C}_n^i \cdot (\mathbf{f}^n + \mathbf{g}^n) + \Omega_{ie}^i \cdot \Omega_{ie}^i \cdot \mathbf{p}^i \quad (\text{A.2.54})$$

E, substituindo-se a equação (A.2.54) na equação (A.2.48), obtém-se:

$$\dot{\mathbf{v}}^n = \mathbf{C}_i^n \cdot \left[\mathbf{C}_n^i \cdot (\mathbf{f}^n + \mathbf{g}^n) - (2\Omega_{ie}^i + \Omega_{en}^i) \cdot \mathbf{C}_n^i \cdot \mathbf{v}^n \right] \quad (\text{A.2.55})$$

e

$$\dot{\mathbf{v}}^n = \mathbf{f}^n + \mathbf{g}^n - \mathbf{C}_i^n \cdot (2\Omega_{ie}^i + \Omega_{en}^i) \cdot \mathbf{C}_n^i \cdot \mathbf{v}^n \quad (\text{A.2.56})$$

ou seja:

$$\dot{\mathbf{v}}^n = \mathbf{f}^n - (2\Omega_{ie}^n + \Omega_{en}^n) \cdot \mathbf{v}^n + \mathbf{g}^n \quad (\text{A.2.57})$$

e, considerando-se as vetores de velocidades angulares $\boldsymbol{\omega}_{ie}^n$ e $\boldsymbol{\omega}_{en}^n$ e o vetor força específica \mathbf{f}^b obtido por meio dos acelerômetros, pode-se indicar a variação de velocidade $\dot{\mathbf{v}}^n$ também como sendo (BRITTING, 1971; FARRELL, 1976; TITTERTON e WESTON, 1997):

$$\dot{\mathbf{v}}^n = \mathbf{C}_b^n \cdot \mathbf{f}^b - (2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \mathbf{v}^n + \mathbf{g}^n \quad (\text{A.2.58})$$

A.2.3 DERIVAÇÃO DE UM MODELO COM COMBINAÇÃO DE ERROS

Na derivação de um modelo de erros para a solução do sistema de equações (2.44) pode ser considerada a combinação de erros determinísticos (sistemáticos) e estocásticos (aleatórios) (NASSAR, 2003). Assim, o vetor de erros de estado $\delta \mathbf{x}(t)$ pode ser expresso em função de partes determinísticas e estocásticas, da seguinte forma:

$$\delta \mathbf{x}(t) = f(\delta \mathbf{x}_1(t), \delta \mathbf{x}_2(t)) \quad (\text{A.2.59})$$

onde:

$\delta \mathbf{x}_1(t)$ - parte determinística do modelo de erro;

$\delta \mathbf{x}_2(t)$ - parte estocástica do modelo de erro.

Uma expressão para a parte determinística pode ser derivada pela linearização da expressão (2.44) usando-se uma expansão em Séries de Taylor. Portanto, considerando-se um modelo diferencial de primeira ordem, assume-se que:

$$\delta \dot{\mathbf{x}}_1(t) = \mathbf{A}(t) \cdot \delta \mathbf{x}_1(t) + \mathbf{B}(t) \cdot \delta \mathbf{x}_2(t) \quad (\text{A.2.61})$$

onde $\mathbf{A}(t)$ e $\mathbf{B}(t)$ são matrizes obtidas por meio de derivadas parciais, de forma que:

$$\delta \dot{\mathbf{x}}_1(t) = \frac{\partial f(\mathbf{x}(t))}{\partial \mathbf{x}_1} \cdot \delta \mathbf{x}_1(t) + \frac{\partial f(\mathbf{x}(t))}{\partial \mathbf{x}_2} \cdot \delta \mathbf{x}_2(t) \quad (\text{A.2.60})$$

De forma análoga, considerando-se uma possibilidade de representação da parte estocástica, pode-se ter uma equação diferencial da seguinte forma:

$$\delta \dot{\mathbf{x}}_2(t) = \mathbf{C}(t) \cdot \delta \mathbf{x}_1(t) + \mathbf{G}(t) \cdot \mathbf{w}(t) \quad (\text{A.2.62})$$

onde:

$\mathbf{w}(t)$ - representa um vetor de ruído branco (i.e. aleatório) de entrada do sistema;

$\mathbf{G}(t)$ - representa uma matriz de coeficientes associada a $\mathbf{w}(t)$.

Combinando-se as expressões (A.2.61) e (A.2.62), finalmente obtém-se o seguinte modelo de erro:

$$\delta \dot{\mathbf{x}}(t) = \begin{bmatrix} \delta \dot{\mathbf{x}}_1(t) \\ \delta \dot{\mathbf{x}}_2(t) \end{bmatrix} \quad (\text{A.2.63})$$

então:

$$\delta \dot{\mathbf{x}}(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{A}(t) & \mathbf{B}(t) \\ 0 & \mathbf{C}(t) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \delta \mathbf{x}_1(t) \\ \delta \mathbf{x}_2(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \mathbf{G}(t) \cdot \mathbf{w}(t) \end{bmatrix} \quad (\text{A.2.64})$$

ou ainda:

$$\delta \dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{F}(t) \cdot \delta \mathbf{x}(t) + \mathbf{G}(t) \cdot \mathbf{w}(t) \quad (\text{A.2.65})$$

onde $\mathbf{F}(t)$ é a matriz de transição de variáveis de estado, também chamada de matriz dinâmica do sistema.

No modelo (A.2.63) pode-se considerar para o vetor dos erros dos sensores $\mathbf{w}(t)$ um processo Gauss-Markov de primeira ordem (NASSAR, 2003).

A.3 CORREÇÕES GPS EM TEMPO REAL

Quando são necessárias soluções GPS em tempo real em levantamentos geodésicos cinemáticos ou em navegação é possível atenuar os erros de medição nas observações dos receptores móveis utilizando-se correções diferenciais. Estas correções são determinadas em estações de referência, onde receptores GPS rastreiam sobre posições cujas coordenadas são conhecidas. As correções diferenciais podem ser relacionadas às observações de código ou de fase de portadora. Dependendo do tipo de correção transmitida pode-se ter um dos dois processos descritos a seguir.

A utilização de correções diferenciais em tempo real para observações de código é feita por meio da transmissão de sinais de rádio para receptores especiais acoplados aos receptores GPS móveis que decodificam as informações necessárias. Este procedimento é denominado GPS Diferencial (*Differential GPS* - DGPS).

Existem padrões recomendados para a realização deste procedimento, sendo que o padrão mais comum segue as recomendações colocadas no padrão RTCM (e.g., RTCM, 1998). Por exemplo, MONICO (2000) apresenta a seguinte expressão para as correções de pseudodistâncias:

$$\Delta p_t = \Delta p_{t_0} + \Delta \dot{p}_{t_0} \cdot (t - t_0) \quad (2.6)$$

onde:

Δp_t - correção a ser aplicada;

Δp_{t_0} - correção da mensagem na época t_0 ;

$\Delta \dot{p}_{t_0}$ - variação da correção;

t_0 - instante de referência para as correções.

Quando as correções são referentes às medições de fase de portadora o processo é denominado Cinemático em Tempo Real (*Real Time Kinematic* - RTK). Para maiores informações sobre o assunto ver HOFMANN-WELLENHOF et al. (2001) e SEEGER (2003).

A.4 ESPECIFICAÇÕES TÍPICAS DE ACELERÔMETRO E GIROSCÓPIO MEMS

Tabela A.4.1 - Especificações nominais de um acelerômetro MEMS (ADI, 1999).

ADXL202/ADXL210—SPECIFICATIONS ($T_A = T_{MIN}$ to T_{MAX} , $T_A = +25^\circ\text{C}$ for J Grade only, $V_{DD} = +5\text{ V}$, $R_{SET} = 125\text{ k}\Omega$, Acceleration = 0 g , unless otherwise noted)

Parameter	Conditions	ADXL202/JQC/AQC			ADXL210/JQC/AQC			Units
		Min	Typ	Max	Min	Typ	Max	
SENSOR INPUT								
Measurement Range ¹	Each Axis	±1.5	±2		±8	±10		g
Nonlinearity	Best Fit Straight Line		0.2			0.2		% of FS
Alignment Error ²			±1			±1		Degrees
Alignment Error	X Sensor to Y Sensor		±0.01			±0.01		Degrees
Transverse Sensitivity ³			±2			±2		%
SENSITIVITY								
Duty Cycle per g	Each Axis T1/T2 @ +25°C	10	12.5	15	3.2	4.0	4.8	%/g
Sensitivity, Analog Output	At Pins X _{FILT} , Y _{FILT}		312			100		mV/g
Temperature Drift ⁴	Δ from +25°C		±0.5			±0.5		% Rdg
ZERO g BIAS LEVEL								
0 g Duty Cycle	Each Axis T1/T2	25	50	75	42	50	58	%
Initial Offset			±2			±2		g
0 g Duty Cycle vs. Supply			1.0	4.0		1.0	4.0	%/V
0 g Offset vs. Temperature ⁴	Δ from +25°C		2.0			2.0		mg/°C
NOISE PERFORMANCE								
Noise Density ⁵	@ +25°C		500	1000		500	1000	μg/√Hz
FREQUENCY RESPONSE								
3 dB Bandwidth	Duty Cycle Output		500			500		Hz
3 dB Bandwidth	At Pins X _{FILT} , Y _{FILT}		5			5		kHz
Sensor Resonant Frequency			10			14		kHz
FILTER								
R _{FILT} Tolerance	32 kΩ Nominal		±15			±15		%
Minimum Capacitance	At X _{FILT} , Y _{FILT}	1000			1000			pF
SELF TEST								
Duty Cycle Change	Self-Test "0" to "1"		10			10		%
DUTY CYCLE OUTPUT STAGE								
F _{SET}		125 MΩ/R _{SET}			125 MΩ/R _{SET}			
F _{SET} Tolerance	R _{SET} = 125 kΩ	0.7		1.3	0.7		1.3	kHz
Output High Voltage	I = 25 μA	V _S - 200 mV			V _S - 200 mV			mV
Output Low Voltage	I = 25 μA			200			200	mV
T2 Drift vs. Temperature			35			35		ppm/°C
Rise/Fall Time			200			200		ns
POWER SUPPLY								
Operating Voltage Range		3.0		5.25	2.7		5.25	V
Specified Performance		4.75		5.25	4.75		5.25	V
Quiescent Supply Current			0.6	1.0		0.6	1.0	mA
Turn-On Time ⁶	T _O 99%	160 C _{FILT} + 0.3			160 C _{FILT} + 0.3			ms
TEMPERATURE RANGE								
Operating Range	JQC	0		+70	0		+70	°C
Specified Performance	AQC	-40		+85	-40		+85	°C

NOTES

¹For all combinations of offset and sensitivity variation.

²Alignment error is specified as the angle between the true and indicated axis of sensitivity.

³Transverse sensitivity is the algebraic sum of the alignment and the inherent sensitivity errors.

⁴Specification refers to the maximum change in parameter from its initial at +25°C to its worst case value at T_{MIN} to T_{MAX}.

⁵Noise density (μg/√Hz) is the average noise at any frequency in the bandwidth of the part.

⁶C_{FILT} in μF. Addition of filter capacitor will increase turn on time. Please see the Application section on power cycling.

All min and max specifications are guaranteed. Typical specifications are not tested or guaranteed.

Specifications subject to change without notice.

Tabela A.4.2 - Especificações nominais de um giroscópio MEMS (ADI, 2003).

ADXR5150—SPECIFICATIONS

Table 1. @T_A = 25°C, V_S = 5 V, Bandwidth = 80 Hz (C_{OUT} = 0.01 μF), Angular Rate = 0°/s, Unless Otherwise Noted.

Parameter	Conditions	ADXR5150ABG			Unit
		Min ¹	Typ	Max ¹	
SENSITIVITY					
Dynamic Range ²	Clockwise Rotation Is Positive Output Full-Scale Range over Specifications Range	±150			°/s
Initial	@25°C	11.25	12.5	13.75	mV/°/s
Over Temperature ³	V _{CC} = 4.75 V to 5.25 V	11.25		13.75	mV/°/s
Nonlinearity	Best Fit Straight Line		0.1		% of FS
Voltage Sensitivity	V _{CC} = 4.75 V to 5.25 V		0.7		%/V
NULL					
Initial Null			2.50		V
Null Drift over Temperature ³	Delta from 25°C			±300	mV
Turn-On Time	Power on to ±½°/s of Final		35		ms
Linear Acceleration Effect	Any Axis		0.2		°/s/g
Voltage Sensitivity	V _{CC} = 4.75 V to 5.25 V		1		°/s/V
NOISE PERFORMANCE					
Rate Noise Density	@25°C		0.05		°/s/√Hz
FREQUENCY RESPONSE					
3 db Bandwidth ⁴ (User Selectable)	22 nF as Comp Cap (See Applications section)		40		Hz
Sensor Resonant Frequency			14		kHz
SELF TEST					
ST1 RATEOUT Response ⁵	ST1 Pin from Logic "0" to "1," -40°C to +85°C	-400	-660	-1000	mV
ST2 RATEOUT Response ⁵	ST2 Pin from Logic "0" to "1," -40°C to +85°C	+400	+660	+1000	mV
Logic "1" Input Voltage	Standard High Logic Level Definition	3.3			V
Logic "0" Input Voltage	Standard Low Logic Level Definition			1.7	V
Input Impedance	To Common		50		kΩ
TEMPERATURE SENSOR					
V _{OUT} at 298°K			2.50		V
Max Current Load on Pin	Source to Common			50	μA
Scale Factor	Proportional to Absolute Temperature		8.4		mV/°K
OUTPUT DRIVE CAPABILITY					
Output Voltage Swing	I _{OUT} = ±100 μA	0.25		V _S - 0.25	V
Capacitive Load Drive		1000			pF
2.5 V REFERENCE					
Voltage Value		2.45	2.5	2.55	V
Load Drive to Ground	Source		200		μA
Load Regulation	0 < I _{OUT} < 200 μA		5.0		mV/mA
Power Supply Rejection	4.75 V _S to 5.25 V _S		1.0		mV/V
Temperature Drift ³	Delta from 25°C		5.0		mV
POWER SUPPLY					
Operating Voltage Range		4.75	5.00	5.25	V
Quiescent Supply Current			6.0	8.0	mA
TEMPERATURE RANGE					
Specified Performance Grade A		-40		+85	°C

¹ All min and max specifications are guaranteed. Typical specifications are not tested or guaranteed.² Dynamic range is the maximum full-scale measurement range possible, including output swing range, initial offset, sensitivity, offset drift, and sensitivity drift at 5 V supplies.³ Specification refers to the maximum extent of this parameter as a worst-case value at T_{MIN} or T_{MAX}.⁴ Frequency at which response is 3 dB down from dc response with specified compensation capacitor value. Internal pole forming resistor is 180 kΩ. See Setting Bandwidth section.⁵ Self-test response varies with temperature. Refer to the Self-Test Function section for details.

A.5 GRAVIMETRIA COM A UTILIZAÇÃO DE PLATAFORMA INERCIAL

É interessante observar que, por um lado, para a determinação de acelerações de plataformas de navegação inercial, um dos aspectos importantes é o conhecimento e utilização de um modelo do campo da gravidade e, por outro lado, para a determinação de um modelo de gravidade podem ser efetuados levantamentos de campo a partir do uso de sensores de plataformas inerciais. Estes sensores necessitam de uma referência externa de posição, tal como o GPS (SALYCHEV, 1998; BASTOS et al., 2000; FREITAS et al, 2002).

No caso dos chamados levantamentos gravimétricos escalares pode-se considerar a aceleração vertical, em um referencial de navegação, dada pela seguinte relação (FARRELL, 1976):

$$\dot{v}_h = f_h + \left(2\omega_e \cos \varphi + \frac{v_e}{R_N} \right) \cdot v_e + \frac{v_n}{R_M} \cdot v_n + g(h) \quad (\text{A.5.1})$$

onde:

- \dot{v}_h - aceleração vertical;
- f_h - força específica;
- v_n, v_e - componentes de velocidade no referencial de navegação;
- ω_e - velocidade angular;
- φ - latitude geodésica;
- R_N - raios de curvatura primeiro vertical;
- R_M - raio de curvatura meridiana;
- $g(h)$ - gravidade.

Na expressão (A.5.1), o segundo termo à direita (entre parênteses) representa a aceleração de *Coriolis*, o terceiro termo representa a aceleração centrífuga e o último termo é o valor da gravidade em uma altitude h acima do elipsóide de referência.

Além disso, segundo HEISKANEN e MORITZ (1967), a gravidade $g(h)$ pode ser representada pelo seguinte modelo matemático:

$$g(h) = \gamma_0 + \Delta g + \frac{\partial g}{\partial h} \cdot (h - h_0) \quad (\text{A.5.2})$$

onde:

- γ_0 - gravidade normal no elipsóide de referência;
 Δg - anomalia da gravidade mediante redução no geóide (h_0).

As fórmulas usuais para o cálculo da gravidade normal sobre o elipsóide de referência são do tipo (GEMAEL, 1999):

$$\gamma_0 = \gamma_e (1 + \beta \cdot \text{sen}^2 \varphi + \text{termos de ordem superior}) \quad (\text{A.5.3})$$

e uma relação para a gravidade normal γ_0 com precisão de segunda ordem seria representada como:

$$\gamma_0 = \gamma_e (1 + \beta \cdot \text{sen}^2 \varphi + \beta' \cdot \text{sen}^2 2\varphi) \quad (\text{A.5.4})$$

onde:

- γ_e - gravidade normal no equador (latitude zero);
 β, β' - coeficientes que dependem das dimensões do elipsóide de referência e da velocidade de rotação da Terra;

Outra expressão usual é a fórmula de *Somigliana* (TORGE, 1991):

$$\gamma_0 = \frac{a \cdot \gamma_e \cos^2 \varphi + b \cdot \gamma_p \text{sen}^2 \varphi}{\sqrt{a \cdot \cos^2 \varphi + b \cdot \text{sen}^2 \varphi}} \quad (\text{A.5.5})$$

onde:

- γ_p - gravidade normal no pólo;
 a - semi-eixo maior do elipsóide de referência;
 b - semi-eixo menor do elipsóide de referência;

Combinando-se as equações anteriores, obtém-se a relação fundamental para a gravimetria escalar aerotransportada:

$$\Delta g = f_h - \dot{v}_h + \left(2\omega_e \cos \varphi + \frac{v_e}{R_N} \right) \cdot v_e + \frac{v_n}{R_M} \cdot v_n - \gamma_0 - \frac{\partial g}{\partial h} \cdot (h - h_0) \quad (\text{A.5.6})$$

onde:

- $\frac{\partial g}{\partial h}$ - o gradiente vertical da gravidade.

A.6 INTEGRAÇÃO NUMÉRICA DAS MEDIÇÕES FORNECIDAS POR UMA IMU

Considere, por exemplo, uma IMU que fornece medições, de forma discreta, que representam incrementos de ângulo $\Delta\tilde{\boldsymbol{\alpha}}_{ib}^b$ e incrementos de velocidade $\Delta\tilde{\mathbf{v}}_f^b$. Estas medições devem ser integradas numericamente para se obter parâmetros de navegação. Para isso é necessário realizar antes a compensação dos desvios nas medições dos giroscópios e dos acelerômetros (e.g., *bias* e fatores de escala). Portanto:

$$\Delta\boldsymbol{\alpha}_{ib}^b = \Delta\tilde{\boldsymbol{\alpha}}_{ib}^b - \mathbf{d}_\omega \cdot \Delta t \quad (\text{A.6.1})$$

e

$$\Delta\mathbf{v}_f^b = \begin{bmatrix} \left(\frac{1}{1+S_{ax}} \right) & 0 & 0 \\ 0 & \left(\frac{1}{1+S_{ay}} \right) & 0 \\ 0 & 0 & \left(\frac{1}{1+S_{az}} \right) \end{bmatrix} \cdot (\Delta\tilde{\mathbf{v}}_f - \mathbf{b}_a \cdot \Delta t) \quad (\text{A.6.2})$$

onde:

- $\Delta\boldsymbol{\alpha}_{ib}^b$ - medições dos giroscópios compensadas;
- $\Delta\mathbf{v}_f^b$ - medições dos acelerômetros compensadas;
- Δt - intervalo de tempo ($t_{k+1} - t_k$);
- \mathbf{d}_ω - desvio das medições dos giroscópios;
- \mathbf{b}_a - desvio (*bias*) das medições dos acelerômetros;
- S_{ax}, S_{ay}, S_{az} - fatores de escala dos acelerômetros.

Além disso, para a integração de atitude de um INS considere a variação ou incremento angular $\Delta\boldsymbol{\alpha}_{nb}^b$:

$$\Delta\boldsymbol{\alpha}_{nb}^b = (\Delta\alpha_x \quad \Delta\alpha_y \quad \Delta\alpha_z)^T \quad (\text{A.6.3})$$

então:

$$\Delta\boldsymbol{\alpha}_{nb}^b = \Delta\boldsymbol{\alpha}_{ib}^b - \mathbf{C}_n^b \cdot (\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \cdot \Delta t \quad (\text{A.6.4})$$

Para a integração de posição e velocidade de um INS considere a conversão do incremento de velocidade $\Delta \mathbf{v}_f^b$ para a referência de navegação $\Delta \mathbf{v}_f^n$:

$$\Delta \mathbf{v}_f^n = \mathbf{C}_b^n \cdot \begin{bmatrix} 1 & \left(\frac{\Delta \alpha_z}{2}\right) & \left(\frac{-\Delta \alpha_y}{2}\right) \\ \left(\frac{-\Delta \alpha_z}{2}\right) & 1 & \left(\frac{\Delta \alpha_x}{2}\right) \\ \left(\frac{\Delta \alpha_y}{2}\right) & \left(\frac{-\Delta \alpha_x}{2}\right) & 1 \end{bmatrix} \cdot \Delta \mathbf{v}_f^b \quad (\text{A.6.5})$$

e, aplicando-se os valores do efeito de *Coriolis* e da influência da gravidade, tem-se:

$$\Delta \mathbf{v}^n = \Delta \mathbf{v}_f^n - (2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \mathbf{v}^n \cdot \Delta t + \mathbf{g}^n \cdot \Delta t \quad (\text{A.6.6})$$

onde:

\mathbf{g}^n - vetor gravidade normal;

e a integração de velocidade pode ser realizada por meio da seguinte expressão:

$$\mathbf{v}_{k+1}^n = \mathbf{v}_k^n + \Delta \mathbf{v}_{n+1}^n \quad (\text{A.6.8})$$

A integração numérica de posição pode ser realizada através do método *Runge-Kutta* de segunda ordem (i.e., uma aproximação linear):

$$\mathbf{p}_{k+1}^n = \mathbf{p}_k^n + \begin{bmatrix} \left(\frac{1}{R_M + h}\right) & 0 & 0 \\ 0 & \left(\frac{1}{(R_N + h) \cdot \cos \varphi}\right) & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \cdot \left(\frac{\mathbf{v}_k^n + \mathbf{v}_{k+1}^n}{2}\right) \cdot \Delta t \quad (\text{A.6.9})$$

O método *Runge-Kutta* de quarta ordem também é usual e, em geral, permite uma aproximação melhor (utiliza uma aproximação cúbica).

A.7 INTERPOLAÇÃO DE OBSERVAÇÕES

As medições GPS e INS em geral são feitas em tempos diferentes. Assim, a posição e velocidade IMU podem ser interpoladas para compor o vetor \mathbf{z}_k usando-se medições com tempo de observação imediatamente antes e depois dos instantes de tempo das medições GPS. Considerando-se que as medições IMU são feitas em t_{k+1} e t_k e as medições GPS são feitas em t_{GPS} , então as seguintes equações de interpolação linear podem ser aplicadas para se determinar a posição da IMU no tempo de medição GPS:

$$\mathbf{p}_{t_{GPS}} = \mathbf{p}_{t_{k-1}} + \left[\frac{\mathbf{p}_{t_k} - \mathbf{p}_{t_{k-1}}}{t_k - t_{k-1}} \right] \cdot [t_{GPS} - t_{k-1}] \quad (3.53.a)$$

e

$$\mathbf{p}_{t_{GPS}} = \left[\frac{t_k - t_{GPS}}{t_k - t_{k-1}} \right] \cdot \mathbf{p}_{t_{k-1}} + \left[\frac{t_{GPS} - t_{k-1}}{t_k - t_{k-1}} \right] \cdot \mathbf{p}_{t_k} \quad (3.53.b)$$

e para a velocidade:

$$\mathbf{v}_{t_{GPS}}^n = \left[\frac{t_k - t_{GPS}}{t_k - t_{k-1}} \right] \cdot \mathbf{v}_{t_{k-1}}^n + \left[\frac{t_{GPS} - t_{k-1}}{t_k - t_{k-1}} \right] \cdot \mathbf{v}_{t_k}^n \quad (3.53.b)$$

Para aplicações de altas dinâmicas é necessário implementar interpolações de ordens maiores.

A.8 CORREÇÃO DE LEVER-ARM

Como os sensores GPS e INS não podem ser instalados exatamente no mesmo lugar no veículo de transporte, a posição e a velocidade obtidas com as medições da IMU são diferentes da posição e velocidade obtidas com as medições do receptor GPS. Isto é chamado de efeito *lever-arm* (braço de alavanca). A correção de posição $\Delta \mathbf{p}^b$ para este efeito pode ser realizada considerando-se a seguinte expressão:

$$\mathbf{p}_{IMU}^n = \mathbf{p}_{GPS}^n - \begin{bmatrix} \left(\frac{1}{R_M + h} \right) & 0 & 0 \\ 0 & \left(\frac{1}{(R_N + h) \cdot \cos \varphi} \right) & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \cdot \mathbf{C}_b^n \cdot \Delta \mathbf{p}^b \quad (\text{A.8.1})$$

onde:

$\Delta \mathbf{p}^b$ - distância no referencial do veículo entre o centro de fase da antena GPS e o centro da IMU;

A correção de velocidade pode ser realizada desenvolvendo-se a seguinte relação:

$$\mathbf{v}_{IMU}^n = \mathbf{v}_{GPS}^n - \mathbf{C}_b^n \cdot \boldsymbol{\Omega}_{nb}^b \cdot \Delta \mathbf{p}^b \quad (\text{A.8.2})$$

e

$$\mathbf{v}_{IMU}^n = \mathbf{v}_{GPS}^n - \mathbf{C}_b^n \cdot (\boldsymbol{\Omega}_{ni}^b + \boldsymbol{\Omega}_{ib}^b) \cdot \Delta \mathbf{p}^b \quad (\text{A.8.3})$$

e

$$\mathbf{v}_{IMU}^n = \mathbf{v}_{GPS}^n + \mathbf{C}_b^n \cdot \boldsymbol{\Omega}_{in}^b \cdot \Delta \mathbf{p}^b - \mathbf{C}_b^n \cdot \boldsymbol{\Omega}_{ib}^b \cdot \Delta \mathbf{p}^b \quad (\text{A.8.4})$$

e

$$\mathbf{v}_{IMU}^n = \mathbf{v}_{GPS}^n + \mathbf{C}_b^n \cdot \boldsymbol{\Omega}_{in}^b \cdot \mathbf{C}_n^b \cdot \mathbf{C}_b^n \cdot \Delta \mathbf{p}^b - \mathbf{C}_b^n \cdot \boldsymbol{\Omega}_{ib}^b \cdot \Delta \mathbf{p}^b \quad (\text{A.8.5})$$

e, finalmente:

$$\mathbf{v}_{IMU}^n = \mathbf{v}_{GPS}^n + (\boldsymbol{\Omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\Omega}_{en}^n) \mathbf{C}_b^n \cdot \Delta \mathbf{p}^b - \mathbf{C}_b^n \cdot \boldsymbol{\Omega}_{ib}^b \cdot \Delta \mathbf{p}^b \quad (\text{A.8.6})$$

A.9 CORREÇÃO DAS VARIÁVEIS DE NAVEGAÇÃO

As estimativas de erros do processo de integração podem ser enviadas para a etapa de instrumentação ou mecanização (figura 2.8: topologia com *feedback*; com realimentação) do sistema de navegação ou diretamente para a etapa de saída (figura 2.9: topologia *feedforward*; sem realimentação).

Sem realimentação a unidade de medição inercial opera como se não houvesse auxílio de correções, sem saber da existência do filtro e de medições externas (e.g., medições GPS). A desvantagem deste método é que a mecanização inercial pode sofrer o acúmulo ilimitado de erros e com isso pode enviar observações com erros ilimitados para o filtro de Kalman. Isso é um problema para um filtro linear, pois são toleráveis somente erros relativamente pequenos (SUKKARIEH, 2000). Por isso, o método que utiliza realimentação é mais adequado para um sistema de navegação inercial de baixo custo que acumula rapidamente erros com o passar do tempo. Sendo que as correções para as variáveis de posição e de velocidade podem ser obtidas reescrevendo-se as equações (A.2.1) e (A.2.2):

$$\mathbf{p}^n = \hat{\mathbf{p}}^n - \delta\mathbf{p}^n \quad (\text{A.9.1})$$

e

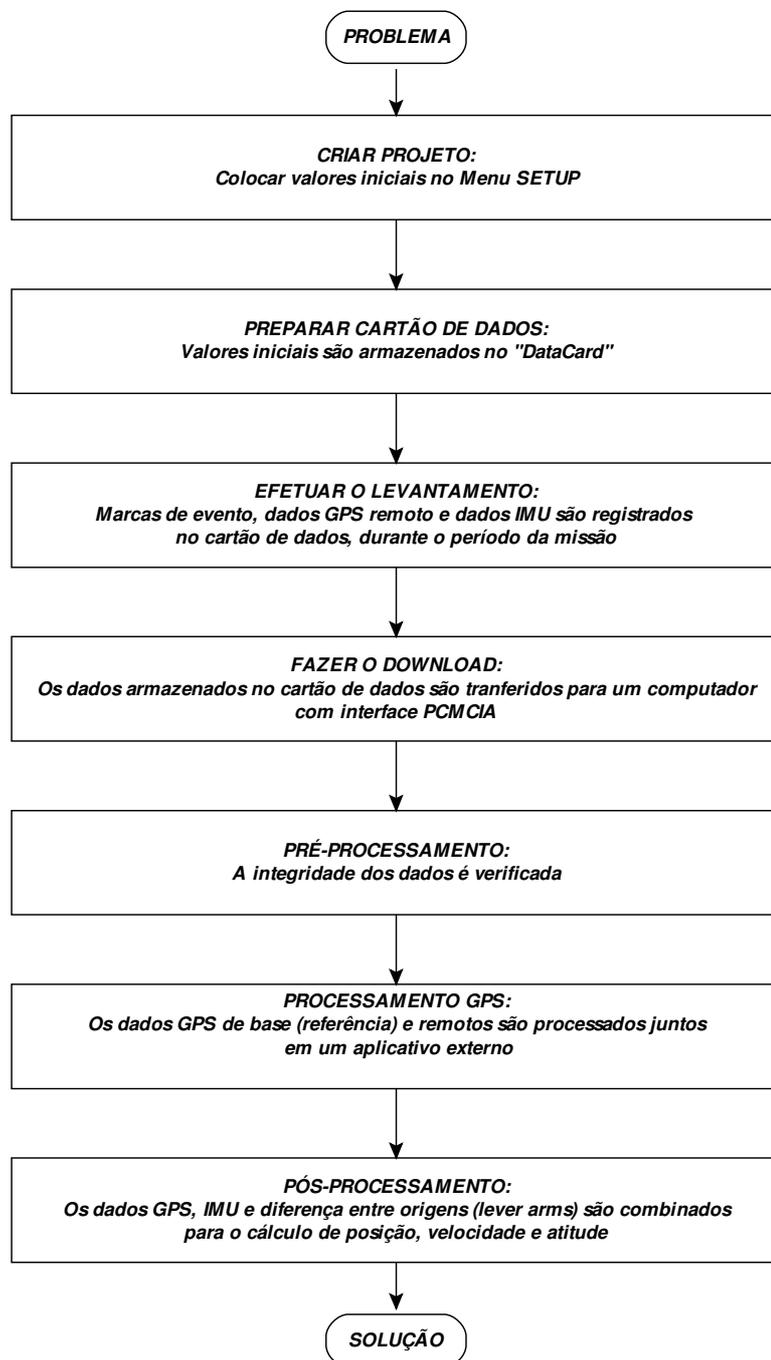
$$\mathbf{v}^n = \hat{\mathbf{v}}^n - \delta\mathbf{v}^n \quad (\text{A.9.2})$$

Para os erros de primeira ordem em atitude (FARRELL e BARTH, 1999), faz-se a seguinte consideração:

$$\left(\mathbf{I} - \mathbf{E}^n\right)^{-1} = \left(\mathbf{I} + \mathbf{E}^n\right) \quad (\text{A.9.3})$$

então a equação (A.2.4) pode ser utilizada para se efetuar a correção das variáveis de atitude em termos de cossenos diretores:

$$\mathbf{C}_b^n = \left(\mathbf{I} + \mathbf{E}^n\right) \cdot \hat{\mathbf{C}}_b^n \quad (\text{A.9.4})$$

A.10 FLUXOGRAMA DE UTILIZAÇÃO DO APLICATIVO AEROoffice

A.11 ESPECIFICAÇÕES NOMINAIS DAS UNIDADES DE MEDIÇÃO INERCIAL

Tabela A.11.1 - Especificações 3DM-GXI originais

(Microstrain, 2004).

	Parameter	Specification
General Performance	A/D converter resolution (bits)	16
	Turn on time (sec)	0.8
	Analog output (Optional)	0-5V
	Update Rate (Hz maximum)	100
Physical	Size (mm)	65 x 90 x 25
Electrical	Supply Voltage (V)	5.2 to 12 DC
	Supply Current (mA)	65
Environmental	Operating temperature (°C)	-40°C to +70
	Vibration (g rms)	4
	Operational Shock (g)	20
	Survival Shock (g)	500
Communications	Serial Interface Serial Communications speed (kBaud)	RS-232, 19.2, 38.4, 115.2
Angular Rate	Range (°/sec)	+/- 300
	Bias	
	In-Run stability, fixed temp. (°/sec)	0.1
	Short term stability (°/sec)	0.02
	Angle random walk, noise (°/√hour)	3.5
	Scale Factor Error (%)	0.5
	Nonlinearity (% FS)	0.2
	Resolution (°/sec)	0.01
G-sensitivity (°/sec/g)	0.01	
Acceleration	Range (g)	+/- 2
	Bias	
	In-Run stability, over temp. (mg)	10
	Short term stability (mg)	0.2
	Noise (mg/√Hz rms)	0.4
	Scale Factor Error (%)	0.5
	Nonlinearity (% FS)	0.2
Resolution (mg)	0.2	
Magnetic Field	Range (Gauss)	+/- 1.2
	Bias	
	In-Run stability, over temp. (mGauss)	15
	Scale Factor (%)	0.7%
	Resolution (mGauss)	0.2

Tabela A.11.2 - Especificações *IMU-IId* originais

(IGI, 2004).

• FOG-Bias: 0.1 deg/h FOG-RW: 0.02 deg/sqrt(h) Resolution: 0.0076 mrad (at 64Hz) Resolution: 0.0038 mrad (at 128Hz)
• Accelerometer Bias: 0.5 mg Resolution: $0.244 \cdot 10^{-3}$ m/s (at 64Hz) Resolution: $0.122 \cdot 10^{-3}$ m/s (at 128Hz)
• Update and transmission rate: 64Hz; optional 128Hz
• Dimensions: - Length: 133 mm - Width: 138 mm - Height: 185 mm
• Volume: 3.4 litre
• Weight: 3.1 kg
• Power consumption: 20 W at 28 VDC

GLOSSÁRIO

A apresentação dos termos a seguir pretende apenas auxiliar o entendimento. Com isso evita-se colocar inúmeras definições longas e formais no texto principal. Definições rigorosas podem ser encontradas em dicionários especializados e nas referências bibliográficas citadas.

Acelerômetro

Este termo, apesar de ter a raiz da palavra aceleração, é utilizado para indicar um dispositivo ou sensor que mede força específica.

Adaptativo

Indica a qualidade de um processo mudar seu comportamento de acordo com novas circunstâncias.

Airbag

Dispositivo de proteção pessoal utilizado para reduzir o impacto provocado por colisões em acidentes de veículos. Este dispositivo utiliza acelerômetros para ser acionado.

Alta precisão

Expressão utilizada de forma relativa para definir uma medição cuja repetibilidade seja considerada elevada. Utiliza-se esta expressão para diferenciar o posicionamento geodésico como uma operação que permite o estabelecimento de referências para navegação e outros tipos de levantamentos.

Autoteste

Capacidade de um dispositivo verificar o seu estado de operação por meio de recursos próprios (internos).

Autocontido

Termo usado para qualificar os instrumentos de sistemas de navegação inercial devido à sua capacidade para realizar medições sem a utilização de sinais de origem externa.

Baixo Custo

Expressão utilizada de forma relativa para definir que o custo de um dispositivo que possa ser facilmente adquirido.

Bias

Desvio sistemático nas medições dos sensores.

Encapsulamento

Envólucro ou compartimento que guarda e protege os elementos microeletromecânicos dos sensores.

Feedback

Refere-se à realimentação de sinais, por exemplo, onde as saídas de um processo retornam para a sua entrada.

Feedforward

Neste caso não existe realimentação, ou seja, os sinais de um processo de um sistema são levados diretamente para a saída geral do sistema.

Filtragem

Em engenharia elétrica, refere-se ao procedimento que procurar separar ou eliminar os ruídos dos sinais.

Filtro

Neste trabalho, este termo refere-se a um algoritmo de processamento de sinais.

Gap

Sinônimo de intervalo, distância de separação, lacuna.

Georreferenciamento (*georeferencing*)

Neologismo utilizado para definir o procedimento de atribuição de coordenadas geodésicas ou geográficas, por exemplo, em sistemas de informações geográficas.

Giroscópio

Dispositivo utilizado para medir velocidade angular. Quanto este dispositivo fornece medições integradas no tempo (ângulos de rotação) é chamado também de girômetro.

Levantamento (*surveying*)

Procedimento de medição geodésica ou topográfica.

Mecanização ou Instrumentação

Manipulação matemática das observações de sensores visando a construção de um sistema de posicionamento e navegação.

Micro-usinagem

Processo químico de usinagem de um substrato cristalino de para a fabricação de micro-engrenagens.

Poli-silício, *Polysilicon* ou *Polycrystalline Silicon*

Silício com estrutura cristalina que age como um condutor de eletricidade.

Sistema

Este termo é utilizado para descrever diversos tipos de conjuntos, tais como equações, coordenadas de referência, sensores, instrumentos e procedimentos.

Sub-ótimo

Termo utilizado para definir uma condição abaixo de um limite considerado ótimo ou o melhor possível num processo de estimação.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- ADI (Analog Devices, Inc.) **Low-cost ± 2 g dual axis MEMS accelerometer with digital output.** Norwood: Analog Devices, 1999.
- ADI (Analog Devices, Inc.) **+/- 150° single chip yaw rate gyro with signal conditioning.** Norwood: Analog Devices, 2003.
- ALLEN, J.J.; KINNEY, R.D.; SARFIELD, J.; DAILY, M.R.; ELLIS, J.R.; SMITH, J.H.; MONTAGUE, S.; HOWE, R.T.; BOSER, B.E.; HOROWITZ, R.; PISANO, A.P.; LEMKIN, M.A.; CLARK, W.A.; JUNEAU, T.; **Integrated Micro-Electro-Mechanical Sensor Development for Inertial Applications.** Proceedings of the PLANS'98 Position Location and Navigation Symposium, April 20-23, 1998, Rancho Mirage, CA. New York: IEEE, 1998.
- ANDRADE, José B.; BLITZKOW, Denizar. **NAVSTAR/GPS: uma nova era para o posicionamento.** São Paulo, 1990. Trabalho apresentado no I Simpósio Brasileiro de Geoprocessamento. Escola Politécnica da Universidade de São Paulo (USP).
- ANTÓN, P. S.; SILBERGLITT, R.; SCHNEIDER, J. **The global technology revolution: bio/nano/materials trends and their synergies with information technology by 2015.** Santa Monica: RAND, 2001.
- BASTOS, L.; TOMÉ, P.; CUNHA, T.; FERNANDES, M.J. **Gravity anomalies from airborne measurements - experiments using a low cost IMU device.** Proceedings of the Geoid and Geodynamics 2000 - GGG2000. Calgary: The University of Calgary, 2000.
- BERNSTEIN, J.; MILLER, R.; KELLEY, W.; WARD, P. **Low noise MEMS vibration sensor for geophysical applications.** Proceedings of the Solid State Sensor and Actuator Workshop, Hilton Head Island. South Carolina, 1998.
- BHASKARAN, V.; NATARAJAN, B. K. **An adaptive compression scheme for waveforms.** HPL-92-41 report. Hewlett-Packard Labs. Palo Alto: set., 1992.
- BOSER, Bernhard E. **Surface micro-machining: an IC-compatible sensor technology.** Proceedings of the HOTCHIPS VIII, Stanford, ago., 1996.
- BRITTING, Kenneth R. **Inertial navigation systems analysis.** New York: John Wiley & Sons, 1971.
- BROWN, Robert G.; HWANG, Patrick Y. C. **Introduction to random signals and applied Kalman filtering.** 3.ed. New York: John Wiley & Sons, 1997.
- BRUTON, A.M.; SCHWARZ, K.P.; ŠKALOUD, J. **The use of wavelets for the analysis and de-noising of kinematic geodetic measurements.** In: Schwarz, K.P. (Ed.) Geodesy

- Beyond 2000: The challenges of the first decade. IAG General Assembly, Birmingham, 19-30, jul., 1999. p.227-232. Berlin: Springer-Verlag, 2000.
- BRZEZINSKA, Dorota. **International Association of Geodesy - IAG, Sub-commission 4.1: Multi-sensor Systems**. <http://www.ceegs.ohio-state.edu/IAG-SC-41> , jul., 2004.
- BURDEN, R.L.; FAIRES, J.D. **Análise numérica**. São Paulo: Pioneira Thomson Learning, 2003.
- CHATFIELD, Averil B. **Fundamentals of high accuracy inertial navigation**. Reston: AIAA, 1997.
- CHUI, Charles K.; CHEN, Guanrong. **Kalman filtering with real-time applications**. 3. ed. New York: Springer-Verlag, 1998.
- COLLIN, J.; KÄPPI, J.; SAARINEN, J. **Unaided MEMS-based INS application in a vehicular environment**. Proceedings of the ION-GPS2001. Fairfax: The Institute of Navigation, 2002.
- COLOMINA, Ismael. **Modern sensor orientation technologies and procedures**. Proceedings of the Workshop "Integrated Sensor Orientation". 17-18 set., 2001 Hannover: OEEPE, 2001.
- CROSSBOW. **Intelligent sensor solutions: smarter sensors in silicon**. San Jose: Crossbow Technology, 2001.
- CUNHA, M. Cristina C. **Métodos numéricos**. Campinas: Editora Unicamp, 2003.
- CUREY, R.K; ASH, M.E.; THIELMAN, L.O.; BARKER, C.H.. **Proposed IEEE inertial systems terminology standard and other inertial sensor standards**. Proceedings of the PLANS2004. Monterey: IEEE, 2004.
- DoD (Department of Defense). **Militarily critical technologies. Part III: Developing critical technologies. Section 16: Positioning, navigation, and time technology**. Dulles, 2000. Report of Defense Threat Reduction Agency.
- EDWARDS JR, Andrew. **The state of strapdown inertial guidance and navigation**. Navigation. vol. 18, The Institute of Navigation, 1971.
- EL-SHEIMY, Nasser. **IAG Special Commission 4, Activities of Working Group 1: Real-time mobile multisensor systems and their applications in GIS and mapping**. Calgary, 2000. Report of the Department of Geomatics Engineering, The University of Calgary (UofC).
- EL-SHEIMY, Nasser; SCHWARZ, Klaus-Peter. **KINGSPAD reference guide, version 3.0**. Calgary, 2001. Report from Department of Geomatics Engineering, The University of Calgary (UofC).
- EL-SHEIMY, N.; OSMAN, A.; NASSAR, S.; NOURELDIN, A. **Wavelet multiresolution analysis: a new way to integrate GPS and INS**. GPS World, out., 2003.

- FARRELL, James L. **Integrated aircraft navigation**. San Diego: Academic Press, 1976.
- FARRELL, Jay; BARTH, Matthew. **The global positioning system and inertial navigation**. New York: The McGraw-Hill Companies, 1999.
- FERREIRA, Luiz D. D. **Controle de satélites por aletas estabilizadoras**. São José dos Campos, 1983. Tese (Doutorado em Ciência Espacial), Publicação INPE-2889-TDL/145, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE.
- FREITAS, Sílvio R. C. de. **Posicionadores inerciais**. Curitiba, 1980. Dissertação (Mestrado em Ciências Geodésicas), CPGCG, UFPR.
- FREITAS, S.R.C.; SORIA MEDINA, A.; LIMA, S.R.S. **Associated problems to link South American vertical networks and possible approaches to face them**. Proceedings of the Symposium on Vertical Reference Systems. Cartagena, 2001. IAG Series vol.124. New York: Springer Verlag, 2002.
- FUJIMASA, Iwao. **Micromachines: a new era in mechanical engineering**. Oxford: Oxford University Press, 1996.
- GABRIELSON, T.B. **Micromechanical-thermal noise in micromachined acoustic and vibration sensors**. IEEE Transactions on Electronic Devices, vol. 40, n.5, p.903-909, 1993.
- GEMAEL, Camil. **Introdução ao ajustamento de observações**. Curitiba: Editora da UFPR, 1994.
- GEMAEL, Camil. **Introdução à Geodésia Física**. Curitiba: Editora da UFPR, 1999.
- GEMAEL, Camil; ANDRADE, José B. de. **Geodésia Celeste**. Curitiba: Editora da UFPR, 2004.
- GELB, Arthur (Ed.). **Applied optimal estimation**. Cambridge: The M.I.T. Press, 1974.
- GODHAVN, John-Morten; JOAHNSEN, Edgar. **RTK height measurements show gradient on sea surface?** Seatex technical report. Pirsenteret: Kongsberg Seatex AS, 2000.
- GODHAVN, John-Morten; JOAHNSEN, Edgar. **Do we need to complement GPS with an INS as position reference in dynamic positioning?** Proceedings of the ION-GPS2001. Fairfax: The Institute of Navigation, 2002.
- GOLUB, Gene H.; VAN LOAN, Charles F. **Matrix computation**. 3.ed. Baltimore: The John Hopkins University Press, 1996.
- GREENSPAN, R. L. **GPS and inertial integration**. In: PARKINSON, Bradford; SPILKER JR., James J. (Eds.). **Global positioning system: theory and applications**. Washington: AIAA, vol.2, p.187-220, 1996.
- GREJNER-BRZEZINSKA, D.A.; TOTH, C.K.; YI, Y. **Bridging GPS gaps in urban canyons: can ZUPT really help?** Proceedings of the ION-GPS2001. Fairfax: The Institute of Navigation, 2002.

- GREWAL, Mohinder S.; ANDREWS, Angus P. **Kalman filtering: theory and practice**. 2.ed. Toronto: John Wiley & Sons, 2001.
- HAYKIN, Simon. **Adaptive filter theory**. 3.ed. Upper Saddle River: Prentice-Hall, 1996.
- HEISKANEN, Weikko. A.; MORITZ, Helmut. **Physical geodesy**. San Francisco: W. H. Freeman and Company, 1967.
- HOFMANN-WELLENHOF, B.; LICHTENEGGER, H.; COLLINS, J. **Global positioning system: theory and practice**. 5.ed. Wien: Springer-Verlag, 2001.
- HOFMANN-WELLENHOF, B.; LEGAL, K.; WIESER, M. **Navigation: principles of positioning and guidance**. Wien: Springer-Verlag, 2003.
- IBRAHIM, F.; PILUTTI, T.; AL-HOLOU, N.; PAULIK, M. **Accurate gap filling using properly initialized INS during periods of GPS blockage**. Proceedings of the ION-GPS99. Fairfax: The Institute of Navigation, 1999.
- IERS (International Earth Rotation and Reference Systems Service) **The International Terrestrial Reference Frame (ITRF)**. <http://www.iers.org/iers/products/itrf/>, fev., 2004.
- IGI (Ingenieur-Gesellschaft für Interfaces). **AEROcontrol: IMU-IId specifications**. Kreuztal: IGI, 2004.
- IMAI, H.; IRI, M. **An optimal algorithm for approximating a piecewise linear function**. Journal of Information Processing, vol.9, n.3, p.159-162, 1986.
- ISHIJAMA, M.; SHIN, S.B.; HOSTETTER, G.H.; SKLANSKY, J. **Scan-along polynomial approximation for data compression of eletrocardiograms**. IEEE Transactions on Biomedical Engineering, vol. 30, n.11, p.723-729, 1983.
- JEKELI, Christofer. **Inertial Navigation Systems with Geodetic Applications**. Berlin: Walter de Gruyter, 2001.
- JIANG, X.; WANG, F.; KRAFT, M.; BOSER, B.E. **An integrated surface micromachined capacitive lateral accelerometer with $2\mu\text{G}/\sqrt{\text{Hz}}$ resolution**. Proceedings of the Solid-State Sensor, Actuator and Microsystems Workshop. , 2002.
- KALMAN, Rudolf E. **A new approach to linear filtering and predictions problems**. ASME Journal of Basic Engineering, series D, n.82, p.34-45, 1960.
- KAPLAN, Elliott D. (Ed.). **Understanding GPS principles and applications**. Norwood: Artech House, 1996.
- KÄPPI, J.; SYRJÄRINNE, J.; SAARINEN, J. **MEMS-IMU based pedestrian navigator for handheld devices**. Proceedings of the ION-GPS2001. Fairfax: The Institute of Navigation, 2002.
- KAYTON, Myron; FRIED, Walter R. **Avionics navigation systems**. 2.ed. New York: John Wiley & Sons, 1997.

- KERR, Thomas H. **Extending decentralized Kalman filtering (KF) to 2-D for real-time multisensor fusion and/or restoration: optimality of some decentralized KF architectures.** Proceedings of the ICSPAT'96 - International Conference on Signal Processing Applications & Technologies. Gilroy: CMP, 1996.
- KONSTANTINIDES, K.; NATARAJAN, B.K. **An architecture for lossy signal compression.** Proceedings of the IEEE Workshop on VLSI Signal Processing, p.237-246, 28-30 out., 1992.
- KRAFT, Michael. **Micromachined inertial sensors: state of the art and a look into the future.** IMC Measurement and Control, vol.36, n.6, p.164-168, 2000.
- KRUEGER, Cláudia P. **Investigações sobre aplicações de alta precisão do GPS no ambiente marinho.** Curitiba, 1996. Tese (Doutorado em Ciências Geodésicas), CPGCG, UFPR.
- LAWRENCE, Anthony. **Modern inertial technology: navigation, guidance, and control.** 2.ed. New York: Springer-Verlag, 1998.
- LEFÈVRE, Hervé. **The fiber-optic gyroscope.** London: Artech House, 1993.
- LEICK, Alfred. **GPS satellite surveying.** 2.ed. New York: John Wiley & Sons, 1995.
- LJUNG, Lennart. **System identification.** 2.ed. Upper Saddle River: Prentice-Hall, 1999.
- LIMA, Sandro R. S. de. **Sistemas, Referenciais e Processos associados à integração GPS/INS.** Curitiba, 2000. Dissertação (Mestrado em Ciências Geodésicas), CPGCG, UFPR.
- LIMA, S.R.S.; FREITAS, S.R.C.; KRUEGER, C.P. **Perspectivas de utilização de sistemas microeletromecânicos (MEMS) visando a integração GPS/INS de baixo custo.** Presidente Prudente, 2002. Trabalho apresentado no Simpósio Brasileiro de Geomática. Universidade Paulista (UNESP).
- LIMA, S.R.S.; FREITAS, S.R.C.; KRUEGER, C.P. **Utilização de um instrumento GPS/INS de alta precisão para a avaliação de uma unidade de medição inercial de baixo custo.** São José dos Campos, 2003. Trabalho apresentado no IV Simpósio Brasileiro de Engenharia Inercial (SBEIN).
- LUCKMAN, N. **Low cost INS-GPS integration for navigation (INS software implementation).** Melbourne, 1996. DSTO-GD-0081 Report. Aeronautical and Maritime Research Laboratory. Defense Science and Technology Organization.
- MACHADO FILHO, Remo Z. **Uso de sensores inerciais em sistemas de navegação offshore.** Anais do 3º Simpósio Brasileiro de Engenharia Inercial - SBEIN. Rio de Janeiro: IPD, 2001.
- MADOU, Marc. **Fundamentals of Microfabrication.** Boca Raton: CRC Press, 1997.
- MADJAROV, Anastas. **An algorithm for strapdown inertial navigation system.** D. Mitropolia, n.62, p.132-140, 2000.

- MANCINI, Armando. **Geodésia inercial: resultados e aplicações**. Revista Brasileira de Cartografia, n.23, p.15-26, jun., 1979.
- MERHAV, Samuel. **Aerospace sensor systems and applications**. New York: Springer-Verlag, 1996.
- MICROSTRAIN. **3DM-GX1 detailed specifications**. Rev.2. Technical support. Williston: Microstrain, 2004.
- MINKLER, G.; MINKLER, J. **Theory and applications of Kalman filtering**. Palm Bay: Magellan Book Company, 1993.
- MONICO, João F.G. **Posicionamento pelo NAVSTAR GPS: descrição, fundamentos e aplicações**. São Paulo: Editora UNESP, 2000.
- MOON, S.W.; KIM, J.H.; HWANG, D.H.; RA, S.W.; LEE, S.J. **Implementation of a loosely-coupled GPS/INS integration system** The 4th International Symposium on Satellite Navigation Technology & Applications, p.20-23, jul., 1999.
- MORGAN, Avery A. **Computational errors in the generation of the direction cosine matrix in a strapdown system**. Navigation, vol.14, n.1. Alexandria: The Institute of Navigation, 1967.
- MORITZ, Helmut. **Kinematical geodesy**. Columbus, 1967. Relatório AFCRL-67-0626, AD666052, Department of Geodetic Science, The Ohio State University.
- NASSAR, Sameh. **Improving the inertial navigation system error model for INS and INS/DGPS applications**. Calgary, 2003. PhD. thesis. Department of Geomatics Engineering, The University of Calgary (UofC).
- NATARAJAN, Balas K. **On piece-wise linear approximations to curves**. HPL-91-36 report. Computer Systems Laboratory, Hewlett-Packard. Palo Alto: 1991.
- NATARAJAN, Balas K. **Filtering random noise via data compression**. Proceedings of the IEEE Data Compression Conference, DCC'93, p.60-69. Snowbird: IEEE Computer Society Press, 1993.
- NATARAJAN, Balas K. **A general technique for filtering random noise**. HPL-94-55 report. Computer Systems Laboratory, Hewlett-Packard. Palo Alto: jun., 1994.
- NATARAJAN, B.K.; KONSTANTINIDES, K. **Comparing Occam and Wiener filters on broad-band signals**. HPL-94-87 report. Computer Systems Laboratory, Hewlett-Packard, set., 1994.
- NGIA, L.S.H.; SJÖBERG, J.; VIBERG, M. **Adaptive neural nets filter using a recursive Levenberg-Marquardt search direction**. Proceedings of the Asilomar Conference Signals, Systems and Computers, p.697-701. New York: IEEE, 1998.
- NIMA (National Imagery and Mapping Agency). **The World Geodetic System 1984**. Technical Report 8350.2., 3.ed., 2000.

- NOURELDIN, A.; OSMAN, A.; EL-SHEIMY, N. **A neuro-wavelet method for multi-sensor system integration for vehicular navigation**. Measurement Science and Technology, vol. 15, n.2, p.404-412. Institute of Physics, 2004.
- NRC (National Research Council). **Airborne geophysics and precise positioning: scientific issues and future directions**. Report of the Committee on Geodesy. Washington: National Academy Press, 1995.
- PAIK, B.S.; OH, J.H.; PARK, H.W. **An efficient decentralized estimator design for multisensor integrated INS**. Proceedings of the KSME 2000 Summer Annual Conference on Dynamics and Control. Muju: Korean Society of Mechanical Engineers, 2000.
- PARKINSON, Bradford; SPILKER Jr., James J. (Ed.). **Global positioning system: theory and applications**. Washington: AIAA, 1996.
- PETOVELLO, M.G.; CANNON, M.E.; LACHAPPELLE, G.; WANG, J.; WILSON, C.K.H.; SALYCHEV, O.S.; VORONOV, V.V. **Development and testing of a real-time GPS/INS reference system for autonomous automobile navigation**. Proceedings of the ION-GPS2001. Fairfax: The Institute of Navigation, 2002.
- RIOS, Jose A.; WHITE, Elecia. **Fusion filter algorithm enhancements for a MEMS GPS/IMU**. Proceedings of the ION-NTM2002. Fairfax: The Institute of Navigation, 2002.
- ROGERS, Robert M. **Applied mathematics in integrated navigation systems**. Reston: AIAA, 2000.
- RTCM (Radio Technical Commission for Maritime Services). RTCM Special Committee n. 104. **RTCM Recommended standards for differential GNSS service**, versão 2.2. Alexandria, 1998.
- SAFFO, Paul. **Sensors: the next wave of infotech innovation**. Ten-year forecast report. Menlo Park: Institute for the future, 1997.
- SALYCHEV, Oleg. **Inertial systems in navigation and geophysics**. Moscow: Bauman MSTU Press, 1998.
- SEEBER, Günter. **Satellite geodesy: foundations, methods, and applications**. 2.ed. Berlin: Walter de Gruyter, 2003.
- SCHWARZ, K. P.; CHAPMAN, M. A.; CANNON, M. E.; GONG, P. **An integrated INS/GPS approach to the georeferencing of remotely sensed data**. *Photogrammetric Engineering & Remote Sensing*, vol. 59, n. 11, p.1667-1674, nov., 1993.
- SCHWARZ, Klaus-Peter; EL-SHEIMY, Nasser. **Future positioning and navigation technologies**. Calgary, 1999. Report from Department of Geomatics Engineering, The University of Calgary (UofC).

- SHIN, Eun-Hwan. **Accuracy improvement of low cost INS/GPS for land applications.** Calgary, 2001. Thesis. Department of Geomatics Engineering, The University of Calgary (UofC).
- SIOURIS, George M. **Aerospace avionics systems: a modern synthesis.** San Diego: Academic Press, 1993.
- ŠKALOUD, Jan. **Optimizing georeferencing of airborne survey systems by INS/DGPS.** Calgary, 1999. PhD. thesis. Department of Geomatics Engineering, The University of Calgary (UofC).
- SNIEGOWSKI, J.J. **Monolithic geared mechanisms driven by a polysilicon surface-micromachined on-chip electrostatic microengine.** Digest Solid State Sensor and Actuator Workshop, Hilton Head, p.178-182, jun., 1996.
- SUKKARIEH, Salah. **Low cost, high integrity, aided inertial navigation systems for autonomous land vehicles.** Sydney, 2000. PhD thesis. Australian Centre for Field Robotics. Department of Mechanical and Mechatronic Engineering. The University of Sydney
- TIMP, Gregory (Ed.). **Nanotechnology.** New York: Springer-Verlag, 1999.
- TITTERTON, D.H.; WESTON, J.L. **Strapdown inertial navigation technology.** Eastbourne, Peter Peregrinus Ltd., 1997.
- TOTH, Charles K. **Modern mobile mapping: moving toward GPS/INS-aided real-time image processing.** Proceedings of the ION-GPS2001. Fairfax: The Institute of Navigation, 2002.
- TORGE, Wolfgang. **Geodesy.** 2.ed. Berlin: Walter de Gruyter, 1991.
- TSUI, James B. **Fundamentals of Global Positioning System receivers: a software approach.** Toronto: John Wiley & Sons, 2000.
- VISINTINI, Domenico. **An advanced multisensor technique for terrestrial surveying: dynamic survey by mobile mapping system.** GIM International, p.67-69, Jan., 1999.
- WALTER, Gilbert G. **Wavelets and other orthogonal systems with applications.** Boca Raton: CRC Press, 1994.
- WEI, M.; SCHWARZ, K.P. **A strapdown inertial algorithm using an earth-fixed Cartesian frame.** Navigation, vol.37, n.2. Alexandria: The Institute of Navigation, 1990.
- WICKERHAUSER, Mladen V. **Adapted wavelet analysis from theory to software.** Wellesley: IEEE Press, 1994.
- WOLF, R.; HEIN, G.W.; EISSFELLER, B.; LOEHNERT, E. **An integrated low cost GPS/INS attitude determination and position location system.** Proceedings of the ION-GPS96. Fairfax: The Institute of Navigation, 1996.
- WOLF, R.; EISSFELLER, B; HEIN, G.W. **A Kalman filter for the integration of low cost**

INS and an attitude GPS. Proceedings of the International Symposium on Kinematic Systems in Geodesy, Geomatics and Navigation - KIS1997. Calgary: The University of Calgary, 1997.

YAZDI, N; AYAZI, F.; NAJAFI, K. **Micromachined inertial sensors.** Proceedings of IEEE, vol. 86, n.8, p.1640-1659. IEEE, 1998.

YAZDI, Navid; NAJAFI, Khalil. **An interface IC for a capacitive silicon μg accelerometer.** ISSC Conference. New York: IEEE, 1999.

FORMAÇÃO DO AUTOR

Em 1986, Sandro Reginato Soares de Lima formou-se como Técnico em Eletrônica pelo Centro Federal de Educação Tecnológica do Paraná (CEFET-PR). Trabalhou por dois anos em automação de laboratórios destinados ao ensino de idiomas em ambientes multimídia.

Em 1991, terminou o bacharelado em Comunicação Social, na modalidade Publicidade e Propaganda, pela Universidade Federal do Paraná (UFPR). Por dois anos, trabalhou como planejador de campanhas em agências de publicidade.

Em 1992, realizou estágio no Centro de Pós-Graduação em Engenharia e Informática (CPGEI), do CEFET-PR, atuando na área de automação de ambientes de segurança em rede local (monitoramento e controle de acessos físicos).

Em 1993, concluiu o curso de graduação em Engenharia Industrial Elétrica, no CEFET-PR, e trabalhou nos cinco anos seguintes como engenheiro de projetos de automação industrial, comercial e bancária, utilizando tecnologias baseadas em microcontroladores.

Em 2000, apresentou, ao CPGCG, o trabalho de dissertação de mestrado, com o estudo da integração dos sistemas de posicionamento GPS e INS.

Em 2002, associou-se ao IEEE (*The Institute of Electrical and Electronics Engineers*) e ao ION (*The Institute of Navigation*).

Em 2004, realizou estágio de doutorado na *Universität Hannover*, no *Institut für Erdmessung (IfE)*.