



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA, TECNOLOGIA E INOVAÇÃO
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

sid.inpe.br/mtc-m21b/2014/07.14.20.56-TDI

**CARACTERIZAÇÃO E CALIBRAÇÃO DE UNIDADE
DE GIROS EM CONFIGURAÇÃO REDUNDANTE
PARA TESTE DE DESEMPENHO EM
DETERMINAÇÃO DE ATITUDE**

Rafael Henrique de Siqueira

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle, orientada pelos Drs. Hélio Koiti Kuga, e Valdemir Carrara, aprovada em 28 de maio de 2014.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP5W34M/3GLFEH5>>

INPE
São José dos Campos
2014

PUBLICADO POR:

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE

Gabinete do Diretor (GB)

Serviço de Informação e Documentação (SID)

Caixa Postal 515 - CEP 12.245-970

São José dos Campos - SP - Brasil

Tel.:(012) 3208-6923/6921

Fax: (012) 3208-6919

E-mail: pubtc@sid.inpe.br

CONSELHO DE EDITORAÇÃO E PRESERVAÇÃO DA PRODUÇÃO INTELLECTUAL DO INPE (RE/DIR-204):**Presidente:**

Marciana Leite Ribeiro - Serviço de Informação e Documentação (SID)

Membros:

Dr. Gerald Jean Francis Banon - Coordenação Observação da Terra (OBT)

Dr. Amauri Silva Montes - Coordenação Engenharia e Tecnologia Espaciais (ETE)

Dr. André de Castro Milone - Coordenação Ciências Espaciais e Atmosféricas (CEA)

Dr. Joaquim José Barroso de Castro - Centro de Tecnologias Espaciais (CTE)

Dr. Manoel Alonso Gan - Centro de Previsão de Tempo e Estudos Climáticos (CPT)

Dr^a Maria do Carmo de Andrade Nono - Conselho de Pós-Graduação

Dr. Plínio Carlos Alvalá - Centro de Ciência do Sistema Terrestre (CST)

BIBLIOTECA DIGITAL:

Dr. Gerald Jean Francis Banon - Coordenação de Observação da Terra (OBT)

REVISÃO E NORMALIZAÇÃO DOCUMENTÁRIA:

Maria Tereza Smith de Brito - Serviço de Informação e Documentação (SID)

Yolanda Ribeiro da Silva Souza - Serviço de Informação e Documentação (SID)

EDITORAÇÃO ELETRÔNICA:

Maria Tereza Smith de Brito - Serviço de Informação e Documentação (SID)

André Luis Dias Fernandes - Serviço de Informação e Documentação (SID)



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA, TECNOLOGIA E INOVAÇÃO
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

sid.inpe.br/mtc-m21b/2014/07.14.20.56-TDI

**CARACTERIZAÇÃO E CALIBRAÇÃO DE UNIDADE
DE GIROS EM CONFIGURAÇÃO REDUNDANTE
PARA TESTE DE DESEMPENHO EM
DETERMINAÇÃO DE ATITUDE**

Rafael Henrique de Siqueira

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle, orientada pelos Drs. Hélio Koiti Kuga, e Valdemir Carrara, aprovada em 28 de maio de 2014.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP5W34M/3GLFEH5>>

INPE
São José dos Campos
2014

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

Siqueira, Rafael Henrique de.

Si75c Caracterização e Calibração de unidade de giros em configuração redundante para teste de desempenho em determinação de atitude / Rafael Henrique de Siqueira. – São José dos Campos : INPE, 2014.

xxiv + 114 p. ; (sid.inpe.br/mtc-m21b/2014/07.14.20.56-TDI)

Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2014.

Orientadores : Drs. Hélio Koiti Kuga, e Valdemir Carrara.

1. Giroscópio. 2. Calibração de giroscópios. 3. Redundância. 4. Determinação de atitude. I. Título.

CDU 629.7.06



Esta obra foi licenciada sob uma Licença [Creative Commons Atribuição-NãoComercial 3.0 Não Adaptada](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/).

This work is licensed under a [Creative Commons Attribution-NonCommercial 3.0 Unported License](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/).

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

Dr. Paulo Giacomio Milani

Presidente / INPE / SJC Campos - SP

Dr. Hélio Koiti Kuga

Orientador(a) / INPE / SJC Campos - SP

Dr. Valdemir Carrara

Orientador(a) / INPE / SJC Campos - SP

Dr. Mario Cesar Ricci

Membro da Banca / INPE / SJC Campos - SP

Dr. Leandro Baroni

Convidado(a) / UFVJM / Teófilo Otoni - MG

Este trabalho foi aprovado por:

() maioria simples

unanimidade

Aluno (a): **Rafael Henrique de Siqueira**

São José dos Campos, 28 de Maio de 2014

*You gotta be crazy, you gotta have a real need / You gotta sleep on your toes, and when
you're on the street / You gotta be able to pick out the easy meat with your eyes closed /
And then moving in silently, down wind and out of sight . . .*

Roger Waters / Pink Floyd

*Until they become conscious they will never rebel, and until after they have rebelled
they cannot become conscious.*

Nineteen Eighty-Four / George Orwell

A meus pais por todo apoio e paciência, Vera e Celso, a meus irmãos Robson e Patrícia, as minhas sobrinhas Vitória Helena e Giovanna, a meus afilhados Nikolas e Pedrinho, a minha namorada Ana Elisa pelo apoio e carinho e principalmente paciência durante todo processo, a toda minha família pelo incentivo desde o início dessa jornada.

Ao amigo que esteve sempre a meu lado, fazendo parte da família, brincando e nos alegrando com seu carinho e me acordando aos fins de semana, para seus cafunés matinais, com seu nariz gelado tocando meu rosto...

Era uma alegria sempre que eu voltava ao seu lar

Saudade meu Eterno Amigo

Ozzy

In Memoriam



AGRADECIMENTOS

Agradeço imensamente a meus pais que sempre que possível me indicaram o caminho, nunca dizendo que seria fácil tão pouco impossível, mas que era necessário esforço e dedicação.

Agradeço ao INPE, aos professores doutores Valdemir Carrara e Hélio Koiti Kuga, pela orientação, obrigado pela paciência, dedicação e jovialidade durante todo o desenvolvimento deste trabalho.

Agradeço aos professores: Dr. Mario Cesar Ricci, Dr. Paulo Giácomo Milani e ao Dr. Leandro Baroni, por gentilmente aceitarem avaliar e contribuir positivamente com este trabalho.

Aos professores do curso que com muita paciência e dedicação souberam conduzir os ensinamentos com vivacidade, demonstrando exemplo de dedicação.

Aos colegas, amigos de instituto, que auxiliaram neste trabalho, nas orientações, no uso de uma ferramenta, na organização do laboratório, na evolução dos ensaios e no auxílio para solução dos problemas no decorrer dos testes e experimentos, agradeço ao Dr. Paulo Milani e ao Me. Walter Einwoegerer pelas orientações e dicas no uso dos equipamentos necessários para a realização deste trabalho, ao Dr. Ulisses Guedes pela maestria e facilidade de transmitir seus conhecimentos em linguagem de programação.

Aos amigos de INPE pelas risadas, discussões efusivas, que muito agregaram a minha pessoa, agradeço pelas brigas, pelos abraços, pela ajuda, pelas dicas, pela veracidade no olhar, pela confiança e principalmente pela paciência, em especial: Danilo Anderson, Alexandre Oliveira, Alain Giacobini, Adolfo Graciano, Jairo Amaral, Eloy Martins, Liana, Alessandra, Lorena Gayarre, Sherfis, Gitsuzo Tagawa, Wagner Mahler, Ximena, Daniel, Willer, Thais e Franscisco (Chicão).

Aos amigos de longa data: Thiago Augusto, Danilo Martins, Marcos Paulo (To be), Diego Guerra, Athos Araujo, Roberto (Kazu), Ederson (Robinho), entre outros, muito obrigado pelo apoio e sinceridade.

Aos funcionários da biblioteca e da pós-graduação, em especial a nossa secretária Valdirene, por sempre trabalhar para o melhor desenvolvimento do curso com seu auxílio aos alunos.

Agradeço, também, a todas as pessoas que, de uma forma ou de outra, direta ou indiretamente, auxiliaram no enriquecimento deste trabalho.

Ao Projeto SIA – FUNDEP pelo apoio financeiro e suporte técnico.

RESUMO

Giroscópios a fibra óptica (GFO) são sensores utilizados em satélites para sistema de navegação inercial devido às suas características de precisão, menor custo e viabilidade de industrialização. Os testes de giroscópios isolados do tipo *Laser* ou Fibra Ótica são bastante difundidos e estão devidamente padronizados em normas específicas. Entretanto ao se integrarem essas unidades em uma estrutura mecânica, chamada de UMI (Unidade de Medida Inercial), podem ocorrer vários problemas que concorrem para piorar o desempenho da unidade. Este trabalho apresenta a calibração de um conjunto composto por quatro giroscópios de fibra ótica, em uma configuração tetraédrica, que foram desenvolvidos em empresa nacional. Neste trabalho, a calibração é realizada em solo através de ensaios em uma mesa servo-controlada de alta precisão de 3 eixos que cobre a faixa de trabalho dos giroscópios escolhidos. O procedimento é descrito matematicamente e detalhes de sua aplicação à UMI tetraédrica são apresentados tais como: infraestrutura, hardware e software, coleta de dados e aferição de resultados. Uma análise via variância Allan é realizada de modo a detectar e avaliar as principais fontes de ruídos existentes nos GFO nacionais. Como aplicação prática, é mostrado um teste com o objetivo de avaliar o erro acumulado em determinação de atitude com os giros calibrados e não-calibrados. Conclui-se que o procedimento de calibração desenvolvido neste trabalho poderá ser usado para testes de UMI com geometria tetraédrica que tenham potencial de utilização para as próximas missões brasileiras.

**CHARACTERIZATION AND CALIBRATION OF GYROSCOPE UNIT IN
REDUNDANT CONFIGURATION FOR PERFORMANCE TESTING IN
ATTITUDE DETERMINATION**

ABSTRACT

Fiber optic gyros (FOG) sensors are widely used in satellites for inertial navigation system due to their characteristics of precision, lower cost and industrial feasibility. Tests for individual Laser Gyro or Fiber Optic Gyro types are quite widespread and have their specific standards. However on assembling them into a mechanical structure, named IMU (Inertial Measurement Unit), several problems that contribute to decrease the performance of the unit may take place. This paper presents the calibration of a set consisting of four fiber optic gyroscopes in a tetrahedral configuration, developed by a Brazilian company. In this work the on-ground calibration is performed through a 3-axis servo-controlled turn table covering the working range of the chosen gyros. The procedure is mathematically described and details of its application to the tetrahedron UMI are presented such as: infra-structure, hardware and software, data collection and of results. An Allan variance analysis is performed in order to detect and evaluate the main sources of noise existing in there Brazilian FOGs. As a practical application, a test with the aim of evaluating the accumulated error on attitude determination with the calibrated and non-calibrated gyros is shown. One concludes that the calibration procedure developed in this work could be used for tests in IMUs with a tetrahedral geometry (or not) that have potential to be utilized in the next Brazilian missions.

LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
Figura 1.1 - Giroscópio de Léon Foucault, construído por Dumoulin-Froment em 1852.	6
Figura 1.2 - Giroscópios mecânicos	7
Figura 1.3 - Representações do rotor e do eixo do motor de um Giro DTG	9
Figura 3.1 - (a) Giroscópio mecânico (b) Representação das forças atuantes no giro. ...	18
Figura 3.2 - Experimento do Interferômetro de Sagnac	19
Figura 3.3 - Mesa com interferômetro de Sagnac	20
Figura 3.4 - Mudanças do caminho dentro do anel interferométrico em um polígono regular (a) Em repouso (b) co-propagante (c) contra-propagante.....	21
Figura 3.5 - Análise geométrica do efeito Sagnac ao longo de um dos lados do caminho poligonal.....	22
Figura 3.6. - Configuração mínima de um Giroscópio à Fibra Óptica.....	25
Figura 3.7 - Resposta da corrente de saída do fotodetector de um Giroscópio à Fibra Óptica em função da defasagem.....	27
Figura 5.1 - Representação da estrutura de dados utilizados na variância de Allan.....	32
Figura 5.2 - Representação gráfica de resultados da análise de AVAR	37
Figura 6.1 - Diagrama de montagem do conjunto para aquisição de dados	42
Figura 7.1 - Plataforma Contraves – Mesa de 3 eixos com compartimento interno a 0° (esquerda) e 180 ° (direita)	46
Figura 7.2 - Representação esquemática do processo de aquisição dos dados dos Giros	47
Figura 7.3 - Conjunto de giros com configuração tetraédrica	48
Figura 7.4 - Orientação dos Eixos – XYZ, $\alpha = 54.7356^\circ$	49

Figura 7.5 - Diferença entre configurações de fábrica/nominais (gráfico superior) e estimada para as 16 sequências de medições (gráfico inferior).	57
Figura 7.6 - Curva característica de <i>Allan Variance</i> para o giro LME-02	59
Figura. 7.7 - Inclinações para as variâncias de Allan para o giro LME-02	60
Figura 8.1 - Dados típicos dos giroscópios g3 (SD-3) e g2 (SD-4) para um período orbital de 100 minutos a 128-Hz.	64
Figura 8.2 - Integração no tempo dos dados com o Fator de Escala de Fábrica, Nominal e Giro calibrado (à esquerda) e o acúmulo de erro de giroscópio calibrado (direita).	65
Figura A.1 - Carimbo de tempo com destaque dos eventos e interrupções pelo RTC. .	79
Figura A.2 - Destaque da ausência de interrupção do RTC e a restauração.	80
Figura B.1 - Desenho do carretel da bobina de fibra óptica – Vista de topo.....	82
Figura B.2 - Desenho do carretel da bobina de fibra óptica – Vista isométrica.....	83
Figura B.3 - Diagrama do giroscópio à fibra óptica com os componentes mencionados.	84
Figura B.4 - Fotografia da bobina GFO com os componentes óptico-eletromecânicos.	86
Figura B.5 - Sinal para diferentes valores do desvio de fase (iguais em módulo).	87
Figura B.6 - Módulos de fonte de tensão FT107 à esquerda e FT207 à direita.	90
Figura B.7 - Módulo de fonte de tensão FT207 com vista dos componentes.	91
Figura B.8 - Caixa da eletrônica do conjunto de GFOs, vista interna.	92
Figura D.1 - Representação do corpo do tetraedro com os Giros.....	100
Figure E.1 - Processed Data Giro 1 – SD 02	103
Figure E.2 - Data PSD Giro 1 – SD 02	103
Figure E.3 - Allan Standard Deviation Giro 1 – SD 02	105
Figure E.4 - Allan Standard Deviation Giro 1 – SD 02 com <i>Slopes</i>	105
Figure E.5 - Processed Data Giro 2 – SD 04.....	106

Figure E.6 - Data PSD Giro 2 – SD 04	106
Figure E.7 - Allan Standard Deviation Giro 2 – SD 04.....	108
Figure E.8 - Allan Standard Deviation Giro 2 – SD 04 com <i>Slope</i>	108
Figure E.9 - Processed Data Giro 3 – SD 03	109
Figure E.10 - Data PSD Giro 3 – SD 03	109
Figure E.11 - Allan Standard Deviation Giro 3 – SD 03.....	111
Figure E.12 - Allan Standard Deviation Giro 3 – SD 03 com <i>Slope</i>	111
Figure E.13 - Processed Data Giro4 – LME 02	112
Figure E.14 - Data PSD Giro 4 – LME 02	112
Figure E.15: Allan Standard Deviation Giro 4 – LME 02	114

LISTA DE TABELAS

	<u>Pág.</u>
Tabela 7.1 - Características da MESA 3 Eixos - CONTRAVES 53M-2/30H (Manual Acutronic).....	46
Tabela 7.2 - Dados de calibração fornecidos pelo fabricante. (LISBOA, 2007).....	48
Tabela 7.3 - Sequência de rotações da mesa com $w = 6^\circ /s$; $C = w\cos 30^\circ$; $S = w\sin 30^\circ$	52
Tabela 7.4 - Sequências (médias e desvios-padrão) para ensaio de 28/02/2012.....	55
Tabela 7.5 - Calibração realizada e as diferenças com os dados de fábrica	55
Tabela 7.6 - Resultados da variância de Allan para os giros	58
Tabela 7.7 - Inclinações características de variância de Allan.	59
Tabela 7.8 - Ruídos característicos de <i>Allan Variance</i> para unidade tetraédrica de giros.	61
Tabela E.1 - Dados de pós-processamento por Allan Variance – Giro 1 - SD 02	104
Tabela E.2 - Dados de pós-processamento por Allan Variance – Giro 2 - SD 04	107
Tabela E.3 - Dados de pós-processamento por Allan Variance – Giro 3 - SD 03	110
Tabela E.4 - Dados de pós-processamento por Allan Variance – Giro 4 - LME 02	113

LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

DMC	Divisão de Mecânica Espacial e Controle
ETE	Engenharia e Tecnologias Espaciais
INPE	Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
LABSIM	Laboratório de Simulações ETE-DMC-INPE
SID	Serviço de Informação e Documentação
SPG	Serviço de Pós-Graduação
TDI	Teses e Dissertações Internas
AD	Acoplador Direcional
ADC	<i>Analog to Digital Converter</i>
ADEV	Desvio de Allan - <i>Allan Deviation</i>
AVAR	Método de determinação de Allan <i>Variance</i>
CA	Computador de Aquisição
CV-485-USB	Conversor RS-485 para USB
DART	<i>Dual-Axis Rate Transducer</i>
DGP	Dispositivo Gerador de Pulso
DIF	Detecção e Isolação de Falhas
DSP	<i>Digital Signal Processing</i>
DTG	<i>Dynamically Tuned Gyroscope</i>
FDI	<i>Failure Detection and Isolation</i>
FOG	<i>Fiber Optic Gyro,</i>
FUNDEP	Fundação de Desenvolvimento a Pesquisa
GFO	Giroscópio de Fibra óptica
GND	<i>Ground Reference</i> usado em Eletrônica
GNU/Linux	Sistema Operacional Computacional de Kernel LINUX
I-FOG	<i>Interferometric Fiber Optic Gyroscope</i>
IMU	<i>Inertial Measurement Unit</i>

INS	<i>Inertial Navigation System</i>
LEO	<i>Low Earth Orbit</i>
MEMS	<i>Micro-Electro-Mechanical Systems</i>
MQ	Mínimos Quadrados
RLG	<i>Ring Laser Gyroscope</i>
RTC	<i>Real Time Clock</i>
SIA	Sistemas Inerciais para Aplicação Aeroespacial
SLD	<i>SuperLuminescent Diode</i>
SW	<i>Software</i>
UMI	Unidade medida inercial
URI	Unidade Referencial Inercial

SUMÁRIO

	<u>Pág.</u>
1. INTRODUÇÃO	1
1.1. Sensores.....	3
1.2. Atuadores	4
1.3. Giroscópios.....	5
1.3.1. Erros típicos de giroscópios	11
1.3.2. Calibrações de giros GFO	13
2. MOTIVAÇÃO E REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....	15
3. REVISÃO TEÓRICA	17
3.1. Momento angular	17
3.2. Princípio de funcionamento do Giroscópio à Fibra Óptica.....	18
3.2.1. O experimento de Sagnac.....	19
3.2.2. O efeito <i>Sagnac</i>	21
3.2.3. Configuração mínima de um GFO.....	25
4. ESTIMAÇÃO DE PARÂMETROS	29
5. VARIÂNCIA DE ALAN	31
5.1. Visão geral da formulação de variância de Allan	32
5.2. Representação gráfica da variância de Allan	35
6. INFRAESTRUTURA PARA AQUISIÇÃO DE DADOS DA UNIDADE DE GFO.....	39
6.1. Equipamentos e dispositivos de hardware para a realização de ensaios ...	40
6.2. Software e descrição das aplicações.....	40
6.3. Diagrama de montagem generalizado e suas conexões	42
7. CALIBRAÇÃO DA UMI-GFO.....	45

7.1.	Configuração experimental para UMI-GFO	45
7.2.	Metodologia de Calibração da UMI-GFO	49
7.3.	Resultados da calibração	54
7.4.	Análise e caracterização dos ruídos via variância de Allan	58
8.	TESTE DE DETERMINAÇÃO DE ATITUDE COM GIRO CALIBRADO.....	63
9.	CONCLUSÃO	67
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	69
	APÊNDICE A: Problema encontrado na relação de utilização do comando / chamada RTC Linux com os <i>multi-core</i> do microcomputador utilizado para a aquisição dos dados do Giro-OptSenSys.....	77
	APÊNDICE B: Apresentação das configurações gerais do protótipo GFO-OptSenSys utilizado no trabalho.....	81
	APÊNDICE C: Detalhes do procedimento de aquisição de dados da unidade de giros gfos	93
	APÊNDICE D: Compensação da Velocidade Angular da Terra	99
	APÊNDICE E: Relatórios sobre allan variance	103

1. INTRODUÇÃO

A atitude é a orientação do satélite em relação a um determinado sistema de referência e/ou a representação do movimento rotacional do corpo em torno do seu centro de massa, também chamada de movimento de atitude. A identificação da orientação de um satélite em relação a um referencial inercial é denominada determinação de atitude e envolve sensores e processamento adequado dos sinais gerados por esses sensores. Portanto, a junção da qualidade de sensores com a tecnologia empregada na sua construção e o bom procedimento do processamento de dados desses sensores dita a qualidade da precisão que será obtida na determinação de atitude.

“A análise de atitude pode ser dividida em determinação de atitude, a predição e o controle de atitude” (WERTZ, 1978).

A predição ou previsão de atitude consiste em prever as orientações futuras que o satélite terá, fazendo uso de modelos dinâmicos para extrapolar essa atitude, de acordo com o conhecimento das forças perturbadoras que atuam sobre o satélite; o controle de atitude é o processo de orientação em uma específica e determinada direção. O controle de atitude versa sobre duas áreas principais: 1) a estabilização de atitude, que mantém a orientação existente e 2) o controle (manutenção e apontamento) de atitude que tem como função controlar e orientar constantemente o satélite para uma determinada atitude.

O veículo no espaço é constantemente submetido a torques, tanto internos quanto externos. Torques internos são provenientes de elementos do satélite, tais como aqueles oriundos de rodas de reação, tanques, câmaras, propulsores, etc. Alguns desses torques internos são intencionais para controlar o movimento de atitude. Torques externos variam muito dependendo da órbita em que se encontra o satélite ou veículo espacial e o meio ambiente no qual se encontra. Dependendo de sua órbita o veículo pode sofrer influência do arrasto atmosférico, no caso de uma órbita LEO (*Low Earth Orbit*), de campos magnéticos, bem como da pressão de radiação solar.

A estabilização da atitude é a forma de garantir que o satélite permaneça numa atitude mesmo na presença de distúrbios. Há duas formas de estabilização: ativa, na qual se faz uso de controle e, passiva, onde não se faz uso de controle.

Os satélites geralmente podem ser estabilizados em um eixo ou em três eixos; na estabilização em um eixo garante-se o apontamento de um eixo do satélite para uma determinada direção. Nessa categoria tem-se a estabilização por rotação, *spin*, a estabilização por dupla rotação, *dual-spin*, e também a estabilização por gradiente de gravidade.

Na estabilização por rotação (*spin*), o satélite gira ao redor do eixo de maior momento de inércia, que permanece fixo em relação ao referencial inercial na ausência de torques externos (BRYSON, JR, 1994).

Na estabilização por dupla rotação (*dual-spin*), o satélite tem duas partes girantes principais: uma parte gira rapidamente enquanto outra gira lentamente; é comumente utilizada para apontar instrumentos/sensores para a Terra.

No caso da estabilização em três eixos, o controle de atitude garante a estabilização do satélite ao longo dos três eixos, ou seja, rolamento, arfagem e guinada (*roll, pitch e yaw*), com relação a uma referência. O sistema utiliza rodas de reação ou volantes de inércia para corrigir perturbações na atitude do satélite. A estabilidade do sistema de três eixos é fornecida pelo sistema de controle ativo, aplicando o comando de aceleração nas rodas de reação para corrigir as alterações indesejáveis na atitude do satélite e consequentemente corrigindo a sua trajetória.

A estabilização por gradiente de gravidade é uma estabilização passiva, caracterizada pela forma geométrica que o satélite assume. Ela não consome energia e não requer atuadores ativos. Caso o satélite possua uma de suas dimensões preponderantemente maior que as outras duas, como o comprimento muito maior que sua largura e altura, por exemplo, então haverá uma diferença de aceleração da gravidade terrestre ao longo de seu comprimento devido à variação da gravidade em função da distância ao centro da Terra. O torque exercido pela gravidade da Terra no satélite desencadeia um movimento

pendular que tende a alinhar o eixo de menor momento de inércia com a vertical, que é o eixo de maior comprimento. Quando a missão requer a utilização de antenas e/ou instrumentos que necessitam o apontamento para a superfície terrestre, uma boa prática é a estabilização por gradiente de gravidade.

1.1. Sensores

Os sensores empregados em satélites têm como objetivo auxiliar o sistema de controle de atitude, fornecendo medidas específicas que são utilizadas na malha de realimentação do controle de atitude. Os sensores usualmente utilizados podem ser do tipo sensor de posição angular: sensor solar, sensor de horizonte ou sensor de Terra, magnetômetros, sensor de estrela, e os sensores de velocidade angular: giroscópios e unidade de medidas inerciais.

Os sensores podem ser de vários tipos e com diversas tecnologias, tanto digitais quanto analógicas, tamanhos e formas variadas, de acordo com o grau de exigência da missão e suas características de precisão, confiabilidade e robustez. A seguir serão apresentados os principais tipos desses sensores.

- Sensor solar: consiste em um dispositivo ótico que detecta e determina a direção do Sol em relação ao satélite.
- Sensores de horizonte (ou de Terra): como a Terra é o segundo objeto celestial mais brilhante com relação a um satélite perto da Terra, e relativamente fácil encontrá-la comparado ao “vazio” do espaço. Esse tipo de sensor utiliza um detector de radiação infravermelha e, assim, detecta a faixa de transição entre a temperatura do espaço (baixa) e a temperatura da Terra (mais elevada).
- Magnetômetros: estes sensores medem a projeção do campo magnético da Terra em relação ao seu eixo sensor. Por causa disso esse sensor é muito utilizado com a configuração tríade, ou seja, três sensores em eixos ortogonais, usualmente conhecidos como magnetômetros de três eixos.

- Sensores de estrelas: em geral, são os sensores de atitude mais precisos, alcançando até um segundo de arco. São dispositivos capazes de identificar as estrelas no campo de visão do sensor com base no conjunto de estrelas conhecidas de um catálogo armazenado em memória.
- Giroscópios ou Girômetros: segundo Wertz (1978), qualquer instrumento que utiliza uma massa girando rapidamente para sentir e responder a alterações na orientação do seu eixo de rotação pode ser chamado de giroscópio. Porém, com os avanços tecnológicos, os giroscópios atuais ou, simplesmente giros, podem utilizar feixes de luz em um caminho fechado, muitas vezes em fibra óptica. Os giroscópios serão tratados com mais ênfase adiante.
- UMI: As Unidades de Medida Inerciais ou IMUs (*inertial measurement unit*) ou ainda Unidade de Referência Inercial (URI) são dispositivos que contêm um conjunto de 3 ou mais acelerômetros e giroscópios. Esses sensores são rigidamente fixados em uma posição predeterminada para que possam manter a mesma orientação relativa entre si. As UMIs com acelerômetros não são utilizados no espaço, mas em foguetes e aviões.

1.2. Atuadores

Os atuadores são empregados para corrigir erros causados na atitude, salvo na estabilização passiva. Atuadores são mecanismos capazes de exercer algum tipo de força ou torque para mover o veículo com o intuito de corrigir sua atitude ou mesmo impulsioná-lo em um movimento de manobra. A seguir são apresentados alguns exemplos de atuadores.

- Bobinas magnéticas: elas exercem torque devido à interação entre o campo gerado pela bobina magnética com o campo magnético terrestre. Sua construção normalmente é de custo reduzido, esse atuador normalmente tem baixo consumo de energia. São leves se comparadas a outros tipos de atuadores; devido a essas qualidades esse tipo de atuador é amplamente utilizado nos satélites artificiais.

- Rodas de reação e volantes de inércia: estes são mecanismos providos de rotores que ao acelerarem ou desacelerarem trocam momento angular com o satélite, gerando torques. Essas acelerações ou frenagens são comandadas por uma eletrônica de controle embarcada.
- Propulsores: os propulsores são dispositivos capazes de gerar impulsos. Os propulsores mais conhecidos são os propulsores a jato de gás (*trusters*), que são motores responsáveis por gerar impulsos (força e torque) elevados no satélite, e os propulsores de íons, também chamados de propulsores a plasma. Esses últimos aceleram eletricamente gases inertes, como, por exemplo, argônio ou vapor de mercúrio a elevadas velocidades, muitas vezes utilizando a energia provida dos painéis solares. Os propulsores a plasma são utilizados para estabilização e controle de atitude e são capazes de gerar torques da grandeza de perturbação (da ordem de 10^{-4} Nm), enquanto que os *trusters* são mais utilizados em manobras de órbita e atitude.

1.3. Giroscópios

Em 1851 Jean Bernard Léon Foucault, mais conhecido como Léon Foucault, um cientista francês, comprovou a rotação da Terra por meio de um experimento visual, que consistia de um pêndulo com 67 metros de haste, mais precisamente um prumo, no Panthéon em Paris e verificou que o plano de oscilação girava no sentido horário. O movimento pendular era constantemente perturbado por correntes de ar, tornando assim suas observações imprecisas relativamente a uma referência inercial. Porém com as experiências de Bohnenberger em 1810 na Alemanha, e Johnson em 1832 nos Estados Unidos, Foucault pode se embasar e desenvolver um novo instrumento, mais preciso e menor. Em 1852 concebeu uma roda com eixo cardan, ou roda suspensa por balanceiros (gimbaled wheel), como representado na Fig.1.1 (LAWRENCE, 1993).

Com a possibilidade de observação da rotação da Terra com esses novos instrumentos, Foucault uniu as palavras grega *gyros* que significa “rotação” ou “giro” e *skopein*, que significa “ver”, surgindo assim a palavra giroscópio, uma visualização da rotação grosseiramente falando, um termo muito utilizado desde então.



Figura 1.1 - Giroscópio de Léon Foucault, construído por Dumoulin-Froment em 1852.
Fonte: Magnenat (2013)

Hoje eles são usados, entre outras coisas, como estabilizadores de navio ou em pilotos automáticos de aviões bem como em sistema de navegação inercial (*Inertial Navigation System*, INS).

Wertz (1978) menciona que qualquer instrumento que utiliza uma massa girando rapidamente para sentir e responder a alterações na orientação do seu eixo de rotação pode ser chamado de giroscópio.

Os primeiros giroscópios eram puramente mecanismos que continham uma roda que girava rapidamente ou uma roda-volante cuja rotação era mantida ora pelo torque exercido no rotor ora por um motor. Os seus eixos eram fixados em acoplamentos

especiais, do tipo balanceiro (*gimbal*), como mostra a Fig.1.2 e que dispõem de 2 ou 3 graus de liberdade. O princípio do giroscópio está baseado na conservação do momento angular, na qual um rotor com grande velocidade angular sempre mantém a mesma orientação no espaço inercial, mesmo que o veículo (foguetes, satélite, etc.) onde ele esteja fixado altere sua direção, porém nesse caso o seu eixo de rotação tem que ter a liberdade de movimento em todas as direções.

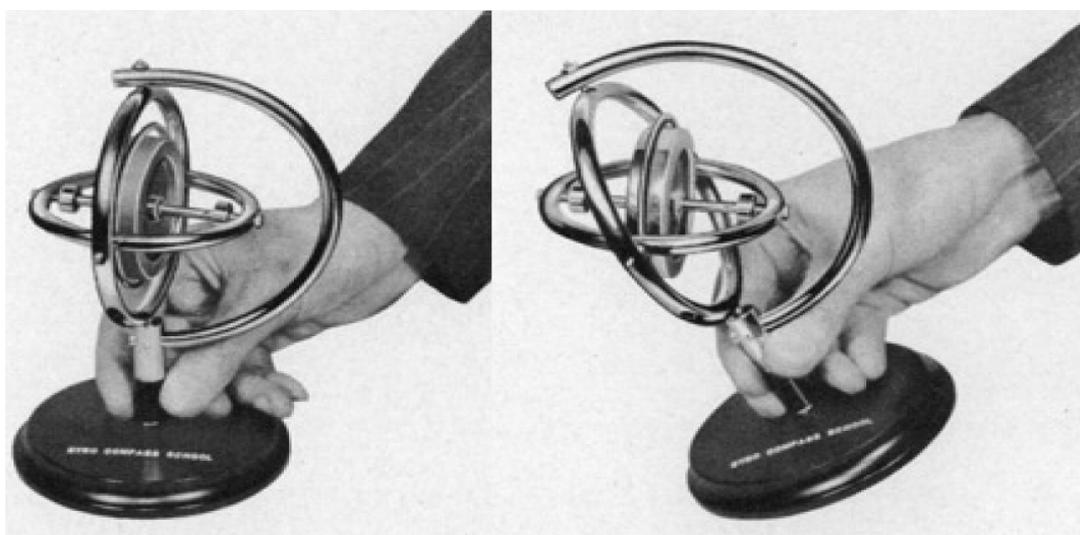


Figura 1.2 - Giroscópios mecânicos

Fonte: Sperry (1945)

A seguir são apresentados alguns dos principais sensores giroscópios, de acordo com Titterton (2004) e Lawrence (1993), com suas principais características e princípio de funcionamento.

O sensor giroscópio chamado de RIG, *rate-integrating gyroscope*, é utilizado para estabilizar plataformas inerciais, e classificado como giroscópio mecânico, com um grau de liberdade ou de um único eixo. Esse giro fornece um sinal de saída proporcional à variação do ângulo de entrada. A parte principal parte desse sensor é um rotor central e seu motor, um conjunto chamado de flutuador, pois fica envolto em um líquido altamente viscoso, que é apoiado em rolamentos de precisão que permitem uma

pequena rotação em torno de um eixo perpendicular ao eixo de rotação do rotor. Há um *pick-off* que é sensível a rotação do conjunto flutuador e um motor de torque que é utilizado para aplicar torque precisos para o flutuador voltar a flutuar na posição "nula". Um *pick-off* é um sensor que converte movimento mecânico em sinais elétricos.

Quando o conjunto é submetido a uma velocidade angular em torno do eixo de entrada, o flutuador apresenta uma taxa de precessão em torno do eixo de saída. Essa saída, que é detectada pelo *pick-off*, é proporcional à integral da velocidade do eixo de entrada, ou seja, ao ângulo de entrada.

O sensor DTG, *dynamically tuned gyroscope* ou giroscópio sintonizado dinamicamente, possui um rotor sustentado por um balanceiro (*gimbal*) semelhante a uma junta cardam, que gira num plano perpendicular ao eixo de rotação do giroscópio, como pode ser visto na Fig.1.3. O DTG apresenta três subconjuntos principais: o corpo, que consiste de motor e o arranjo de sensores de ângulo, chamados *pick-offs*; o conjunto rotor, que inclui os ímãs geradores de torque e juntas de suspensão de Hooke (juntas torcionais) juntamente com um gimbal; e o conjunto de bobina dos geradores de torque, chamados de torqueadores (IEEE 1989).

De acordo com Craig (1972), quando esta junta está girando em alta velocidade em torno do eixo do motor, o rotor adquire um momento angular e resiste a alterações orientação do eixo. Quando o sensor sofre um deslocamento angular o rotor tende a manter a orientação que tinha antes do deslocamento. Surge então um movimento relativo entre o gimbal e o eixo do motor, e entre o gimbal e o rotor, cuja energia é dissipada nas juntas torcionais.

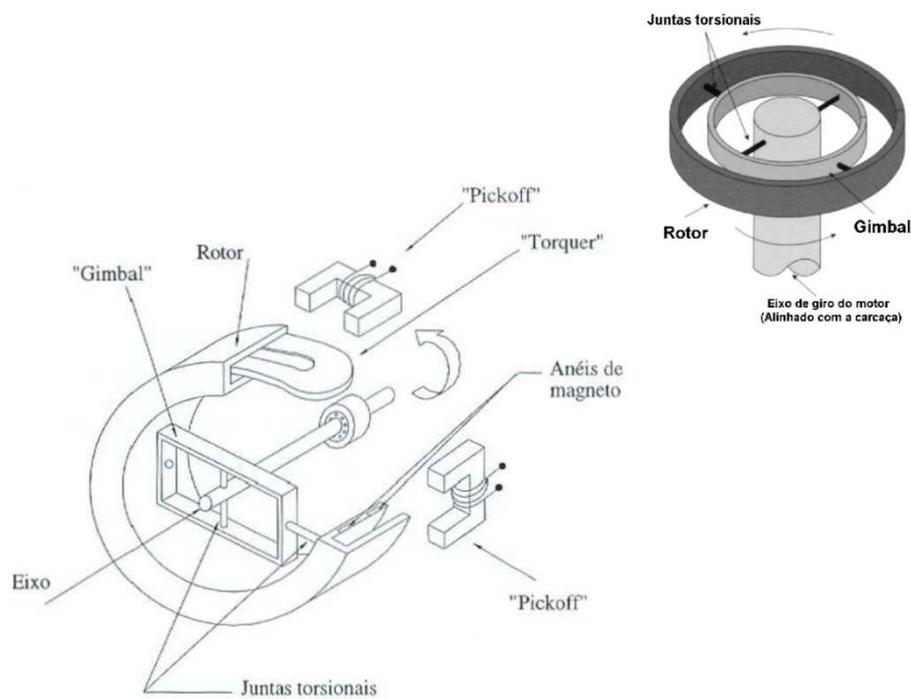


Figura 1.3 - Representações do rotor e do eixo do motor de um Giro DTG
 Fonte: Adaptada de Marins (1996) e Titterton (2004)

Os torques associados a esta dissipação de energia tendem a reduzir a amplitude de oscilação do gimbal e a alinhar o rotor em relação ao eixo do motor (fixo à carcaça). Contudo este torque torcional nos eixos do gimbal provoca uma precessão no rotor, cuja frequência é significativamente mais baixa que a frequência de rotação do rotor.

A presença desta baixa frequência sugere (CRAIG, 1972) que existe um sistema de retenção de torção efetiva entre o rotor e a referência inercial. Essa restrição torcional é equivalente a um coeficiente de mola negativo que é função das inércias do gimbal e da velocidade de rotação. Esta restrição torcional é conhecida como coeficiente de mola induzido dinamicamente, e, para contrapor esse efeito, utilizam-se juntas torcionais com coeficiente de mola positivo. O ajuste (*tune*) da rigidez da junta torcional do conjunto *gimbal* e da velocidade do rotor faz com que a suspensão do rotor fique com rigidez de mola próxima de zero a uma dada velocidade de rotor, conhecida como velocidade ajustada, o que deu origem ao nome DTG, giro dinamicamente sintonizável. O rotor se comporta agora como um “corpo livre” no espaço apoiado nas juntas torcionais, como se desacoplasse do *gimbal*.

Uma vez que o rotor agora se comporta como se estivesse livre no espaço, um sistema eletrônico obriga o rotor a seguir o movimento do veículo. Para que isso ocorra é necessário uma malha de controle da direção de rotação do rotor. Os deslocamentos do rotor são identificados pelos sensores *pick-offs* e, por meio da malha de controle, é aplicada uma corrente nas bobinas de torque de modo a corrigir e/ou cancelar tal deslocamento, alinhando o rotor ao veículo. Nesta malha de controle é possível medir a corrente aplicada nas bobinas dos torqueadores que é proporcional à velocidade angular imposta ao sensor. Em GARROTTI (2002) é realizada a simulação de um Girômetro Sintonizado Dinamicamente em ambiente de um CAD-Eletrônico, nesse trabalho foi dada ênfase para o desenvolvimento da eletrônica da malha de controle com a maior fidelidade possível, realizou-se também um estudo das equações de movimento e modelagens dos torqueadores e dos medidores de posição do sensor.

O giro DART, *dual-axis rate transducer*, tem como elemento inercial um líquido pesado, como mercúrio, dentro de uma cavidade esférica (TITTERTON, 2004). Esta cavidade é girada a alta velocidade em torno de um dos dois eixos sensíveis. No interior da cavidade que suporta a esfera há pás montadas rigidamente. Estas pás têm cristais piezoelétricos conectados a elas que são sensíveis ao torque gerado pelo líquido viscoso de acoplamento da estrutura com a esfera. Esse giro é sensível às variações angulares sobre os eixos ortogonais ao eixo de rotação. O deslocamento do fluido provoca uma deformação das pás e dos piezoelétricos gerando um sinal de corrente alternada que é proporcional à velocidade angular aplicada.

O funcionamento do giro RLG, *ring laser gyroscope*, baseia-se no princípio do efeito Sagnac ou, ainda, do interferômetro Sagnac. É um equipamento contendo espelhos para a reflexão de dois feixes de laser que percorrem um caminho fechado, um feixe no sentido horário e o outro no sentido anti-horário. Normalmente, três espelhos são utilizados para formar um percurso de luz de forma triangular. Os giros RLG são utilizados no avião Boeing 767. Os dois feixes viajam em sentidos opostos percorrendo o mesmo caminho e, caso não haja rotação, colidem com o detector ao mesmo tempo. Porém quando o sensor está girando em torno do eixo perpendicular ao plano que contém os feixes de laser, ocorrem alterações nos comprimentos do percurso óptico dos

dois feixes, surgindo assim uma diferença de fase entre os dois feixes de luz. Posteriormente é possível estabelecer uma relação entre a velocidade angular e a diferença de fase, fornecendo a variação angular. O efeito Sagnac é abordado mais adiante.

Como no RLG, o FOG, *fiber optic gyro*, também, baseia-se no princípio do efeito Sagnac, porém não há mais espelhos que refletem os feixes de luz em um caminho pré-estabelecido. Uma bobina de fibra óptica faz a função de “espelhos contínuos”, e os dois feixes de luz viajam em direções opostas, até colidirem com um detector, que identifica a fase entre os dois feixes. Essa diferença de fase entre os feixes resultará em leitura de rotação. Giros GFO serão abordados em outros capítulos.

Giros MEMS, utilizam a tecnologia de *Micro-Electro-Mechanical Systems*, que pode ser definida como elementos mecânicos e eletromecânicos miniaturizados, ou seja, dispositivos e estruturas miniaturizadas, de tamanho em torno de dezenas de nanômetros, com técnicas de fabricação derivadas da nanotecnologia e da microeletrônica. As estruturas desses dispositivos podem variar de estruturas relativamente simples, sem partes móveis, até estruturas bastante complexas, com várias partes móveis.

Um dos tipos de giros MEMS consiste em um diapasão que ressoa em certa amplitude. Quando o diapasão gira, a força de Coriolis provoca uma força perpendicular aos dentes do garfo. A força é, então, detectada como uma força de torção, que é proporcional à velocidade angular aplicada. Estes deslocamentos podem ser medidos por meio da capacitância entre duas placas: uma no diapasão e outra na pastilha de silício. Outros elementos micro sensores ou mecanismos do tipo eletrostáticos, eletromagnéticos ou piezoelétricos podem ser utilizados para detectar essa força.

1.3.1. Erros típicos de giroscópios

Todos os sensores giroscópios são suscetíveis a erros de diversas naturezas que limitam seu funcionamento e sua precisão. No caso de giros mecânicos com massas girantes,

torques indesejáveis causados por limitações de projeto e tipo de tecnologia empregada podem gerar uma precessão no rotor e diminuir a acurácia do sensor.

Normalmente os erros que afetam a medida do sensor quando este está em movimento recebem o nome de deriva, também chamada de “*drift*”, e os erros detectados com o sensor em inatividade, parado, atribui-se a denominação de vieses, conhecido também como “*bias*”. Nota-se que, dependendo da precisão do giroscópio, este pode detectar a velocidade de rotação da Terra, e, portanto o termo “parado” significa que é necessário compensar a velocidade angular da Terra. Os sensores geralmente apresentam tanto *drift* quanto *bias* simultaneamente.

Para um giro de velocidade angular (*rate gyro*) *Drift* é denominado, segundo IEEE-Standard 528-2001, como a componente da saída do giro que é funcionalmente independente de entrada de rotação e é expressa como uma taxa angular. *Bias* é a média ao longo de um período especificado de saída do giroscópio medida em condições de operação especificadas, não tem necessariamente correlação com a aceleração ou rotação de entrada e é geralmente expressa em graus por hora ($^{\circ}/h$) ou, para um sensor menos preciso, em graus por segundos ($^{\circ}/s$).

Um outro tipo de erro é no fator de escala. O fator de escala é a relação entre o sinal de saída e o sinal de entrada. Normalmente, os sensores fornecem um sinal de saída diretamente proporcional à entrada. Neste caso, o fator de escala é um número único, definido como a inclinação da reta que melhor se ajusta a uma relação linear entre os dados de entrada e saída. Os erros no fator de escala são relativos à alterações no sinal de saída relativamente a alterações na taxa de entrada a ser medida. Esse erro é normalmente tratado como linear, porém apresenta certo grau de não linearidade ou, então, é linear por partes. O erro de fator de escala é normalmente expresso em partes por milhão (ppm), ou em porcentagem, em caso de sensores menos precisos.

Outro fator que compromete as medições são os desalinhamentos. Os desalinhamentos podem ser tanto dos próprios sensores com relação ao seu referencial durante a montagem quanto na fixação desses em outras plataformas ou IMUs, ou seja, os desalinhamentos entre eixos sensores. Como o alinhamento nunca é perfeito é

necessário considerar o erro de alinhamento como uma constante, para poder tratá-lo posteriormente.

Outro fenômeno para ser analisado e corrigido em giroscópios é o efeito de passeio aleatório, o *random walk*, equivalente a um movimento browniano. Quando se obtém a medida de velocidade angular do giro, um ruído branco intrínseco à essa medida é identificado. Ao integrar-se a velocidade angular para a obtenção da posição angular integra-se junto esse ruído branco. E a integral desse ruído branco é o *random walk*, que é em geral medido em graus por raiz de hora.

Embora possam ser estimadas, as derivas de um giro mudam com o tempo, exigindo constantes aferições do instrumento. Este efeito pode comprometer a ação do controle de atitude de satélites, pois um erro na velocidade angular pode acarretar um erro de posicionamento veículo.

1.3.2. Calibrações de giros GFO

A calibração de giros GFOs consiste em estimar coeficientes que retratam os erros da unidade sensora, de modo a compensá-los. Inicialmente, desenvolve-se o modelo de erros, e, em seguida, aplicam-se técnicas de estimação de parâmetros, ou similares, para estimar os coeficientes do modelo. Para tanto, usualmente utilizam-se mesas servo-controladas de 1, 2 ou 3 eixos, de alta precisão, que são utilizadas como referência para a atitude.

Teste de giros isolados (“*single-axis*”) tipo Laser ou Fibra ótica estão devidamente padronizados em normas como IEEE Std 952-1997 (IEEE, 1998). Porém, ao se integrarem as unidades numa estrutura mecânica, chamada de IMU, podem ocorrer vários problemas que concorrem para degradar o desempenho da unidade. Desalinhamentos estruturais ou de montagem, transientes térmicos, gradientes de temperatura, acoplamentos físicos ou elétricos, eletrônica e conversores análogo-digitais, contribuem individualmente para que o desempenho da IMU seja um pouco diferente dos giros individuais. A calibração da IMU em laboratório deverá compensar

esses erros na forma de fatores de escala, matrizes de desalinhamento e acoplamento, e vieses de diversas naturezas.

Numa IMU redundante (4 giros ou mais) busca-se obter robustez em termos de FDI (“*Failure Detection and Isolation*” ou Detecção e Isolação de Falhas), com um mínimo de processamento adicional inteligente para que, no caso de falha simples (um giro em falha) o funcionamento da IMU não seja comprometido. Várias configurações geométricas redundantes têm sido propostas (CHO; PARK, 2004, 2005) com diversos critérios para métricas de desempenho (PEJSA, 1974; SHIM; YANG, 2010; FU et al., 2012).

Um IMU formada por 4 giros GFO (redundância mínima) em geometria tetraédrica permite reduzir o custo da unidade e aumentar a precisão e confiabilidade (OLIVEIRA et al., 2010, 2011, 2012, KUGA et al., 2012; GUEDES et al., 2012). CHO e PARK, 2004, 2005 sugerem o uso de giros MEMS de baixo custo com redundância maior (por exemplo, 6 giros) e com geometria adequada, como contraponto ao GFO em termos de custo menor, baixa precisão individual, mas com maior redundância.

A calibração de giros é geralmente efetuada em mesas de rotação controladas ou mesas servo-controladas, que possuem 1, 2 ou 3 eixos de rotação, com capacidade de comando de posição angular e controle de velocidade para gerar com precisão a referência necessária ao processo de calibração. Essas mesas são largamente utilizadas na calibração de giros e IMU. A mesa normalmente é instalada de modo a isolar as vibrações externas ao seu ambiente e, para isso, é necessário sempre que possível fixá-la sobre um bloco sísmico, garantindo assim a isolação adequada.

Objetiva-se então, neste trabalho, a calibração e caracterização de giros GFO com redundância mínima (4 giros) em geometria tetraédrica, a fim de analisar o desempenho dessa unidade em testes de determinação de atitude.

2. MOTIVAÇÃO E REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

A motivação desse trabalho é, entre outras, desenvolver pesquisas correlacionadas aos desenvolvimentos tecnológicos gerados pelo país. Um desses desenvolvimentos é objetivo do Projeto SIA – Sistemas Inerciais para Aplicação Aeroespacial, que foi idealizado com intuito de desenvolver e fabricar equipamentos de um sistema de navegação inercial, uma vez que o Brasil não detém essa tecnologia, e que podem ser utilizados na estabilização de satélites em órbita ou na orientação da trajetória de um foguete no espaço. O Projeto SIA objetiva desenvolver e integrar protótipos de sistemas de navegação inercial para aplicação aeroespacial com participação da indústria nacional. O principal produto do projeto SIA é o domínio das tecnologias para a produção de sistemas inerciais empregando giros a fibra ótica. No SIA a ênfase é dada ao desenvolvimento de Giros de Fibra Ótica (GFO) devido às características que possuem, como dimensões reduzidas, precisões adequadas para aplicação aeroespacial, e acessibilidade em termos de custo e desenvolvimento (LISBOA, 2007; KVH, 2011).

No caso de satélites artificiais, os giros são sensores inerciais importantes, pois permitem estimar a atitude com precisão adequada a partir da integração das equações da cinemática, em conjunto com sensores destinados a determinar a atitude.

Sem os devidos cuidados com as leituras obtidas dos sensores inerciais para indicar a atitude, o controle de atitude fica suscetível a erros de medida dos giroscópios. Portanto uma calibração em solo garante que os dados dos sensores estarão dentro de uma faixa aceitável pelo sistema de controle projetado.

A calibração consiste em estimar coeficientes que retratam os erros da unidade sensora, de modo a compensá-los. Inicialmente, desenvolve-se o modelo de erros, e, em seguida, aplicam-se técnicas de estimação de parâmetros, ou similares, para estimar os coeficientes do modelo (ZHAO et al., 2010; CHUNG et al 2001; VOLYNSKII et al 2011, DOS SANTOS et al 2010). Para tanto, usualmente utilizam-se mesas servo-controladas de 1, 2 ou 3 eixos, de alta precisão, que são utilizadas como referência para a atitude (ZHAO et al., 2010; OLIVEIRA et al., 2010, 2011; LEE et al., 2011).

Teste de giros isolados (“single-axis”) tipo Laser ou Fibra Óptica estão devidamente padronizados em normas como IEEE Std 952-1997 (IEEE, 1998). Porém, ao se integrarem as unidades numa estrutura mecânica, comumente chamada de Unidade de Medida Inercial (UMI), podem ocorrer vários problemas que concorrem para piorar o desempenho da unidade. Desalinhamentos estruturais ou de montagem, transientes térmicos, gradientes de temperatura, acoplamentos, eletrônica e conversores analógico-digitais contribuem individualmente para que o desempenho da UMI seja bastante diferente do previsto. A calibração da UMI em laboratório deverá compensar esses erros na forma de fatores de escala, matrizes de desalinhamento e acoplamento, e vieses de diversas naturezas.

Numa UMI redundante (4 giros ou mais) busca-se obter robustez em termos de FDI (“*Failure Detection and Isolation*” ou Detecção e Isolação de Falhas), com um mínimo de processamento adicional inteligente, para que, no caso de falha simples (um giro em falha) o funcionamento da UMI não seja comprometido. Várias configurações geométricas redundantes têm sido propostas (CHO e PARK, 2004, 2005) com diversos critérios para métricas de desempenho (PEJSA, 1974; SHIM e YANG, 2010; Fu et al., 2012).

Este trabalho propõe a calibração de giros GFO com redundância mínima (4 giros) em geometria tetraédrica, por razões de custo, precisão, e confiabilidade (OLIVEIRA et al., 2010, 2011, 2012, KUGA et al., 2012; GUEDES et al., 2012). Esta técnica pode ser aplicada para calibrar giros MEMS de baixo custo com redundância maior (e.g. 6 giros) e geometria adequada (CHO e PARK, 2004, 2005) como contraponto ao GFO em termos de custo menor, baixa precisão individual, mas com maior redundância.

3. REVISÃO TEÓRICA

Neste capítulo será descrita uma visão geral dos conceitos teóricos empregados nesta dissertação.

3.1. Momento angular

De acordo com a segunda lei de Newton, o momento angular de um corpo permanecerá inalterado a menos que seja perturbado por um torque e a taxa de variação do momento angular seja igual ao torque aplicado:

$$\mathbf{T} = d\mathbf{H} / dt \quad (3.1)$$

onde o momento angular \mathbf{H} de um corpo em rotação é o produto do seu tensor de inércia I pela sua velocidade angular ω , referentes ao mesmo sistema de coordenadas, ou seja $\mathbf{H} = I\omega$. Caso o torque atue sobre o eixo de rotação, o seu efeito é o de aumentar a velocidade angular:

$$\mathbf{T} = I d\omega / dt = I\alpha \quad (3.2)$$

onde I é a inércia sobre o eixo de giro e α é aceleração angular.

Porém, se o torque for ortogonal ao eixo de rotação de um objeto, ele alterará a direção do momento angular. No exemplo da Figura 3.1 b, o momento angular \mathbf{H} se encontra alinhado ao eixo de rotação, e o torque \mathbf{T} atua com um movimento tentando virar o volante na direção contrária aos ponteiros de um relógio. Uma mínima mudança no momento angular dH tem a mesma direção do torque e tal que:

$$\frac{|d\mathbf{H}|}{|\mathbf{H}|} = \tan d\theta \approx d\theta \quad (3.3)$$

considerando-se que $d\theta$ seja pequeno.

Substituindo esta última relação na Equação 1.1 obtém-se a relação:

$$T = dH/dt = H d\theta/dt = H\Omega \quad (3.4)$$

onde Ω representa a taxa de precessão, que é a velocidade angular da roda ao redor de um eixo perpendicular ao plano de rotação e perpendicular ao torque.

Na Figura 3.1 mostra-se um rotor (à esquerda) com uma suspensão cardã e a representação das forças atuantes no rotor (à direita) quando submetidas a um torque, perpendicular ao momento angular.

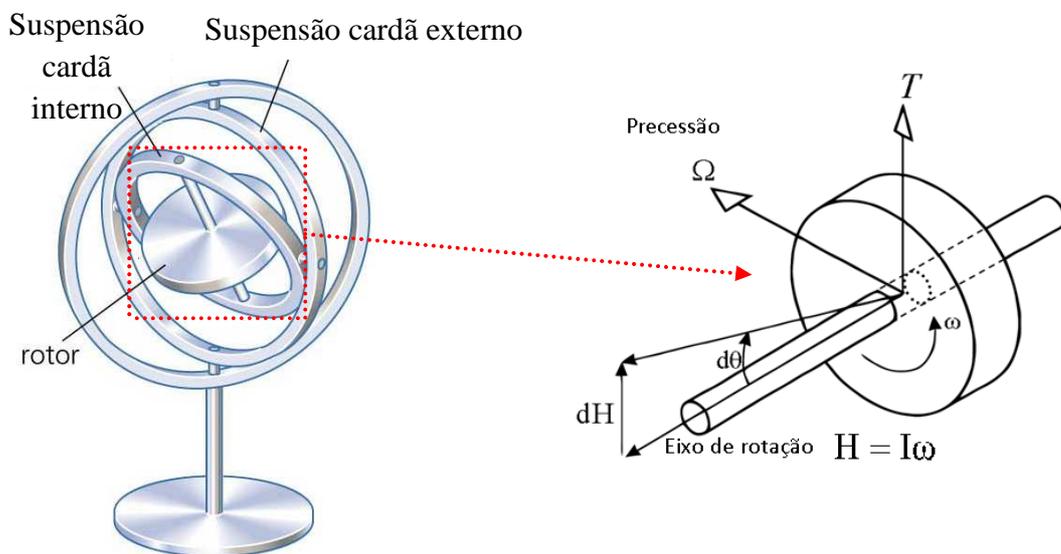


Figura 3.1 - (a) Giroscópio mecânico (b) Representação das forças atuantes no giro.

3.2. Princípio de funcionamento do Giroscópio à Fibra Óptica

Nesta sessão é apresentado o princípio de funcionamento do giroscópio a fibra óptica, uma breve historia sobre o experimento que estudou esse efeito expondo suas principais características com base no interferômetro de *Sagnac*, as expressões matemáticas que descrevem seu comportamento, bem como a configuração mínima para o desenvolvimento de um giroscópio à fibra óptica.

3.2.1. O experimento de Sagnac

O *efeito Sagnac* foi o nome dado após o físico francês Georges M. Sagnac publicar a descoberta deste efeito no *Rendus de l'Académie des Sciences*, no final de 1913, em duas sessões distintas abordando o mesmo tema, seguido por um artigo mais detalhado no *Journal de Physique* em 1914. A Figura 3.2 apresenta a representação do interferômetro de *Sagnac* publicada em 1913.

A configuração original de Sagnac era composta de uma fonte colimada (O) e de uma placa de divisão de feixe (J) para separar o feixe de entrada em duas frentes que se propagam em sentidos opostos ao longo de uma trajetória fechada e definida por espelhos (LEFÈVRE 1993).

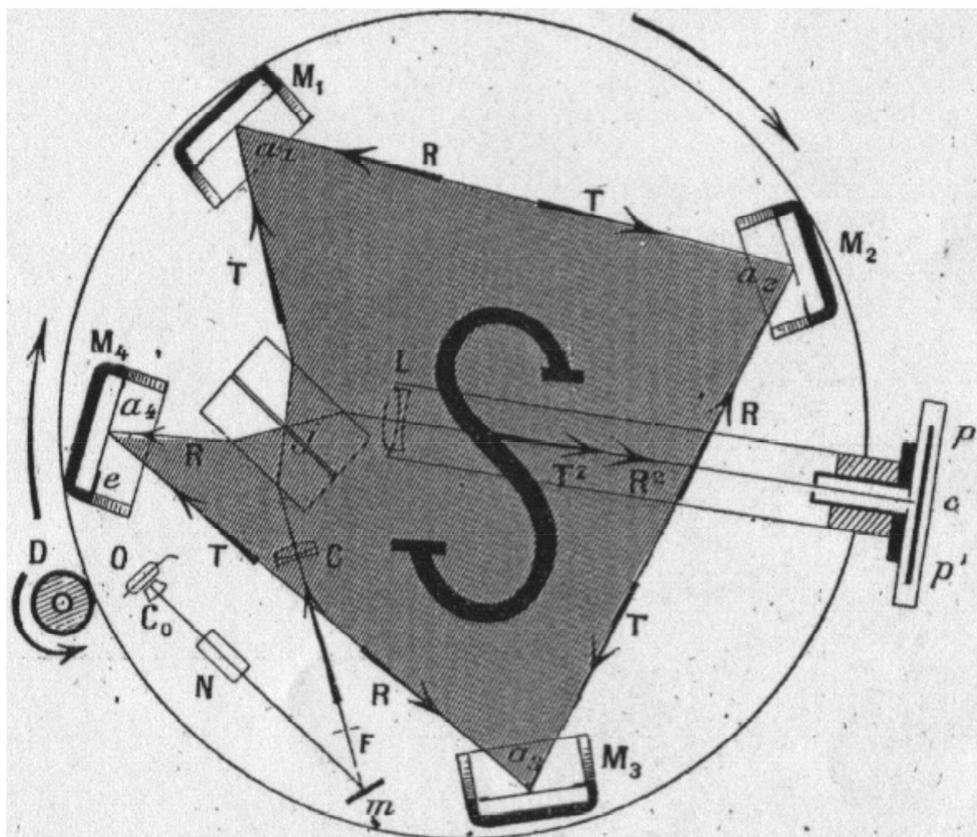


Figura 3.2 - Experimento do Interferômetro de Sagnac

Fonte: Sagnac (1913)

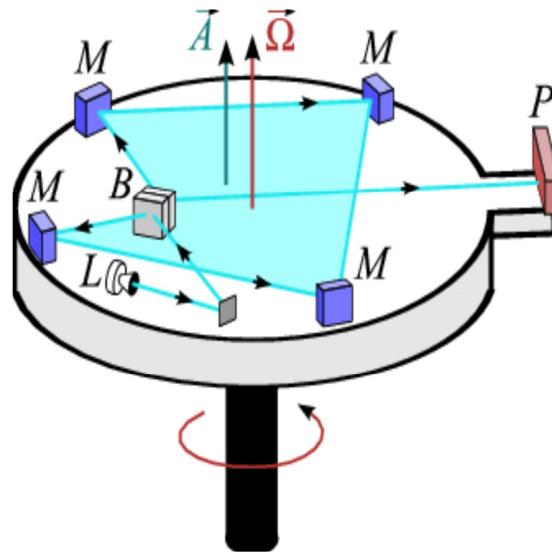


Figura 3.3 - Mesa com interferômetro de Sagnac
 Fonte: KAJARI et al (2009)

A fonte **O** fornece o feixe de luz que é dividido por **J** nos feixes **T** e **R**. O feixe **T** circula o caminho fechado no sentido horário, devidos aos quatro espelhos **M1**, **M2**, **M3**, **M4**, e **R** circula o mesmo caminho no sentido anti-horário.

Os feixes **T** e **R**, após delimitar a área **S**, se sobrepõem em **J** e após entrarem no telescópio **L** são representados por **T2** e **R2** de modo que as "bordas" de interferência desses feixes sejam observadas na superfície do detector **PP'**, que contém uma chapa fotográfica capaz de registrar a defasagem dos feixes de luz. A Figura 3.3 ilustra o experimento de Sagnac com a mesa e o conjunto do interferômetro. Após a mesa com os equipamentos (todo o conjunto sendo considerado como interferômetro) adquirir uma rotação uniforme, realizaram-se fotografias do padrão de interferência e observou-se a mudança de fase que Sagnac esperava (LALLI, 2008). De acordo com Sagnac essa mudança de fase foi uma prova da existência do "éter luminoso" (considerada um equívoco na física moderna, porém ainda muito discutida) e seria uma refutação para as teorias relativistas da época. O observador no referencial do interferômetro em rotação observa a mudança de fase que implica em uma diferença entre as velocidades dos dois

feixes, **T** e **R**. Na opinião de Georges Sagnac este era incompatível com o princípio de Einstein da constância da velocidade da luz.

3.2.2. O efeito Sagnac

Tanto o *Ring Laser Gyro* como *Fiber Optic Gyro* são sensíveis á diferença no tempo de propagação entre feixes de luz viajando em direções opostas sobre um caminho óptico fechado. Uma rotação induzida produz uma diferença de fase entre os feixes de luz que se propagam em direções opostas; esta diferença é conhecida como o efeito de *Sagnac* e constitui o princípio de funcionamento básico de todos os giroscópios ópticos.

O giroscópio à fibra óptica é baseado no efeito Sagnac, também conhecido como interferômetro de Sagnac. Assim, I-FOG (*Interferometer Fiber Optic Gyroscope*) se torna a sigla mais apropriada para esse tipo de giroscópio. Este efeito produz uma diferença de fase $\Delta\phi_s$ proporcional à taxa de rotação Ω em um anel interferométrico (SAGNAC,1913). Este efeito pode ser explicado ao se considerar um caminho poligonal regular $M_0M_1\dots M_{N-1}M_0$, como observado na Figura 3.4. Considera-se aqui o termo *co-propagante* para o feixe que tem o mesmo sentido da rotação e o termo *contra-propagante* para o feixe de luz que tem o sentido oposto ao da rotação. A

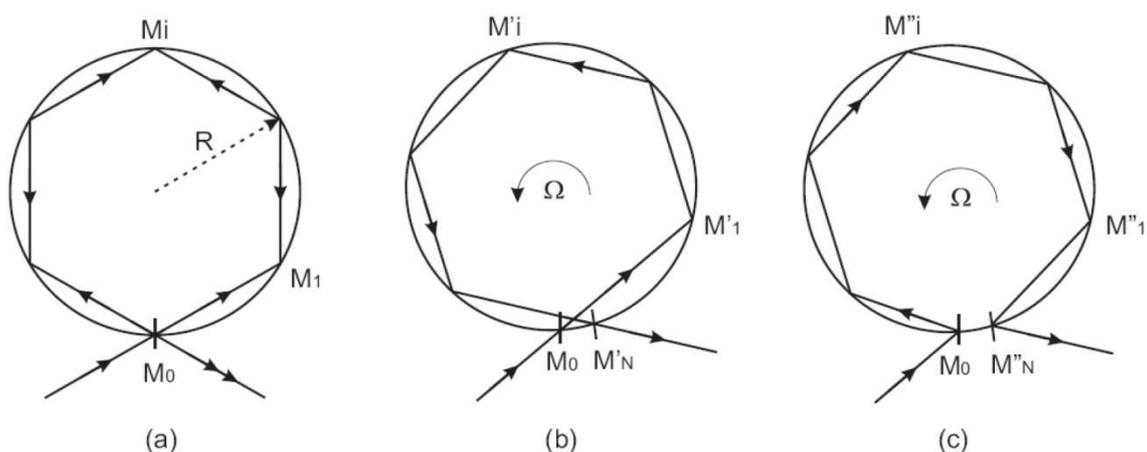


Figura 3.4 - Mudanças do caminho dentro do anel interferométrico em um polígono regular
 (a) Em repouso (b) co-propagante (c) contra-propagante
 Fonte: Adaptada de Lefèvre (1993)

dedução matemática exposta a seguir é apresentada em LEFÈVRE (1993).

Em repouso, ambos os caminhos são iguais, porém, fora do repouso, em rotação em torno do centro do polígono, o caminho no sentido da rotação (Figura 3.4 b) é "incrementado" para $M_0M'_1\dots M'_{N-1}M'_N$ e o caminho no sentido contrário ao da rotação (Figura 3.3 c) é "decrementado" para $M_0M''_1\dots M''_{N-1}M''_N$.

Para um observador em repouso no centro inercial do polígono, observa-se que os pontos M_i e M''_i movem-se no círculo de raio R , e a luz se propaga pelos lados do polígono $M'_iM'_{i+1}$ ou $M''_iM''_{i+1}$. Para uma análise matemática, o primeiro lado do caminho do polígono a favor da rotação se torna $M_0M'_1$, observado na Figura 3.5. Utilizando 2θ para representar o ângulo M_0OM_1 , $\delta\theta$ para o ângulo $M_1OM'_1$, L_M para o comprimento M_0M_1 e δL_M para o aumento do comprimento do caminho $M_0M'_1 - M_0M_1$, tem-se:

$$\begin{aligned} \delta L_M &= M_1M'_1 \cos\theta \\ M_1M'_1 &= R\delta\theta \end{aligned} \tag{3.5}$$

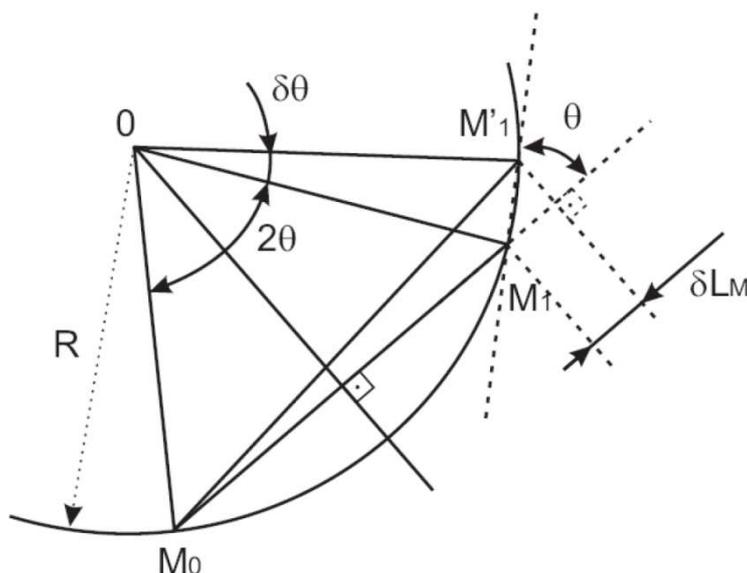


Figura 3.5 - Análise geométrica do efeito Sagnac ao longo de um dos lados do caminho poligonal.

Fonte: Adaptada de Lefèvre (1993)

O ângulo $\delta\theta$ é, a princípio, o ângulo de rotação durante a propagação entre M_0 e M_1 :

$$\delta\theta = \frac{L_M}{c} \cdot \Omega \quad (3.6)$$

e $L_M = 2R \sin \theta$, e a área do triângulo $M_0 \square M_1$ é $A_t = (R \sin \theta)(R \cos \theta)$ que resulta em:

$$\delta L_M = \frac{2A_t \Omega}{c} \quad (3.7)$$

O fenômeno é observado no referencial em repouso onde a luz sempre se propaga com velocidade c . Portanto, o aumento do caminho δL_M corresponde a um incremento de δt^+ do tempo de propagação. Assim, tem-se:

$$\delta t^+ = \frac{\delta L}{c} = \frac{2A_t \Omega}{c^2}, \quad (3.8)$$

mas como existe este mesmo incremento para ambos os lados do polígono, a variação oposta é $\delta t^- = -\delta t^+$ na direção anti-horária. A diferença Δt_v do tempo de propagação entre os dois caminhos opostos no vácuo é então dada por:

$$\Delta t_v = 2 \frac{2 \sum A_t \Omega}{c^2} = \frac{4A \Omega}{c^2} \quad (3.9)$$

onde $\sum A_t$ é a soma de todas as áreas trianguladas (toda área fechada A). Medida em um interferômetro, esta diferença de tempo resulta na diferença de fase $\Delta \phi_s$:

$$\Delta \phi_s = \omega \cdot \Delta t_v = \frac{4\omega A}{c^2} \Omega \quad (3.10)$$

onde ω é a frequência angular do sinal luminoso.

Pode ser mostrado que este resultado pode ser generalizado e estendido para qualquer eixo de rotação e para qualquer caminho fechado, mesmo se eles não estiverem contidos num plano, usando o produto escalar $\mathbf{A} \cdot \boldsymbol{\Omega}$ (LEFÈVRE 1993).

$$\Delta \phi_s = \frac{4\omega}{c^2} \mathbf{A} \cdot \boldsymbol{\Omega}, \quad (3.11)$$

onde $\boldsymbol{\Omega}$ é o vetor rotação e \mathbf{A} é o vetor área equivalente do caminho fechado definido em termos da integral de linha:

$$\mathbf{A} = \frac{1}{2} \oint \mathbf{r} \times d\mathbf{r}, \quad (3.12)$$

onde \mathbf{r} é o vetor de coordenada radial.

O efeito Sagnac é proporcional ao fluxo do vetor $\boldsymbol{\Omega}$ através de uma área fechada. Como a diferença de fase $\Delta\phi_s$ é proporcional à área delimitada pelo caminho percorrido pelo feixe de luz, então quanto maior esta área, maior será a sensibilidade do interferômetro. Da mesma forma que o campo magnético gerado por uma bobina pode ser aumentado por meio de um aumento no número de espiras (o que aumenta a área delimitada pela corrente elétrica), também a sensibilidade do interferômetro pode se beneficiar do aumento do número de circuitos ópticos. O advento da fibra óptica permite construir bobinas de interferômetros com mais de 5000 voltas.

Dessa forma, considerando uma fibra de comprimento L enrolada n vezes numa bobina de área A e um diâmetro D , obtêm-se:

$$A_T = nA = \frac{n\pi D^2}{4}, \quad (3.13)$$

mas

$$n = \frac{L}{\pi D}, \quad (3.14)$$

e como

$$\omega = \frac{2\pi c}{\lambda}, \quad (3.15)$$

então substituindo-se as equações 3.13 a 3.15 na equação 3.11 tem-se:

$$\Delta\phi_s = \frac{2\pi LD}{\lambda c} \cdot \Omega, \quad (3.16)$$

onde λ é o comprimento de onda de radiação luminosa no vácuo. O fator de proporcionalidade entre a defasagem $\Delta\phi_s$ e Ω é também conhecido como o fator de escala (F_e) do giroscópio a fibra óptica, e é expresso por:

$$\Delta\phi_s = F_e \cdot \Omega \quad (3.17)$$

Contudo, a expressão 3.16 não é exata, mas para um projeto de aproximação inicial de comprimento e diâmetro da bobina sensora do GFO ela é válida. Essa aproximação se torna satisfatória devido à pequena variação de diâmetro e conseqüentemente de área da bobina, experimentada de uma camada para outra. Quanto maior se torna o diâmetro da bobina de fibra óptica, maiores variações no diâmetro ocorrem de uma camada para outra. Assim esta aproximação inicial se torna menos verdadeira à medida que o número de camadas (aumento no diâmetro da bobina) aumenta devido a propagação destas variações para as camadas mais externas da bobina (RABÊLO, 1998).

3.2.3. Configuração mínima de um GFO

Um giroscópio a fibra óptica requer uma configuração mínima para prover a medida de rotação com certa confiabilidade. A Figura 3.6 apresenta os principais componentes opto-eletrônicos para uma configuração mínima de um giroscópio baseado no princípio do interferômetro à fibra óptica.

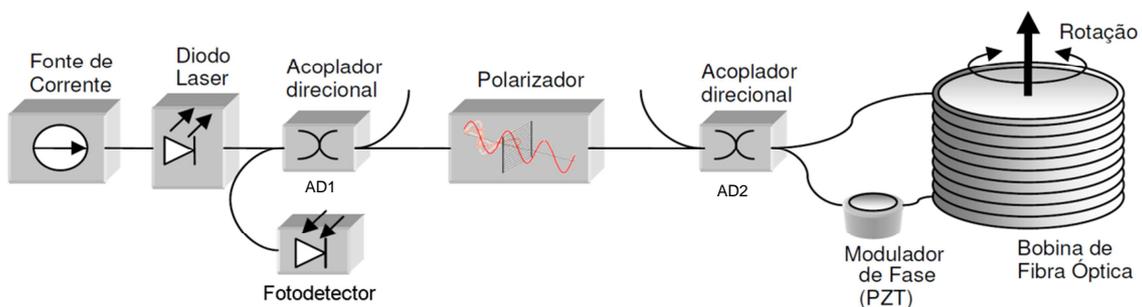


Figura 3.6. - Configuração mínima de um Giroscópio à Fibra Óptica.
Fonte: adaptada de Pontes (2009)

A fonte de corrente contínua fornece energia para um diodo laser, também conhecido como fonte luminosa. Em alguns casos um laser do tipo SLD (*Superluminescent Diode*) é utilizado para um melhor desempenho; sua saída é conectada a um acoplador direcional (AD1), cuja função é separar a onda óptica provida pelo laser (fonte luminosa) da onda que retorna da bobina de fibra, já defasada, com a informação de rotação.

Após deixar AD1 o sinal entra no polarizador, que tem a função de filtrar as ondas em determinado modo de polarização, permitindo que apenas esses modos se propaguem, reduzindo os possíveis erros na medida da rotação oriundos de acoplamentos entre modos propagantes. Para manter esse modo de polarização uniforme utiliza-se fibra óptica monomodo, pois o fenômeno da dispersão modal é praticamente eliminado em um núcleo da fibra monomodo que transmite apenas um modo de luz com comprimento de onda específico. Passando então para o segundo acoplador direcional (AD2), o feixe de luz é dividido em duas partes iguais que se propagam em sentidos opostos na bobina de fibra óptica, originando assim dois feixes idênticos e contrapropagantes que irão interferir entre si no detector.

Após se propagarem pela bobina de fibra óptica em caminhos idênticos e opostos, os sinais retornam ao AD2. Ao passar pelo polarizador, as ondas com a informação da defasagem retornam ao acoplador de entrada, AD1, que as encaminha para o fotodetector, ou interferômetro. Interferômetros são dispositivos que realizam a conversão de uma informação de diferença de fase em uma informação de intensidade óptica; essa última é facilmente interpretada por um fotodetector, que por sua vez converte a luz em corrente elétrica.

Uma eletrônica acoplada ao interferômetro efetua a conversão da defasagem em um valor de corrente elétrica proporcional à velocidade de rotação.

A corrente detectada na saída do fotodetector I_{df} , resultante da interferência dos feixes de mesma intensidade e com a diferença de fase $\Delta\phi$, é dada por (RABÊLO, 1998):

$$I_{df} = \frac{I_0}{2} [1 + \cos(\Delta\phi_s)] \quad (3.18)$$

onde I_0 é a média da intensidade luminosa proveniente da fonte luminosa (SLD).

Substituindo-se a expressão 3.17 nesta última, tem-se:

$$I_{df} = \frac{I_0}{2} [1 + \cos(F_e\Omega)] \quad (3.19)$$

A função $I_{df}(\Omega)$ é uma função par de Ω , e, portanto $I_{df}(\Omega) = I_{df}(-\Omega)$, fato que implica em uma indeterminação do sentido de rotação. Em outras palavras, observa-se no interferômetro a mesma intensidade de saída para velocidades de rotação iguais em módulo, mas com sentidos contrários. A Figura 3.7 apresenta esquematicamente o gráfico da corrente em função da velocidade de rotação.

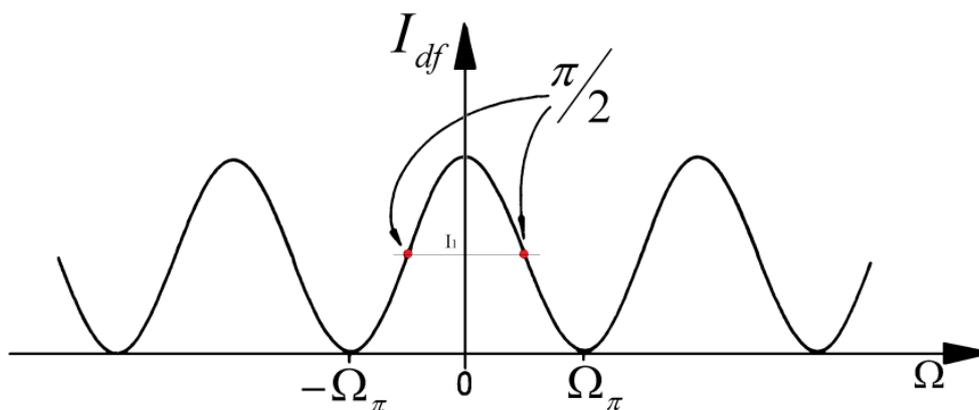


Figura 3.7 - Resposta da corrente de saída do fotodetector de um Giroscópio à Fibra Óptica em função da defasagem.

Fonte: Adaptada de Lawrence (1993)

Uma das formas para se contornar esse tipo de problema é a introdução de um modulador de fase na bobina sensora, defasando $\Delta\phi_R$ de $\pi/2$, com intuito de obter um sinal I_{df} proporcional a $\sin(\Delta\phi_R)$ tornando assim possível distinguir uma rotação

horária de uma anti-horária. Em ALMEIDA (1996) e FERREIRA et al (2010), a expressão da corrente no modulador é apresentada e portanto tem-se para o sinal I_{df} detectado pelo fotodetector como sendo:

$$I_{df} = \frac{I_0}{2} \{1 + \cos[\Delta\phi_s + \phi(t)]\} \quad (3.20)$$

onde

$$\phi(t) = \phi_m \cos(\omega_m t) \quad (3.21)$$

e

$$\phi_m = \varphi_m \sin(\omega_m \tau/2) \quad (3.22)$$

sendo ω_m a frequência de modulação, τ o atraso entre a modulação das ondas, φ_m a amplitude de modulação de fase aplicada pelo modulador e ϕ_m é a amplitude de modulação sofrida pelas duas ondas. Obtém-se, assim, a equação que representa o sinal de saída em corrente do fotodetector correspondente ao desvio de fase de Sagnac:

$$I_{df} = \frac{I_0}{2} \{1 + \cos[\Delta\phi_s + \varphi_m \sin(\omega_m \tau/2) \cos(\omega_m t)]\} \quad (3.23)$$

Devido à modulação de fase, o sinal de saída do giroscópio torna-se uma função ímpar de Ω , o que possibilita a determinação do sentido de rotação Ω .

4. ESTIMAÇÃO DE PARÂMETROS

Quando um conjunto de dados de interesse (cujos valores não se sabem exatamente), relacionados ao que se deseja estimar e que exprime as relações entre as variáveis do sistema, é obtido por meio de um experimento em laboratório, seus valores podem conter erros e valores, em certos casos, imprevisíveis, conhecidos como ruídos (SIMON, 2006).

Equipamentos e dispositivos de medição podem fornecer as medidas desses dados que são intrinsicamente relacionados a esse sistema. Deseja-se, então, utilizar esses dados e o conhecimento dos modelos aos quais serão relacionados bem como os ruídos (devido também às incertezas de medição) para gerar uma estimativa dos parâmetros do sistema (MAYBECK 1979).

Estimar parâmetros aplica-se a calcular algo que não varia e que são constantes ao longo do processo de estimação. A medida pode ser mensurada direta ou indiretamente ao que se deseja estimar. Desse modo, para estimar algo, necessita-se de um conjunto de medidas que estejam relacionadas a esse algo. Sempre que possível, deseja-se modelar como essas medidas se relacionam aos parâmetros a serem estimados (KUGA, 2005).

Um dos estimadores de parâmetros mais amplamente difundido pela comunidade científica é o algoritmo de mínimos quadrados (MQ). Esse estimador é uma técnica clássica muito utilizada especialmente em aplicações de ajuste de curvas, obtendo um polinômio de ordem n ou alguma forma funcional escolhida (MAYBECK, 1979), que "melhor" se encaixa no conjunto de dados observados ou amostrados experimentalmente. A denominação "melhor" neste caso é definida em termos de minimizar a soma dos quadrados das diferenças entre os dados das medidas reais e o parâmetro estimado, função ou curva desejada. Formalmente, o algoritmo de MQ trata de minimizar uma função custo (perda, índice de desempenho) do quadrado dos resíduos na forma:

$$\mathbf{L} = (\mathbf{y} - \mathbf{Hx})^t(\mathbf{y} - \mathbf{Hx}) \quad (4.1)$$

ou ainda na sua forma vetorial

$$\mathbf{L} = \|\mathbf{y} - \mathbf{H}\mathbf{x}\|^2 \quad (4.2)$$

onde \mathbf{y} representa o vetor contendo m medidas, \mathbf{x} representa o vetor de n parâmetros a serem estimados, e \mathbf{H} é uma matriz $m \times n$ que relaciona as medidas aos parâmetros. (KUGA, 2005)

Uma das formas mais direta de processar as medidas é o chamado processamento em lotes ("*batch*"). Lote é o termo utilizado para denominar um número finito de dados amostrados ou provenientes de um experimento, ou o conjunto de medidas de um evento a serem processados de uma só vez.

Para um número de medidas igual a 1, ou seja, $m=1$, a solução é indeterminada, pois por um único ponto passam infinitas retas. Para um número de medidas $m > 2$ formula-se então a forma clássica de mínimos quadrados, também chamada de equação normal:

$$\hat{\mathbf{x}} = (\mathbf{H}^T \mathbf{H})^{-1} \mathbf{H}^T \mathbf{y} \quad (4.3)$$

Essa formulação resolve o problema por meio da formulação em lotes, esse algoritmo processa as medidas todas de uma só vez (KUGA, 2005).

A matriz que assume os erros nas estimativas é chamada de matriz de covariância. A matriz de covariância $\mathbf{P} = (\mathbf{H}^T \mathbf{H})^{-1}$ compõe-se de variâncias e correlações:

$$\mathbf{P} = (\mathbf{H}^T \mathbf{H})^{-1} = \begin{bmatrix} \sigma_a^2 & \sigma_{ab} \\ \sigma_{ab} & \sigma_b^2 \end{bmatrix} \quad (4.4)$$

onde σ^2 é o quadrado do desvio-padrão (variância). A matriz de covariância deve ser sempre definida positiva, sendo assim inversível, não-singular, para que possa existir a solução de MQ.

5. VARIÂNCIA DE ALAN

O conceito de variância de Allan (*Allan Variance - AVAR*) foi introduzido inicialmente (ALLAN, 1966) para solucionar o problema da caracterização da estabilidade da frequência de osciladores. A variância de Allan (baseado na variância entre duas amostras consecutivas) é uma técnica de análise de sinais no domínio do tempo.

Na estatística clássica, a variância trabalha com dados estacionários, na qual os resultados devem ser independentes do tempo. Já em osciladores, devido às suas propriedades físicas, resulta em dados de saída não-estacionários, contendo componentes de ruído dependentes do tempo, o que afeta o valor do desvio de frequência. A média e a variância de dados estacionários tendem a convergir para valores específicos com o aumento do número de medições, porém para dados não-estacionários, sua média e a variância não convergem a um dado valor final. Assim, tem-se uma média móvel variando ao passo da inclusão de dados de novas medições, não havendo convergência para nenhum valor específico (KRONENBERG 2007).

Assim, para analisar a estabilidade de frequência no domínio do tempo, o método utilizado é a variância de Allan ou sua raiz quadrada, denominada de desvio de Allan (*Allan Deviation ADEV*).

Todavia, além dos osciladores, alguns sensores inerciais apresentam processos estocásticos, que são um comportamento inerente ao sistema e tidos como aleatórios, que torna impossível prever exatamente seu estado futuro, tendo sua média e a variância não convergente a um dado valor específico.

Com isso a partir de 1997 a variância de Allan passou a ser o guia padrão para especificação e método de ensaio para giroscópios de tecnologia GFO, tornando-se o padrão para a caracterização de desvios aleatórios para diversos dispositivos de medição (IEEE, 1997). O desvio de Allan passou a ser utilizado pelos fabricantes de equipamentos geradores de frequência e sensores inerciais como um modelo para caracterizar a estabilidade de frequência. .

5.1. Visão geral da formulação de variância de Allan

Seja uma sequencia estocástica qualquer na qual se assume que haja N pontos de dados consecutivos com um tempo de amostragem de t_0 . Cada grupo de dados é um conjunto, como mostrado na Figura. 5.1, e formam grupos de n pontos consecutivos (com $n < N/2$). A formulação mais detalhada é apresentada em IEEE,1997.

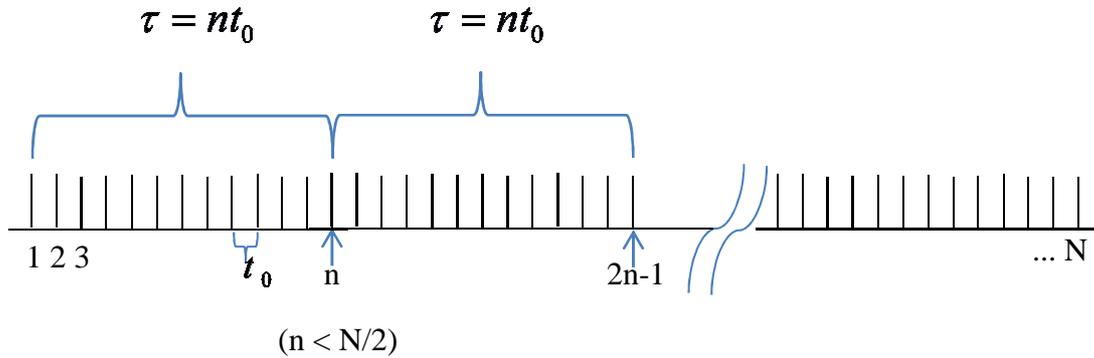


Figura 5.1 - Representação da estrutura de dados utilizados na variância de Allan.
Fonte: Adaptado de Hou (2004)

Associado a cada conjunto há um tempo τ , que é igual a nt_0 . Admitindo-se como exemplo um sensor inercial com taxa de saída instantânea e igual a $\Omega(t)$, a média do conjunto pode ser definida como (HOU, 2004):

$$\bar{\Omega}_i(\tau) = \frac{1}{\tau} \int_{t_i}^{t_i+\tau} \Omega(t) dt \quad (5.1)$$

onde $\bar{\Omega}_i(\tau)$ representa a média do conjunto dos dados de saída para cada conjunto iniciando do i -ésimo dado e contendo n dados. Assim a definição (HOU, 2004) da média do conjunto subsequente é dada por:

$$\bar{\Omega}_{prox}(\tau) = \frac{1}{\tau} \int_{t_{i+1}}^{t_{i+1}+\tau} \Omega(t) dt \quad (5.2)$$

onde $t_{i+1} = t_i + \tau$

De acordo com IEEE, 1997 a variância de Allan tem a forma:

$$\sigma^2(\tau) = \frac{1}{2} \left\langle \left[\bar{\Omega}_{prox}(\tau) - \bar{\Omega}_i(\tau) \right]^2 \right\rangle, \quad (5.3)$$

na qual os colchetes $\langle \rangle$ denotam a operação de média sobre o conjunto. Desta forma a Equação 5.3 pode ser reescrita como:

$$\sigma^2(\tau) = \frac{1}{2(N-2n)} \sum_{i=1}^{N-2n} \left[\bar{\Omega}_{prox}(\tau) - \bar{\Omega}_i(\tau) \right]^2. \quad (5.4)$$

Para qualquer número finito de dados (N), um número finito de grupos de tamanho fixo (τ) pode ser formado. De tal modo, a Equação 5.4 representa uma estimativa para $\sigma^2(\tau)$, cuja qualidade dessa estimativa depende do número de grupos independentes de comprimento fixo que podem ser formadas. A variância de Allan também pode ser definida tanto em termos da velocidade angular, $\Omega(t)$, quanto em termos de ângulo de saída (IEEE, 1997):

$$\theta(t') = \int_{t_0}^{t'} \Omega(t') dt' \quad (5.5)$$

Dessa forma, as Equações 5.1 e 5.2 podem, então, serem redefinidas por:

$$\bar{\Omega}_i(\tau) = \frac{\theta_{i+2n} - \theta_i}{\tau}, \quad (5.6)$$

e da mesma forma :

$$\bar{\Omega}_{prox}(\tau) = \frac{\theta_{i+2n} - \theta_{i+n}}{\tau}. \quad (5.7)$$

De acordo com a Equação 5.4 a variância de Allan é estimada da seguinte forma (IEEE, 1997):

$$\sigma^2(\tau) \cong \left[\frac{1}{2(N-2n)\tau^2} \sum_{i=1}^{N-2n} (\theta_{i+2n} - 2\theta_{i+n} + \theta_i)^2 \right] \quad (5.8)$$

Assim como ocorre com o desvio padrão com relação à variância clássica, o desvio Allan é definido como a raiz quadrada da variância Allan:

$$\sigma(\tau) = \sqrt{\sigma^2(\tau)} \quad (5.9)$$

A variância Allan está relacionada com a densidade espectral de potência, ou PSD (*Power Spectral Density*), de um processo aleatório para os termos de ruído do conjunto de dados original. Dessa forma, há uma relação entre a variância de Allan e a PSD, $S_{\Omega}(f)$, dada por (IEEE, 1997):

$$\sigma^2(\tau) = 4 \int_0^{\infty} S_{\Omega}(f) \frac{\sin^4(\pi f \tau)}{(\pi f \tau)^2} df, \quad (5.10)$$

onde $S_{\Omega}(f)$ é a densidade espectral de potência.

A Equação 5.10 será utilizada para calcular a variância de Allan a partir da densidade espectral de potência de um dado ruído.

A variância de Allan é proporcional à potência de ruído total da taxa de saída do sensor inercial, quando submetido a um filtro com a função de transferência da forma $\sin^4(x)/(x)^2$ (IEEE, 1997). Observa-se a partir da Equação 5.10 que a banda de passagem do filtro depende de τ . Isto sugere que os diferentes tipos de processos aleatórios podem ser analisados, ajustando-se o filtro de passagem de banda, isto é, através da variação de τ . Assim, a variância de Allan proporciona uma forma de

identificação e quantificação de vários termos de ruído existentes nos dados, e é normalmente grafada como a raiz quadrada da variância Allan por τ , ou seja, ADEV por τ em um gráfico log-log.

5.2. Representação gráfica da variância de Allan

No contexto de uma análise de dados provenientes de um GFO, a definição e os resultados do AVAR estão relacionados a cinco termos básicos de ruído e são expressos em uma notação apropriada para um número finito de dados de um giroscópio. Os termos de ruído básicos são: o ruído de quantização, o ruído branco (*white noise*), *angle random walk*, *rate random walk*, o *bias instability* e *rate ramp*. A seguir tem-se a descrição resumida de cada processo e/ou ruído citado:

- O ruído de quantização é um processo estocástico associado à conversão analógico-digital do sinal do sensor.
- O ruído branco é um componente de ruído em alta frequência, mas que pode ser minimizado com a utilização de filtros adequados. O ruído branco é provavelmente produzido por um fenômeno associado a ruídos eletrônicos e gerado nos circuitos de amplificação de sinal. Pode ser reduzido pela seleção dos componentes eletrônicos de baixo ruído, pela filtragem da saída (ALLAN, 1987).
- O ruído *random walk* é um componente do ruído associado aos efeitos físicos a que o sensor é submetido, tais como vibração e efeito da temperatura por exemplo. Pode ser visto como uma derivação do ruído exponencialmente correlacionado (IEEE, 1997) e pode ser obtido pela integração do ruído branco.

- O ruído *rate random walk* é um processo aleatório de origem incerta (IEEE, 1997). É, possivelmente, um caso limite de um ruído correlacionado de forma exponencial, com um tempo de correlação muito longo.
- Para o ruído *angle random walk* têm-se como a principal fonte a emissão espontânea de fótons. Este componente de ruído em GFO é causada por fótons emitidos de forma espontânea, que estão sempre presentes na saída da fonte luminosa (IEEE, 1997). Outros termos de ruído de alta frequência, que têm o tempo de correlação muito mais curto do que o tempo de amostragem, também podem contribuir para o ruído *angle random walk* de um giroscópio.
- O *bias instability* é um ruído oriundo da eletrônica ou outros componentes suscetíveis à oscilação aleatória. Devido à sua natureza de baixa frequência ele aparece como as flutuações do *Bias* nos dados. Em altas frequências esse ruído tende a ser camuflado por ruído branco.
- O ruído *rate ramp* pode indicar uma mudança muito lenta da amplitude do sensor, persistente durante um longo período de tempo.

Em IEEE (1997), também é apresentada a descrição do ruído exponencialmente correlacionado (Markov) que é um processo caracterizado por uma função exponencialmente decrescente, com tempo de correlação finito. É também descrito o ruído senoidal que possui a PSD caracterizada por uma ou mais frequências diferentes. Uma fonte de baixa frequência, por exemplo, o movimento lento da plataforma utilizada para a realização dos testes juntamente com mudanças ambientais periódicas.

Quaisquer tipos dos processos estocásticos vistos anteriormente podem estar presentes na análise de uma dada sequência de dados oriundas da aquisição de dados de sensores inerciais.

Um gráfico característico da variância de Allan é apresentado na Fig. 5.2. Notam-se diferentes tipos de ruídos em diferentes regiões de τ e, assim, é possível a identificação

dos diversos processos estocásticos que estão presentes na análise dos dados. Segundo IEEE (1997), a AVAR resultante de uma dada sequência de dados lida em um sensor pode ser assumida como a soma das diferentes variâncias de Allan dos processos presentes, desde que sejam independentes sobre as diferentes regiões de τ , ou seja, a soma de todos os ruídos listados acima.

A determinação do tipo de ruído é feita a partir da avaliação da inclinação da densidade espectral em uma particular faixa de frequências, ambas em escala logarítmica.

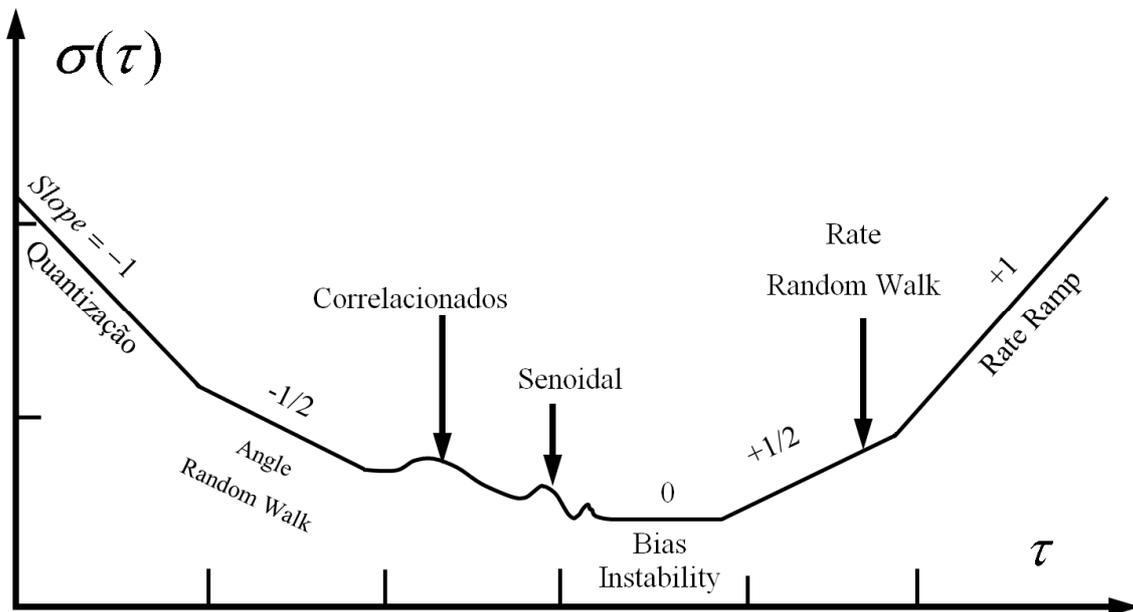


Figura 5.2 - Representação gráfica de resultados da análise de AVAR
 Fonte: Adaptado de IEEE (1997).

A densidade espectral na saída de diferentes tipos de equipamentos de medição (osciladores, sensores inerciais, etc.) é, em geral, uma combinação de diferentes processos de ruídos. Sendo assim, é possível que um giroscópio, por exemplo, apresente todos os tipos de ruídos, mas, na prática, apenas dois ou três são dominantes (ALLAN, 1987).

6. INFRAESTRUTURA PARA AQUISIÇÃO DE DADOS DA UNIDADE DE GFO

Nesse capítulo será abordado o procedimento de aquisição de dados da unidade girométrica composta de 4 GFOs (Giros de Fibra Ótica), bem como sua estrutura lógica e requisitos de *hardware*. Os giroscópios a serem utilizados para aplicação dos algoritmos de calibração deste trabalho, foram desenvolvidos pela OptSenSys (LISBOA, 2007) no contexto do projeto SIA (Sistemas Inerciais para Aplicações Aeroespaciais). Os 4 GFOs foram montados em uma estrutura tetraédrica, que fornecem redundância e robustez a tolerância a falhas individuais.

O procedimento de aquisição de dados foi desenvolvido no decorrer dos testes iniciais e certificação do uso dos equipamentos, validando-o para uso nos experimentos futuros e, conseqüentemente, neste trabalho (GUEDES, 2014). O procedimento descreve o processo de aquisição dos dados disponíveis em canais de comunicação (interfaces), carimbo de tempo (*time-tagging*), decodificação dos dados e a disponibilização dos dados para um processamento futuro.

Os giroscópios operam sob demanda por meio de um pulso elétrico de duração de 10 micro-segundos com tolerância de 20%, para cada um dos canais dos 4 giros. Os pulsos devem, portanto, ser controlados por algum dispositivo externo à eletrônica dos giros. As amostras de dados brutos disponibilizados pela eletrônica do equipamento seguem uma estrutura específica de 4 octetos, enviados imediatamente após o pulso estimulador, e contém as informações da velocidade angular medida por aquela unidade individual.

A eletrônica interna dos giros foi programada para operar com taxas de amostragem na ordem de 100 Hz (ou 10 *ms*) com tolerância de 20%. A restrição desta taxa de amostragem foi verificada e constatou-se a possibilidade de operações em taxas de amostragem maiores, e.g. 128 Hz, sem perda de sincronismo e com garantia de aquisição sem falhas nos dados.

O desenvolvimento, implementação e testes desse procedimento teve por objetivo utilizá-lo para a caracterização e calibração dos giros GFO na taxa amostral máxima,

por período de aquisição de longa duração, e em CPUs *mono-core* e *multi-core* (*dual core*, *quad core*). No Apêndice A é apresentado um problema encontrado no decorrer dos testes abordando CPUs *mono-core* e *multi-core* com relação ao carimbo de tempo, bem como a solução proposta e implementada.

O software foi desenvolvido em plataforma Linux e é exclusivo para a estrutura de giros da OptSenSys com respeito a características de tempo real e tempo não real.

6.1. Equipamentos e dispositivos de hardware para a realização de ensaios

A bancada de ensaio do GFO utilizará na caracterização os equipamentos, dispositivos, software e hardware descritos a seguir. Para a caracterização dos giros é necessária a utilização de uma mesa servo-controlada de 3 eixos (3 graus de liberdade) descrita mais adiante.

Serão necessários para a realização dos ensaios e/ou experimentos os seguintes equipamentos:

- Computador de aquisição (CA);
- Dispositivo gerador do pulso (DGP);
- Conversor RS-485 / USB (CV-485-USB);
- Giro GFO (GFO) – Descrição detalhada no Apêndice B;
- Cabeamento apropriado.

6.2 Software e descrição das aplicações

O software (SW) desenvolvido (GUEDES, 2014) é composto por 2 elementos e uma biblioteca de auxílio com rotinas de interface para aplicações em tempo real. Resumidamente seus elementos são:

- GiroGfo – é a aplicação que adquire, armazena e/ou envia as amostras dos GFOs. Foi escrita em linguagem C e lê os parâmetros definidos em arquivo de configuração, que deve ser informado em tempo de execução.
- RdGiroGfo – É a aplicação que lê o arquivo informado como primeiro argumento, gerado por GiroGFO, e apresenta os resultados formatados em arquivo texto, informando as medidas gravadas com seus respectivos rótulo de tempo.

A compilação, a criação dos executáveis e bibliotecas estática e dinâmica do software pode ser realizada separadamente ou usando o comando *make*. O arquivo Makefile acompanha o pacote de software.

O formato de saída dos dados é uma estrutura gravada ou transmitida que possui tamanho fixo, contendo carimbo tempo, dados brutos dos 4 giros e sinalizador de validade da medida, sendo possível realizar uma análise caso ocorra erros na aquisição.

As sinalizações são:

- 1, para a medida válida;
- 2, para dados insuficientes e
- 3, para dados indisponíveis,

com representação de bytes em *little-endian* (referência à ordem em que os bytes são armazenados na memória) para valores inteiros e pontos flutuantes.

O arquivo de configuração contém um conjunto de seções que representam os vários elementos envolvidos na aquisição. Cada seção inicia pelo seu nome e termina com END. O arquivo pode ter linhas em branco e comentários. As linhas comentário devem ter o caracter “#” na primeira coluna, como neste exemplo:

[# Comentários pertinentes às linhas de códigos](#)

Os nomes das seções e dos parâmetros devem iniciar na primeira coluna. O tamanho máximo de uma linha é limitado em 128 octetos. O último registro do arquivo deve ser

EOCNF, comando que indica fim do arquivo. A inexistência dessa última linha poderá gerar comportamento imprevisível.

6.3 Diagrama de montagem generalizado e suas conexões

O diagrama apresentado na Figura 6.1 tem como objetivo auxiliar a visualização que foi desenvolvida da conexão entre os elementos necessários para a aquisição de dados. O protótipo da unidade de GFOs da OptSenSys originalmente não possuía nenhuma interface válida para a aquisição satisfatória de dados, tendo apenas uma interface de visualização de um gráfico dinâmico com os dados de um giro por vez, além de baixa velocidade de aquisição (por volta de 1Hz). Assim, não era possível a realização da leitura simultânea dos quatro giroscópios, requisito básico para a caracterização do conjunto. A Figura 6.1 apresenta o conjunto de GFOs e os elementos necessários para o sistema de aquisição, bem como a disposição correta das ligações do conector tipo DB-09 fêmea.

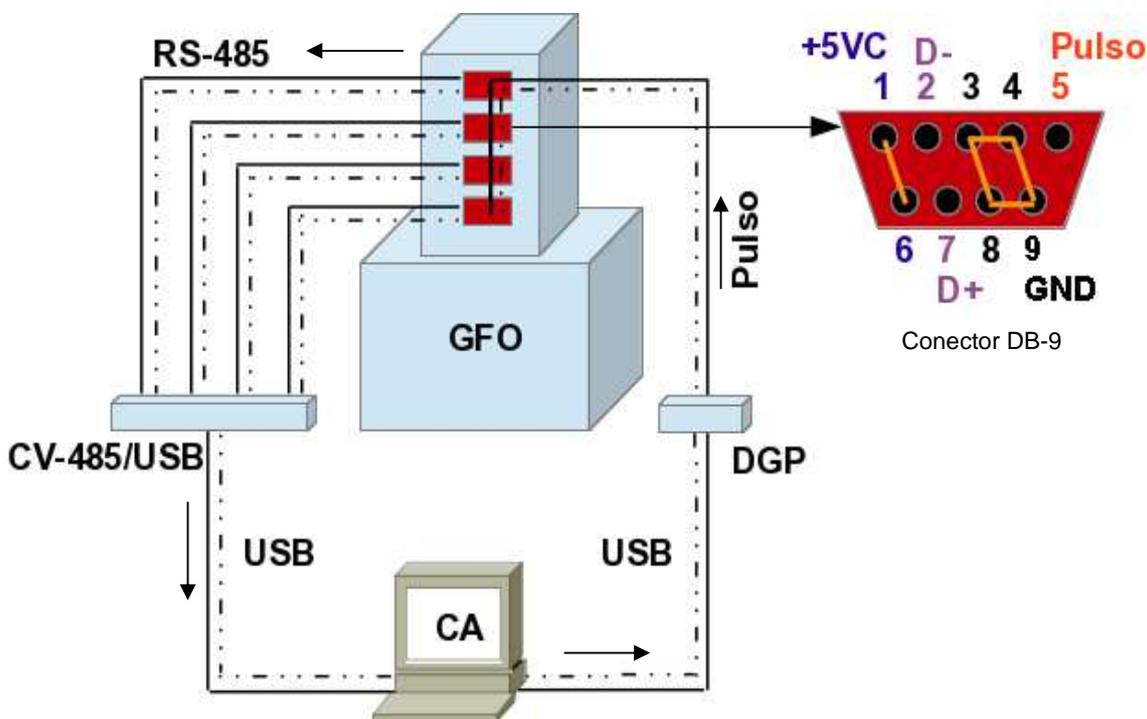


Figura 6.1 - Diagrama de montagem do conjunto para aquisição de dados.
Fonte: Adaptado de Guedes (2014).

Verifica-se, portanto, a necessidade de um gerador de pulso (DGP) para fins de sincronização. Por meio de cabeamento, o pulso é enviado simultaneamente às 4 unidades GFO de maneira sincronizada, de forma que a resposta dos 4 GFOs é também simultânea e, portanto, sincronizada. As saídas simultâneas dos 4 GFOs são então enviadas ao adaptador RS485 para USB conectado ao CA (computador PC de aquisição) que armazena e salva os dados, além de implementar a malha de aquisição

O Apêndice C apresenta os detalhes das conexões, os componentes utilizados, bem como o procedimento para operação da unidade.

7. CALIBRAÇÃO DA UMI-GFO

Neste capítulo serão descritos o modo como a calibração foi desenvolvida, como cada elemento foi disposto nos experimentos e suas configurações mínimas necessárias, quais equipamentos foram utilizados tanto para a calibração como para as simulações de trajetória de órbita, como foi arranjada a integração desses equipamentos bem como a metodologia utilizada e formulação matemática. Os resultados da calibração são analisados e complementados com análise dos ruídos por meio da técnica de *Allan Variance*.

7.1. Configuração experimental para UMI-GFO

Para fins de calibração de sensores giroscópicos, é necessária uma infraestrutura onde o equipamento central é uma mesa de rotação controlada de alta precisão (*3-axis turn table*). A mesa que abriga o equipamento a ser testado deve controlar seu posicionamento angular e a velocidade com precisão, de modo que os resultados do teste sejam realmente significativos.

Neste trabalho, utiliza-se uma mesa servo-controlada de 3 eixos, modelo Contraves 53M2/30H, com capacidade de comando de posição angular e controle de velocidade para gerar com precisão a referência necessária ao processo de calibração. A precisão de posicionamento angular nesta mesa é melhor que 2 arc sec, e a resolução de leitura de velocidade angular é da ordem de 0,0000001°/s ($< 1\mu^\circ/s$). A mesa é isolada contra vibração e fixada sobre um bloco sísmico no Laboratório de Simulações (LABSIM) da Divisão de Mecânica Espacial e Controle (DMC) do INPE.

A Tab.7.1 mostra as principais características da mesa, e as fotos da Fig.7.1 mostram o conjunto de giroscópios fixado no eixo interior da mesa. À esquerda, os giroscópios estão em sua posição normal e à direita os giroscópios estão invertidos, ou seja, com 180° de rotação no eixo intermediário.

Tabela 7.1 - Características da MESA 3 Eixos - CONTRAVES 53M-2/30H (Manual Acutronic)

Tipo	Eixo externo	Eixo intermediário	Eixo interno
Velocidade Máxima	500 °/s	750°/s	1000°/s
Inércia	Max 155 kg*m ²	Max 6,8 kg*m ²	Max 4 Kg*m ²
Torque de Pico	83 Kgfm	22 Kgfm	12 Kgfm
Torque de frenagem contínua	41 Kgfm	11 Kgfm	12 Kgfm
Aceleração de pico	4.8 rad/s ²	6.4 rad/s ²	15 rad/s ²
Precisão de Posição	0.2376 arc sec	0.8101 arc sec	0.6346 arc sec
Taxa de Resolução	0.000001 °/s	0.000001 °/s	0.000001 °/s



Figura 7.1 - Plataforma Contraves – Mesa de 3 eixos com compartimento interno a 0° (esquerda) e 180 ° (direita)

A mesa conta com anéis de deslizamento (“*slip-rings*”) nos 3 eixos para possibilitar a alimentação e comunicação com os equipamentos fixados à mesa. Por meio desses anéis, o conjunto de giros se comunica com um sistema de aquisição de medidas por meio de uma interface de comunicação RS-485, como apresentado na Fig. 7.2.

Com o objetivo de projetar um conjunto de giros com capacidade de detecção de falha, um mínimo de redundância é desejado, e, portanto, ao menos 4 giroscópios de fibra óptica são necessários. Assim sendo, no protótipo da OptSenSys os 4 giroscópios GFOs foram integrados em uma estrutura tetraédrica, como mostrado na Fig. 7.3, porém a disposição dos elementos sensores é o de um tetraedro irregular, tendo o eixo sensor a

54.7356° com o eixo vertical. Este tetraedro será doravante denominado de UMI (Unidade de Medidas Inerciais) que é a nomenclatura corrente adotada na literatura

A UMI (tetraedro) deve ser alimentada por uma fonte de 28 Volts estabilizada; a eletrônica desse conjunto utiliza um conversor análogo-digital (DAC) do tipo *Sigma-Delta 24bits ADC (Analog to Digital Converter)* com taxa de amostragem de 2KHz. Os sinais medidos dos giroscópios são disponibilizados por solicitação do computador de bordo, substituído neste experimento por um computador PC. Esses dados são enviados pela porta RS-485, em uma taxa de amostragem de 128 Hz caso solicitado. A Fig. 7.2 apresenta o ciclo de aquisição de dados com representação característica dos equipamentos utilizados.

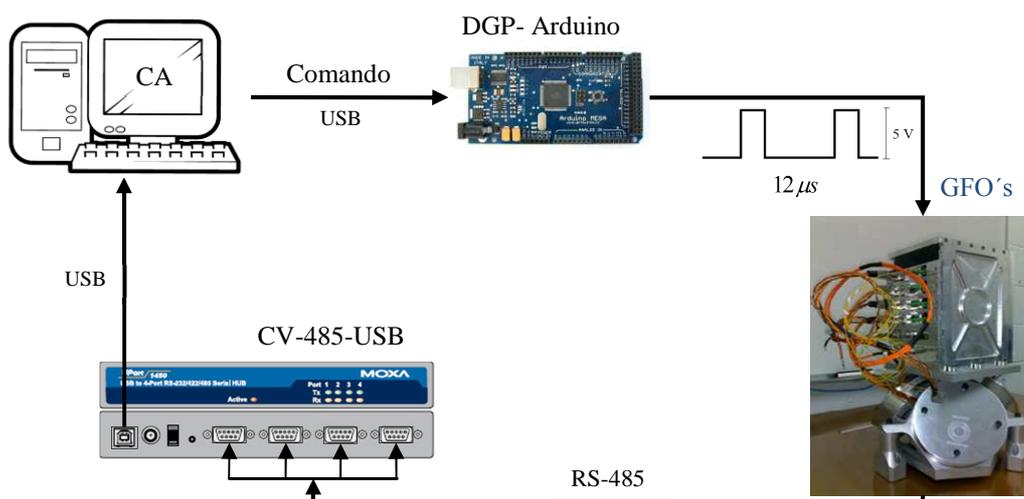


Figura 7.2 - Representação esquemática do processo de aquisição dos dados dos Giros

O driver de comunicação desenvolvido para aquisição dos dados para esse experimento valida e registra o tempo de cada leitura a uma taxa de até 128 Hz. O software desenvolvido permite que os dados sejam armazenados em formato ASCII contendo informação de etiquetas de tempo, as medições de velocidade angular realizadas pelo giroscópio, assim como possíveis falhas de comunicação, possibilitando futuras análises de erros.

A UMI (Apêndice B) é um modelo de laboratório (protótipo) e destina-se à caracterização da unidade tetraédrica GFOs. Esse protótipo em princípio não será utilizado para fins de experimentos em voo devido a suas características construtivas.

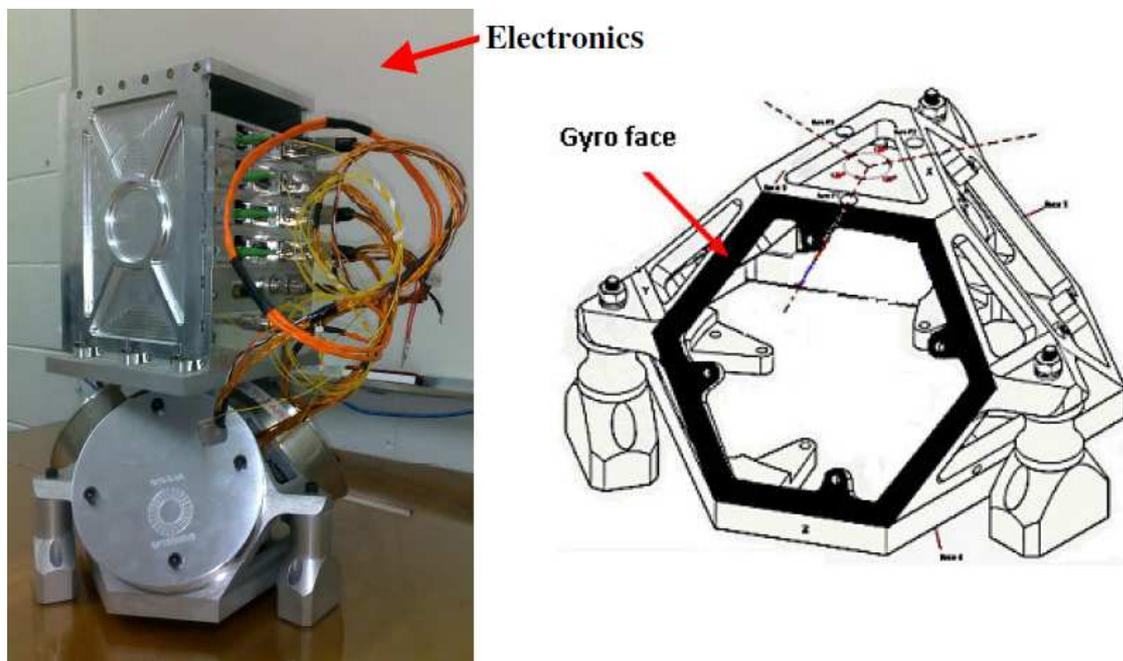


Figura 7.3 - Conjunto de giros com configuração tetraédrica

Neste trabalho, realiza-se o experimento com o objetivo de medir as principais características de desempenho da UMI, proporcionando um retorno de informações valioso para o desenvolvimento, construção e qualificação de futuros modelos de voo. A Tab. 7.2 mostra as especificações de fábrica de cada giro GFO da UMI cedida ao INPE para ensaios de calibração e caracterização.

Tabela 7.2 - Dados de calibração fornecidos pelo fabricante. (LISBOA, 2007)

Giro	Modelo	Fator de Escala [V/(°/s)]	Bias (V)
1	SD02	0.0798	0,0002
2	SD04	0.0625	-0,0006
3	SD03	0.0905	-0,0004
4	LME02	0.0518	-0,0006

Para se ter uma noção da importância da calibração, uma rápida visualização da Tab. 7.2 mostra que um viés (“bias”) de cerca de 0,0001V se traduz em algo entre 0,001°/s e 0,002°/s ou um pouco mais (vide fatores de escala), capaz de acumular um erro entre 6° e 12° em uma órbita típica LEO (“Low Earth Orbit”, órbita terrestre de baixa altitude) de 100 minutos. Um fator de escala preciso pode também reduzir os problemas de desalinhamento.

A geometria em tetraedro dos giroscópios é mostrada na Fig. 7.4. Os eixos dos giroscópios g_1, g_2, g_3 apresentam um ângulo de separação com relação g_4 de 54,7356° ($\arccos\sqrt{3}/3$).

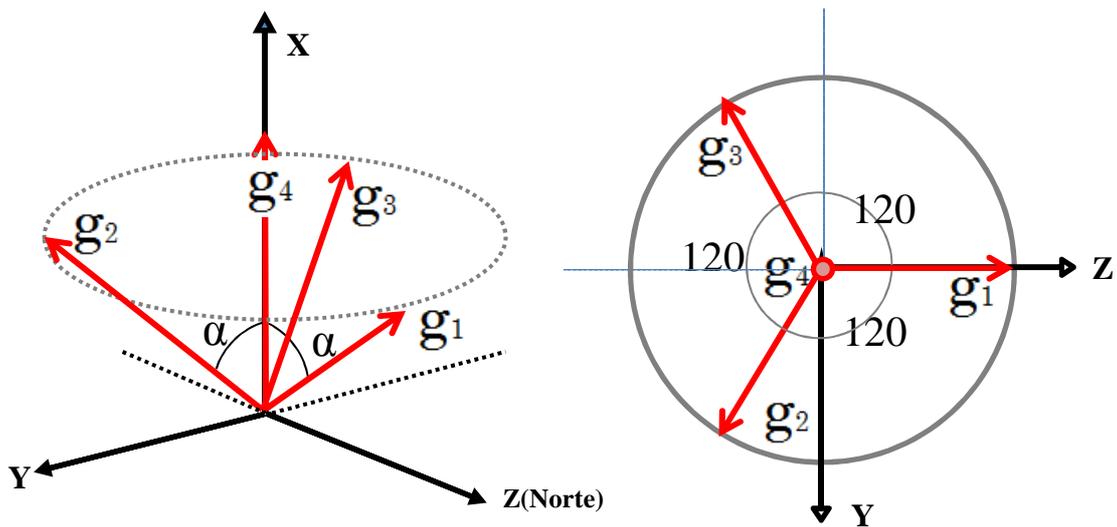


Figura 7.4 - Orientação dos Eixos – XYZ, $\alpha = 54.7356^\circ$

Fonte : adaptada de Oliveira et al. (2010)

7.2. Metodologia de Calibração da UMI-GFO

O procedimento de calibração implementado foi apresentado originalmente em Oliveira et al. (2010), aplicado a uma UMI, composta de 3 acelerômetros e 4 giroscópios GFO montados tetraedricamente em uma estrutura similar àquela utilizada neste trabalho.

No caso dos giros GFO, se utilizados em predição e determinação de atitude, seus erros são traduzidos em erros acumulados na determinação de atitude. Para atenuação e redução desses erros, necessitam-se estimar os *biases* (viéses), fatores de escala e desalinhamentos. Para isso os quatro giroscópios de fibra óptica, arranjados nas faces do tetraedro, são excitados e caracterizados de forma que todos os dados sejam processados e os resultados integrados sejam suficientes para calibração.

O procedimento de calibração, descrito a seguir, faz uso de uma mesa de alta precisão com o movimento em pelo menos 2 eixos, excitando um eixo do triedro de cada vez e estimulando outras condições de eixos acoplados. Os dados coletados são processados pelo procedimento descrito a seguir com o objetivo de estimar as principais fontes de erro (desvios (vieses) individuais, fatores de escala e desalinhamentos da unidade UMI).

De acordo com a Fig.7.4, as leituras dos giros relacionam-se com as velocidades angulares expressas no sistema ortogonal XYZ fixado ao bloco girométrico por meio da matriz \mathbf{H}_T obtida pela projeção das medidas individuais nos eixos cartesianos (X apontando para cima, e Z cuja projeção horizontal aponta para o norte), para uma condição ideal:

$$\mathbf{g} = \mathbf{H}_T \boldsymbol{\omega} \quad (7.1)$$

ou em sua forma matricial:

$$\begin{pmatrix} g_1 \\ g_2 \\ g_3 \\ g_4 \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} 1/\sqrt{3} & 0 & \sqrt{6}/3 \\ 1/\sqrt{3} & \sqrt{2}/2 & -\sqrt{6}/6 \\ 1/\sqrt{3} & -\sqrt{2}/2 & -\sqrt{6}/6 \\ 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix}, \quad (7.2)$$

onde:

$\mathbf{g} = [g_1 \ g_2 \ g_3 \ g_4]^T$ é o vetor de medidas dos giros, e $\boldsymbol{\omega} = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ é a velocidade angular no sistema fixado à unidade inercial.

A relação inversa é dada pela expressão:

$$\boldsymbol{\omega} = \mathbf{H}^* \mathbf{g} \quad (7.3)$$

ou em sua forma matricial:

$$\begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \sqrt{3}/6 & \sqrt{3}/6 & \sqrt{3}/6 & 1/2 \\ 0 & \sqrt{2}/2 & -\sqrt{2}/2 & 0 \\ -\sqrt{6}/3 & -\sqrt{6}/6 & -\sqrt{6}/6 & 0 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} g_1 \\ g_2 \\ g_3 \\ g_4 \end{pmatrix} \quad (7.4)$$

onde \mathbf{H}^* é a pseudo-inversa de \mathbf{H} (ver equação 4.3).

A precisão na usinagem da estrutura que suporta as unidades e na montagem dos giros desempenha um papel fundamental na redução de erros decorrentes de desalinhamentos. Na unidade construída devem-se estimar tais distorções, ou seja, deve-se obter uma correção no valor da matriz \mathbf{H} . Adicionalmente é desejável obter o melhor fator de escala e estimativas de *bias*, para posteriormente lidar com os ruídos remanescentes (*random walk, white noise, etc.*). A equação resultante que considera todos esses fatores é portanto:

$$\mathbf{K}\mathbf{g} = \tilde{\mathbf{H}}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{b} + \boldsymbol{\eta} \quad (7.5)$$

onde \mathbf{K} é uma matriz diagonal dos fatores de escala, \mathbf{g} é o vetor com as saídas de dados brutos dos giroscópio em unidades específicas de conversão, $\tilde{\mathbf{H}}$ é a matriz estimada, \mathbf{b} é o vetor com os *bias*, e $\boldsymbol{\eta}$ é o vetor que representa o ruído remanescente, assumido como gaussiano. Ao se projetar uma sequência de posições e rotações adequadamente, podem-se estimar tais parâmetros consistentemente. A Tabela 7.3 mostra uma sequência de 16 posições e rotações em 2 eixos, que permite a coleta de dados necessários para a estimativa dos parâmetros, ajustando 2 eixos da mesa, tem-se o resultado nos eixos XYZ. Vê-se como, dois-a-dois, a sequência de rotações sobre a mesa são comandadas e w é a velocidade angular da mesa, bem como S e C são componentes dessa velocidade angular, sendo $S = w \sin 30^\circ$, $C = w \cos 30^\circ$.

Tabela 7.3 - Sequência de rotações da mesa com $w = 6^\circ/s$; $C = w\cos30^\circ$; $S = w\sen30^\circ$

Sequência	Eixo Interno	Eixo Intermediário	Eixo X	Eixo Y	Eixo Z
1	+ w	0°	+w	0	0
2	- w	0°	- w	0	0
3	+ w	+ 180°	+ w	0	0
4	- w	+ 180°	- w	0	0
5	0°	+ w	0	+ w	0
6	0°	- w	0	- w	0
7	+180°	+ w	0	+ w	0
8	+180°	- w	0	- w	0
9	+ 90°	+ w	0	0	+w
10	+ 90°	- w	0	0	- w
11	- 90°	+ w	0	0	+w
12	- 90°	- w	0	0	- w
13	+ 30°	+ w	0	+C	+S
14	+ 30°	- w	0	- C	- S
15	- 30°	+ w	0	- C	- S
16	- 30°	- w	0	- C	+S

Subtraindo os resultados de duas sequências, por exemplo, seq.1 – seq.2, os efeitos da rotação da Terra e os termos de vieses constantes são eliminados, resultando

$$\mathbf{K}\Delta\mathbf{g} = 2\tilde{\mathbf{H}}\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\eta} \quad (7.6)$$

Como \mathbf{K} é assumido diagonal com elementos dado por K_i , chega-se a:

$$\Delta\mathbf{g} = 2 \begin{bmatrix} \omega_x & \omega_y & \omega_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \tilde{\mathbf{h}}_{ix} / K_i \\ \tilde{\mathbf{h}}_{iy} / K_i \\ \tilde{\mathbf{h}}_{iz} / K_i \end{bmatrix} + \boldsymbol{\eta} \quad (7.7)$$

onde $i=1, \dots, 4$ e $\tilde{h}_{ij}, j=x, y, z$ é o ij -ésimo elemento da matriz $\tilde{\mathbf{H}}$ e $(\omega_x \ \omega_y \ \omega_z)$ assume os valores positivos da Tab.7.3. Para os resultados de duas seqüências opostas, a solução de mínimos quadrados para o conjunto completo de seqüências é:

$$\begin{bmatrix} \tilde{h}_{ix} / K_i \\ \tilde{h}_{iy} / K_i \\ \tilde{h}_{iz} / K_i \end{bmatrix} = \mathbf{\Omega}^* \Delta \mathbf{g} \quad (7.8)$$

onde * indica a matriz pseudo inversa, e $\mathbf{\Omega}$ e $\Delta \mathbf{g}$ são dadas explicitamente por:

$$\mathbf{\Omega} = 2 \begin{bmatrix} \omega_x(1) & \omega_y(1) & \omega_z(1) \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ \omega_x(8) & \omega_y(8) & \omega_z(8) \end{bmatrix}, \quad \Delta \mathbf{g} = \begin{bmatrix} g_i(1) - g_i(2) \\ g_i(3) - g_i(4) \\ \vdots \\ g_i(15) - g_i(16) \end{bmatrix} \quad (7.9)$$

Os números entre parênteses representam as $16/2 = 8$ seqüências opostas. Para calcular os desalinhamentos e os fatores de escala, a restrição do vetor unitário para cada coluna da matriz \mathbf{H} deve ser utilizada:

$$(\tilde{h}_{ix})^2 + (\tilde{h}_{iy})^2 + (\tilde{h}_{iz})^2 = 1, \quad (7.10)$$

e, em seguida, os *biases* podem ser obtidos por:

$$\mathbf{Kg} - \tilde{\mathbf{H}}\boldsymbol{\omega} = \mathbf{b} + \boldsymbol{\eta} \quad (7.11)$$

Se o ruído $\boldsymbol{\eta}$ é de média zero com desvios-padrão idênticos, o *bias* \mathbf{b} é simplesmente calculado por:

$$\mathbf{b} = \frac{1}{16} \sum_{i=1}^{16} (\mathbf{Kg} - \tilde{\mathbf{H}}\boldsymbol{\omega}) \quad (7.12)$$

A velocidade angular da mesa giratória ω desaparece quando duas sequências opostas são somadas. Permanece o efeito de rotação Terra, (veja-se o Apêndice D), que é calculada por $\omega = (\Omega_e \sin \phi \ 0 \ \Omega_e \cos \phi)$, onde Ω_e é a taxa de rotação da Terra e ϕ é a latitude geodésica do local onde a mesa está fixada.

7.3. Resultados da calibração

Vários resultados apresentados aqui foram compilados ao longo do tempo pelo autor e pelos seus orientadores. Inicialmente, um trabalho com a metodologia de calibração descrita na seção anterior (KUGA et. al. 2012) foi apresentado no DyCoSS (*1st IAA Conference on Dynamics and Control of Space Systems, Portugal*). Com os resultados obtidos ao longo dos experimentos foram gerados mais 2 artigos, um para XVI CBDO (Colóquio Brasileiro de Dinâmica Orbital) (SIQUEIRA et al, 2012) e outro para WETE-INPE, um Workshop da ETE que incentiva os alunos de pós-graduação a apresentarem sua evolução no desenvolver de suas pesquisas. Os resultados atualizados obtidos utilizando essa metodologia são descritos a seguir.

Utilizou-se uma mesa servo controlada da Contraves 53M2/30H, do LABSIM do INPE, para realizar o ensaio de calibração da UMI, fixada ao eixo interno, de acordo com as direções estabelecidas na Fig.7.4. A sequência de 16 rotações da Tab.7.3 foi aplicada. A velocidade nominal angular utilizada foi a de 6°/s e, portanto, uma única revolução levou 60s. Cuidados foram tomados para se obter dados suficientes em cada sequência individualmente, abrangendo pelo menos 60s (1 ciclo). Esta rotação de $\pm 6^\circ/s$ foi escolhida por atender a maioria dos requisitos de desempenho de giroscópios para utilização em satélites. Para satélites LEO de baixa altitude as rotações se situam ao redor de 0,06°/s, e em fase de manobras do tipo 360° em 1 minuto o satélite pode atingir esta rotação de 6°/s. Em particular, a UMI da OptSenSys pode trabalhar até a faixa de $\pm 10^\circ/s$.

Para cada sequência, o valor médio e o desvio-padrão da média foram calculados e utilizados para produzir os resultados de calibração. Vários experimentos foram

realizados, e para ilustração os resultados do dia 28 de fevereiro de 2012 estão expressos na Tabela 7.4.

Tabela 7.4 - Sequências (médias e desvios-padrão) para ensaio de 28/02/2012

Seq	Giro SD-02		Giro SD-04		Giro SD-03		Giro LME-02	
	Média(V)	$\sigma(V)$	Média(V)	$\sigma(V)$	Média(V)	$\sigma(V)$	Média(V)	$\sigma(V)$
1	0.244574	0.000643	-0.200250	0.000519	0.271501	0.000712	0.466366	0.001118
2	-0.242045	0.000645	0.200825	0.000525	-0.271290	0.000723	-0.466676	0.001155
3	0.244263	0.000635	-0.200580	0.000522	0.271093	0.000711	0.463369	0.001120
4	-0.242017	0.000648	0.201364	0.000523	-0.271192	0.000739	-0.464133	0.001143
5	0.000766	0.000085	0.368681	0.000568	0.391329	0.000520	-0.000043	0.000102
6	-0.000519	0.000094	-0.369813	0.000548	-0.391749	0.000515	-0.000901	0.000104
7	-0.000541	0.000085	-0.369920	0.000545	-0.391317	0.000515	-0.000889	0.000097
8	0.000792	0.000102	0.369719	0.000562	0.391866	0.000515	0.000038	0.000102
9	-0.363019	0.000456	-0.212418	0.000358	0.228458	0.000312	-0.000750	0.000107
10	0.363729	0.000473	0.211990	0.000281	-0.228712	0.000313	-0.000125	0.000104
11	0.363265	0.000478	0.211794	0.000280	-0.228449	0.000314	-0.000178	0.000098
12	-0.363476	0.000473	-0.212703	0.000364	0.228786	0.000314	-0.000759	0.000099
13	-0.183243	0.000242	0.215637	0.000340	0.450293	0.000575	-0.000246	0.000101
14	0.183699	0.000256	-0.216578	0.000293	-0.450776	0.000595	-0.000681	0.000108
15	0.184527	0.000286	0.423959	0.000616	0.227583	0.000332	0.000048	0.000097
16	-0.184560	0.000263	-0.425159	0.000649	-0.227816	0.000326	-0.001004	0.000099

O procedimento de calibração das Equações 7.1 a 7.12 foram aplicados e os resultados são mostrados na Tab. 7.5. Mostram-se, na tabela, as diferenças com relação aos parâmetros de calibração de fábrica. Os fatores de escala e o *bias* concordam até certo ponto, quando os resultados individuais são comparados.

Tabela 7.5 - Calibração realizada e as diferenças com os dados de fábrica

Giro	Modelo	Fator de escala Fábrica (V/°/s)	Fator de escala Calibrado (V/°/s)	Fator de escala Diferença (V/°/s)	Bias (V) Fábrica	Bias (V) Calibrado	Bias (V) Diferença
1	SD-2	0,0798	0,07523	0,00457	-0,0004	-0,00004	0,00036
2	SD-4	0,0625	0,08964	-0,02714	-0,0006	0,00078	0,00138
3	SD-3	0,0905	0,09189	-0,00139	0,0002	0,00032	0,00012
4	LME-02	0,0518	0,07455	-0,02275	-0,0006	-0,00042	0,00018

Por outro lado, as estimativas dos elementos da matriz de \mathbf{H} mostram a diferença em relação aos valores nominais indicados na Eq. 7.2. A estimativa da matriz $\tilde{\mathbf{H}}$ corrige os desalinhamentos em relação aos valores calculados diretamente a partir da geometria.

A matriz geométrica (ver Eq. 7.2) é dada por:

$$\mathbf{H}_T = \begin{bmatrix} 0,57735 & 0 & 0,8165 \\ 0,57735 & 0,70711 & -0,40825 \\ 0,57735 & -0,70711 & -0,40825 \\ 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (7.13)$$

Enquanto que a estimação por mínimos quadrados forneceu:

$$\tilde{\mathbf{H}} = \begin{bmatrix} 0,5789236 & -0,0013887 & 0,8153806 \\ 0,5762389 & 0,7090990 & -0,4063587 \\ 0,5708840 & -0,7099454 & -0,4123943 \\ 0,9999992 & -0,0010039 & 0,0007135 \end{bmatrix} \quad (7.14)$$

Por exemplo, como $\mathbf{K}\mathbf{g} = \tilde{\mathbf{H}}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{b} + \boldsymbol{\eta}$, com $\boldsymbol{\eta}$ sendo um ruído aleatório de média zero, uma velocidade angular de $6^\circ/\text{s}$ no eixo X e nula nos demais eixos (primeira sequência da Tabela 7.3) e, negligenciando a rotação da Terra, a medida do giro g_4 usando a matriz teórica fornece $g_4 \cong 0.0518 \times 6 \times 1 - 0.0006 \cong 0.3102 \text{ V}$. Entretanto, utilizando-se a matriz estimada $\tilde{\mathbf{H}}$, chega-se a $\tilde{g}_4 \cong 0.07455 \times 6 \times 0.99999 - 0.00042 \cong 0.44687 \text{ V}$. Verifica-se, portanto, uma diferença considerável se a calibração original de fábrica for utilizada em conjunto com a matriz \mathbf{H}_T .

A Figura 7.5 apresenta as diferenças entre as medidas das 16 sequências da Tabela 7.3 utilizando os parâmetros de calibração de fábrica (gráfico superior), e os parâmetros estimados com o procedimento de calibração proposto (gráfico inferior). Notam-se diferenças significativas nas escalas. O gráfico superior é cerca de 3 ordens de grandeza maior do que o gráfico inferior (0,100 versus 0,001). Isso significa que um

procedimento de calibração é indispensável, sob o risco de degradar a interpretação das leituras da unidade tetraédrica dos GFOs.

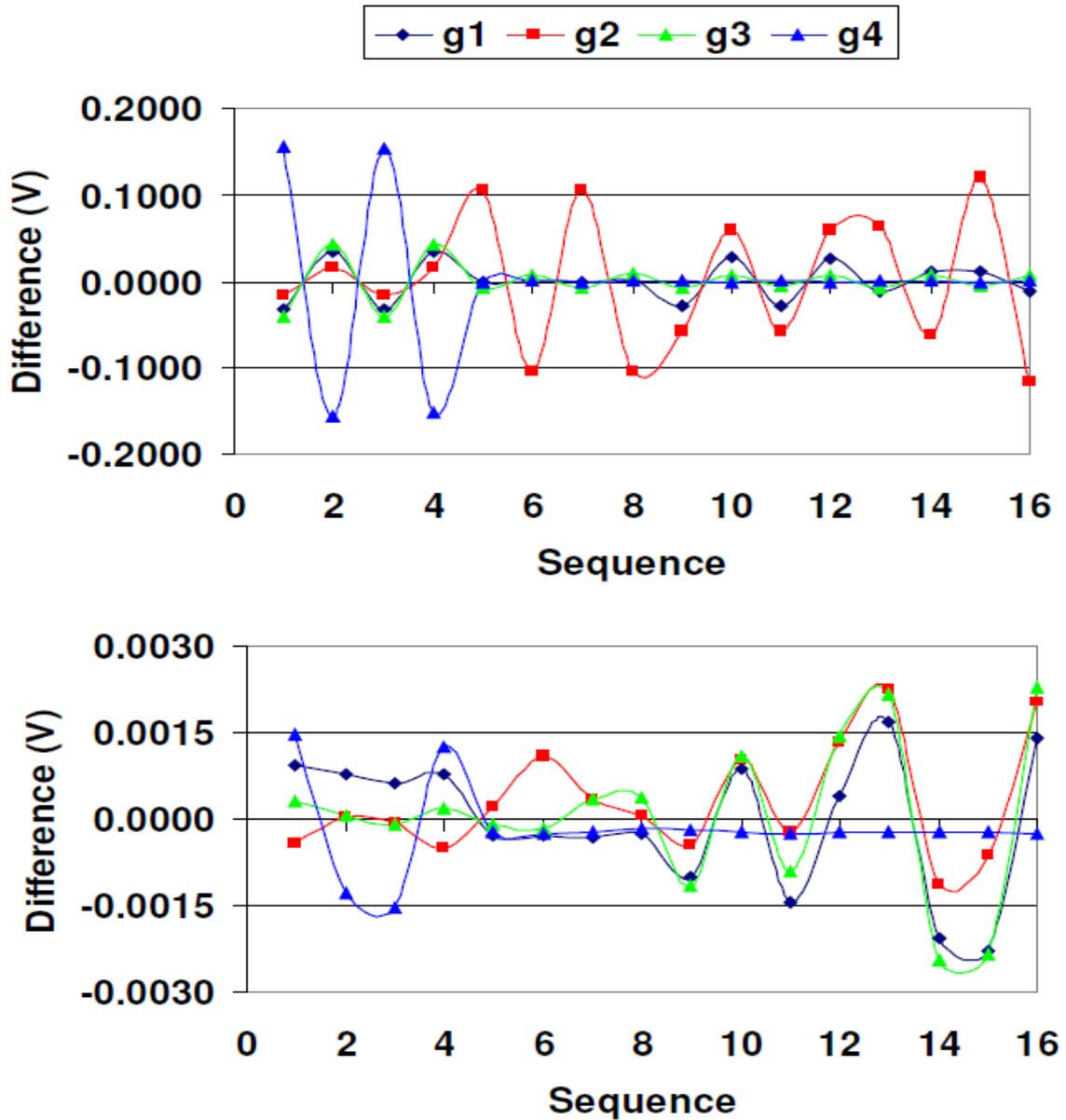


Figura 7.5 - Diferença entre configurações de fábrica/nominais (gráfico superior) e estimada para as 16 sequências de medições (gráfico inferior).

7.4. Análise e caracterização dos ruídos via variância de Allan

Para a caracterização via variância de Allan (vide Capítulo 5) dessa unidade tetraédrica o alinhamento dos eixos sensores é aquele mostrado na Fig. 7.4. A UMI foi colocada na mesa de rotação controlada, mas sempre de forma estática (em repouso). A mesa, devido a sua isolamento sísmica, isola a UMI de perturbações e vibrações externas indesejáveis. Dessa forma, os dados de todos os giros foram coletados com a UMI em repouso, estático, por um período de tempo de 2 horas, sem interrupções e livre de perturbações mecânicas. Os dados foram coletados com uma taxa de amostragem de 20 Hz, taxa que abrange o espectro necessário para cobrir os níveis de ruídos. A Tabela 7.6 mostra os resultados da variância de Allan para cada um dos giros. A coluna τ mostra as várias janelas de tempo (frequências de amostragem) e o Apêndice E mostra todos os resultados individualmente.

Tabela 7.6 - Resultados da variância de Allan para os giros

τ (s)	g1	g2	g3	g4
0.8	2.47E-05	2.84E-05	2.13E-05	2.72E-05
1.6	3.1E-05	3.32E-05	3.04E-05	3.7E-05
3.2	2.55E-05	2.55E-05	2.87E-05	3.49E-05
6.4	9.92E-06	1.08E-05	1.02E-05	1.44E-05
12.8	7.96E-06	8.4E-06	8.07E-06	1.18E-05
25.6	5.43E-06	5.13E-06	4.58E-06	7.57E-06
51.2	4.68E-06	3.67E-06	3.47E-06	6.15E-06
102.4	3.84E-06	2.66E-06	3.07E-06	5.27E-06
204.8	2.79E-06	1.89E-06	2.91E-06	3.98E-06
409.6	1.92E-06	1.28E-06	2.73E-06	2.63E-06
819.2	1.22E-06	1.11E-06	2.59E-06	2.01E-06
1638.4	9.43E-07	1.2E-06	2.94E-06	2.12E-06
3276.8	9.3E-07	1.51E-06	2.9E-06	2.56E-06
6553.6	7.04E-07	1.69E-06	2.1E-06	2.95E-06
13107.2	3.43E-07	9.17E-07	5.27E-07	4.19E-06
26214.4	4.6E-07	1.03E-06	5.7E-07	5.05E-06

A Fig. 7.6 mostra um gráfico da variância de Allan para os dados do giroscópio modelo LME-02, onde o símbolo losango em azul representa o dado, e as linhas vermelhas representam o erro do dado. O software utilizado foi o pacote ALAVAR versão 5.2, disponibilizado e autorizado por MAKDISSI (2003).

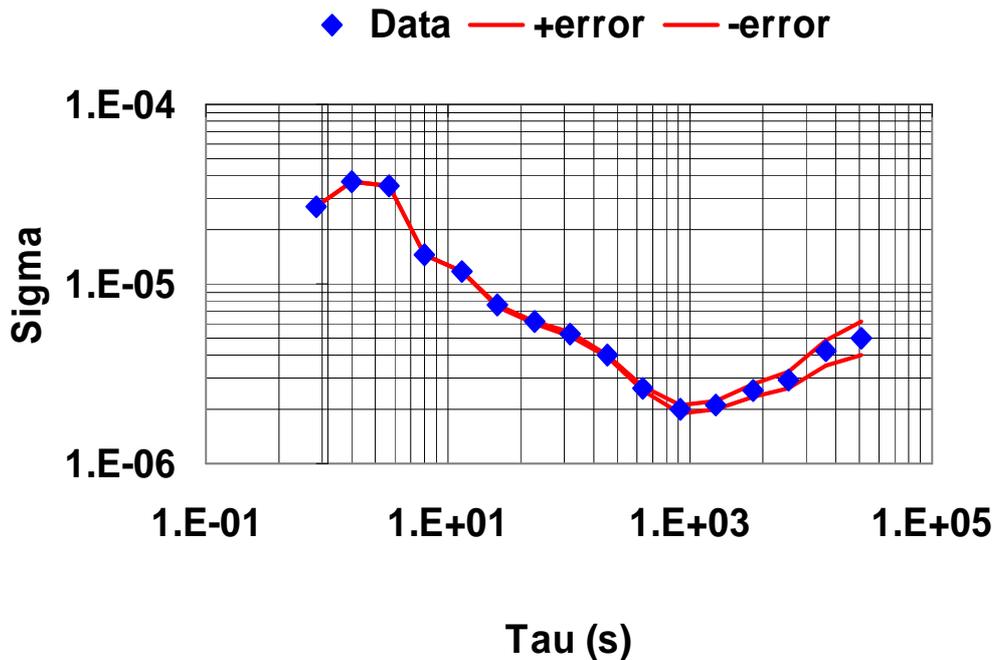


Figura 7.6 - Curva característica de *Allan Variance* para o giro LME-02
 Fonte: Dados obtidos do pacote ALAVAR 5.2

A Fig. 7.7 ilustra também para o giro g_4 (LME-02) como as várias inclinações características dos tipos de ruído presente nos dados foram obtidas. As diversas inclinações (*slopes*) apresentadas na Tab. 7.7 mantém a seguinte correspondência (vide Capítulo 5, Fig. 5.2):

Tabela 7.7 - Inclinações características de variância de Allan.

Inclinação	Tipo de ruído
-1	quantização
-1/2	<i>angle random walk</i>
0	<i>bias instability</i>
1/2	<i>rate random walk</i>
1	<i>rate ramp</i>

Para cada tipo de inclinação existem fórmulas específicas para se obter o valor do nível de ruído (EL-SHEIMY et al., 2008; HOU e EL-SHEIMY; 2003, IEEE, 1997). Por exemplo, para o *bias instability*, a reta com inclinação zero cruza a ordenada no valor de $2 \cdot 10^{-6}$ (vide Fig. 7.7 e Tabela 7.7). Este valor representa 0,664 B (IEEE,1997), onde B é o nível de *bias instability*. Portanto, $B \cong 3 \cdot 10^{-6}$.

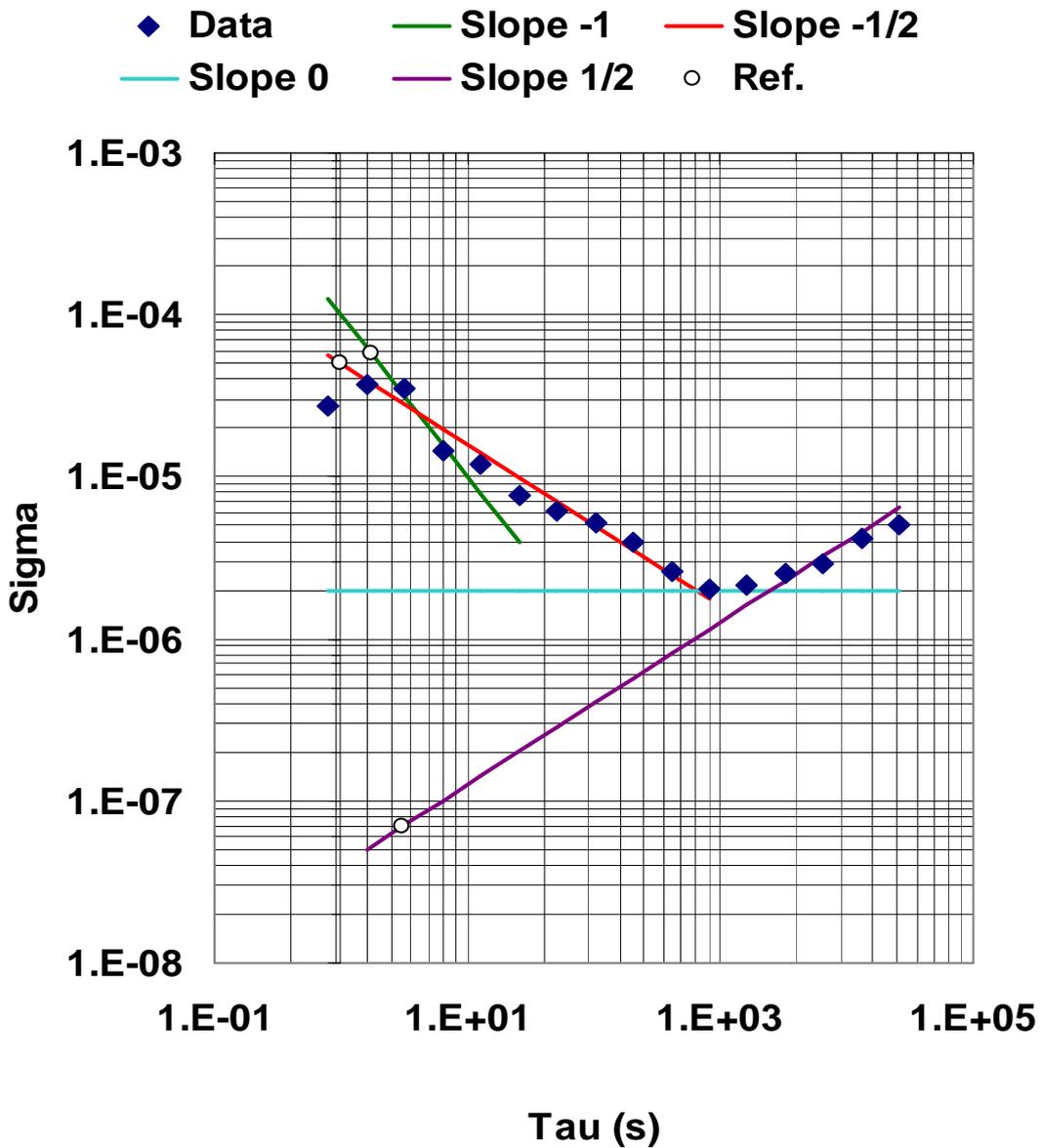


Figura. 7.7 - Inclinações para as variâncias de Allan para o giro LME-02

Os dados de cada giroscópio foram analisados individualmente e, para um período de 2 horas, apenas uma assinatura de *Angle Random Walk* apareceu de forma consistente. A *Quantização* não era muito estável, o *Bias Instability* não foi explícito. O *Random Walk Rate* mal foi observado e a *Ramp Rate* não apareceu. A característica mais bem observada foi o *Angle Random Walk* com um nível na ordem de 10^{-5} .

A Tabela 7.8 apresenta o resumo dos resultados pelo método da variância de Allan para cada giroscópio GFO individualmente, resultados também apresentados no trabalho conjunto com os orientadores (KUGA et. al. 2012). A Tabela foi elaborada com utilização dos gráficos finais (e.g. Fig. 7.7) e se aplica apenas para fins indicativos. São necessários ensaios de laboratório adicionais, extensos, e cuidadosos, para obtenção de valores mais significativos e precisos.

Tabela 7.8 - Ruídos característicos de *Allan Variance* para unidade tetraédrica de giros.

Giro	Modelo	<i>Quantization</i>	<i>Angle Random Walk</i>	<i>Bias Instability (0.664B)</i>	<i>Rate Random Walk</i>	<i>Rate Ramp</i>
1	SD-02	4,00E-05	3,00E-05	9,50E-07	NO	NO
2	SD-04	6,00E-05	2,50E-05	1,50E-06	5,50E-08	NO
3	SD-03	6,00E-05	3,00E-05	5,00E-06	7,00E-08	NO
4	LME-02	6,00E-05	5,00E-05	2,00E-06	7,00E-08	NO

No Apêndice E é apresentado um relatório de cada giro individualmente seguindo os padrões do Software Livre ALAVAR 5.2 com os gráficos dos dados brutos (removendo *Outliers*), no domínio da frequência e *Allan Variance*, bem como uma tabela dos dados oriundos dos cálculos necessários para desenvolver os gráficos.

8. TESTE DE DETERMINAÇÃO DE ATITUDE COM GIRO CALIBRADO

Uma órbita típica geo-apontada LEO (*Low Earth Orbit*) tem período em torno de 100 minutos. Em missões de sensoriamento remoto, órbitas quase polares e sol-síncronas são requisitos da missão. Basicamente, um Sistema de Controle de Atitude (SCA) é encarregado de manter a atitude e apontar um dado eixo do satélite para a Terra. Nesta situação, nominalmente as leituras giroscópicas de *roll* e *yaw* devem estar em torno de zero, e o giroscópio do eixo de *pitch* deve ler a velocidade angular da órbita, isto é, cerca de 0,06 °/s (período de 100 minutos).

Para um teste representativo para emular uma determinação de atitude usando giroscópios, a mesa foi comandada para que seu movimento se assemelhasse ao movimento de atitude de um satélite com um de seus eixos apontando para a Terra. Considera-se que o sistema orbital (*roll-pitch-yaw*) esteja alinhado inicialmente com o sistema NED (*North-East-Down*). Em seguida, por pelo menos 100 minutos, a mesa é comandada com uma velocidade angular de 0,06 °/s equivalente a uma revolução de órbita, ao redor do eixo X.

Os giroscópios são então amostrados com taxa de aquisição de 128Hz. Foram coletados cerca de 780.000 dados individuais para cada giro, correspondentes a mais de 100 minutos de movimento contínuo da plataforma giratória.

A Fig. 8.1 mostra o gráfico de dados dos giroscópios 1 (SD-3) e 2 (SD-4). Vê-se que um ciclo completo da órbita é coberto, e, portanto o ângulo de atitude *pitch* esperado no final de 100 minutos deve ser de 360°, ou exatamente uma revolução. O ângulo de atitude foi calculado simplesmente somando-se os dados brutos do giro com passo igual à taxa de aquisição das medidas (integração simples de Euler). Em nenhuma das tentativas foi feito algo com relação ao ruído (suavização) por meio de, por exemplo, algum filtro passa-baixa ou similares, nem eliminação de “*outliers*” (a não ser aqueles que claramente ficaram fora de escala) foram descartados. O único efeito considerado foi a compensação da rotação da Terra (veja-se o Apêndice D). Como a atitude exata da mesa é conhecida em qualquer instante de tempo, o vetor de velocidade de rotação da Terra foi intencionalmente descontado dos dados brutos. A álgebra necessária para

excluir o efeito da rotação da Terra no local (latitude) está devidamente descrita no Apêndice D.

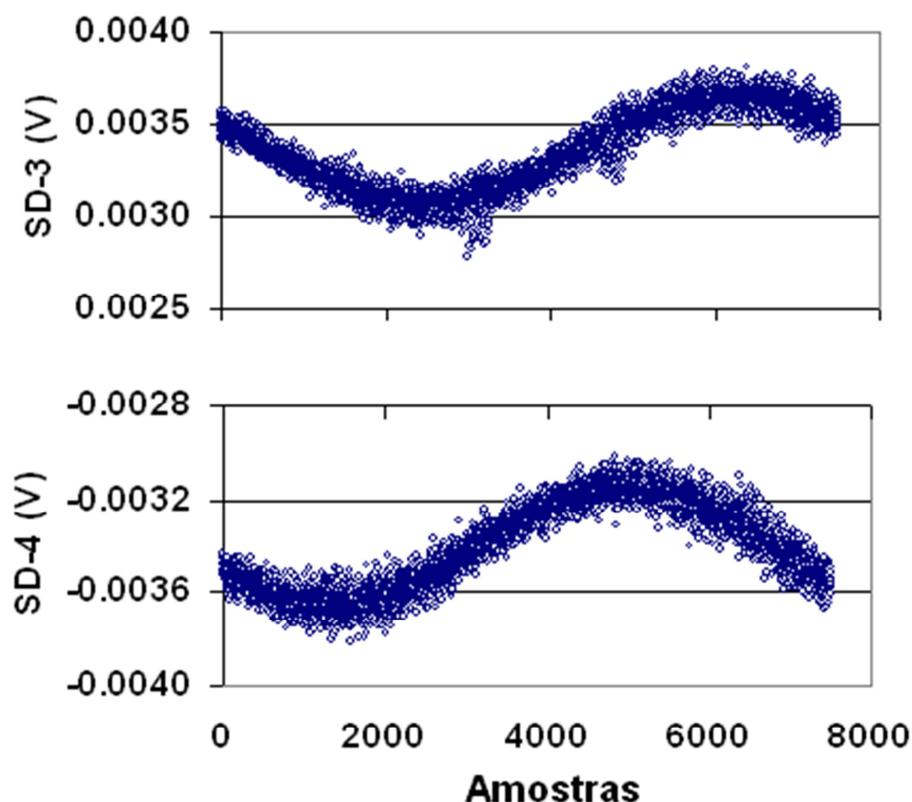


Figura 8.1 - Dados típicos dos giroscópios g3 (SD-3) e g2 (SD-4) para um período orbital de 100 minutos a 128-Hz.

A Fig. 8.2 mostra a evolução do ângulo de *pitch* em termos de dados brutos, utilizando os parâmetros de configurações de fábrica (θ fábrica), os dados com a nova calibração (θ calibrado) e uma curva de referência (θ nominal), que nada mais é do que a integração ideal de 0 a 360° a uma velocidade constante de 0.06°/s durante 100 minutos. O gráfico do lado esquerdo mostra o ângulo integrado pelo giroscópio durante os 100 minutos usando as configurações de fábrica, que resultou em 552°, ao passo que a curva com a nova calibração foi de 364.61° (GUEDES et. al. 2012). O gráfico da direita mostra como o erro relativamente ao ideal se acumula ao longo do tempo para a unidade

calibrada. A diferença do sistema calibrado mostrou ao fim da integração um desvio de 4.61°. A diferença é quase linear no intervalo de 2000 a 6000s, e mostra o comportamento típico dos efeitos de ruído do tipo *random walk*. A parte linear mostra uma deriva residual, ou seja, um *bias* de 2.8°/h. Embora esse nível de erro seja administrável, trabalhos futuros e experimentos levando em consideração a deriva térmica poderão aperfeiçoar o procedimento de calibração para minimizar tal erro, pois no protótipo utilizado não foram introduzidos sensores térmicos. Numa situação típica de uma manobra de atitude de 10 minutos, usando somente a unidade IMU testada, o sistema de determinação de atitude ainda proporcionaria um nível de precisão dentro de 0.4°, levando em conta um *bias* (2.8°/h) desta magnitude.

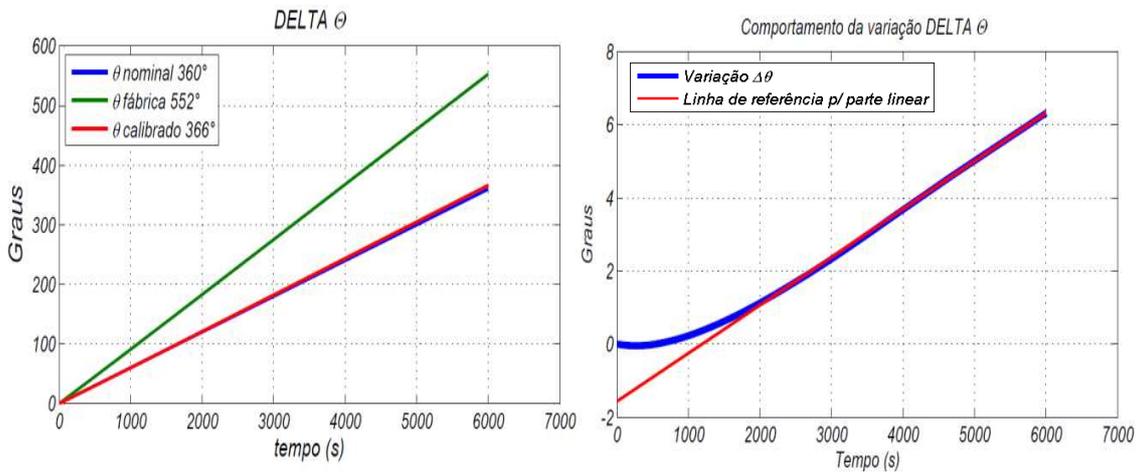


Figura 8.2 - Integração no tempo dos dados com o Fator de Escala de Fábrica, Nominal e Giro calibrado (à esquerda) e o acúmulo de erro de giroscópio calibrado (direita).

Num outro trabalho conjunto (GUEDES et al., 2012), mostrou-se experimentalmente a deriva da unidade UMI, projetada nos eixos principais, levando-se em conta a calibração realizada. A Tabela 8.1 mostra as derivas residuais resultantes.

Tabela 8.1 – Derivas residuais após calibração

Direção	X	Y	Z
Deriva (°/h)	2.8	1.5	-0.6

Nota-se que as derivas foram da ordem de grandeza da deriva notada no experimento de determinação de atitude da Fig. 8.2.

Conclui-se, portanto, que a calibração da unidade UMI montada é fundamental e necessária. O uso dos valores de fator de escala e bias de fábrica levou a erros considerados despropositados. O uso dos valores estimados para calibração resultou num desempenho compatível, analisando-se somente os dados brutos, i. e. utilizaram-se os valores de velocidade angular brutos medidos e calibrados para se emular uma propagação de atitude.

9. CONCLUSÃO

Este trabalho foi desenvolvido em laboratório com ambiente computacional baseado em PCs, com auxílio de ferramentas de processamento de sinais tais como Matlab e Labview. Os dados para calibração foram obtidos na mesa servo-controlada em 3 eixos da Contraves, também pertencente ao laboratório de Simulação do INPE. Além disso, foi desenvolvido um software para a comunicação dos giros com o computador, para permitir a coleta e o processamento dos dados.

Vários enfoques na calibração de uma UMI (Unidade de Medidas Inerciais), um conjunto composto de quatro giroscópios de fibra óptica em uma configuração de tetraedro, foram apresentados. Uma mesa servo controlada de alta precisão foi usada como referência para a velocidade angular e atitude do conjunto. Inicialmente, os fatores de escala individuais, bias e uma matriz $\tilde{\mathbf{H}}$, que representa a projeção dos 4 giroscópios em um triedro XYZ, foi estimada. Foi proposto um processo com uma sequência de rotações adequada para excitar todos os giroscópios e eixos de modo a permitir seu cálculo. Como a matriz $\tilde{\mathbf{H}}$ é diferente da matriz teoricamente concebida, conclui-se que a diferença pode ser atribuída aos desalinhamentos de montagem dos GFO's na estrutura. Então, uma propagação de atitude usando a UMI foi realizada, cobrindo um período de órbita de 100 minutos, muito representativo das missões comuns LEO. É mostrado que se as configurações de fábrica nominais fossem utilizadas atreladas a uma estrutura rígida como é o caso do protótipo utilizado, o erro acumulado em uma órbita seria muito grande e poderia comprometer a estabilidade e o controle do satélite, esse erro poderia chegar a um nível inaceitável de 192° , conforme verificado anteriormente. No entanto, utilizando os parâmetros estimados a partir da calibração em solo, o erro acumulado (em 100 minutos) foi de 4.61° , claramente retratando os efeitos benéficos de calibração. Uma estimativa preliminar dos níveis de ruído foi realizada baseada no método de variância de Allan para cada um dos giros. Nota-se a predominância de determinados tipos de ruídos nas várias faixas de trabalho utilizadas. Esta informação pode ser bastante útil no projeto de determinação de atitude para configuração do eventual filtro de Kalman ou similar a ser implementado a bordo.

Baseados nestes resultados demonstraram-se as vantagens e a necessidade da caracterização e calibração em solo de uma Unidade de Medida Inercial redundante para aplicações espaciais. Fica evidente a necessidade de se realizar a calibração de antemão (laboratório) para a utilização de uma UMI para um sistema de controle de atitude de um satélite, com o intuito de minimizar os erros provenientes de ruídos (bias, drift, random walk), fator de escala de fábrica, e desalinhamentos estruturais entre os eixos dos próprios sensores.

Os procedimentos de calibração desenvolvidos neste trabalho poderiam ser usados em testes de uma geometria tetraédrica de UMI com requisitos típicos das próximas missões espaciais brasileiras. Melhorias possíveis podem ser consideradas, como a redução do nível de ruído (filtragem) nas sequências de coleta de dados para a calibração. Para não comprometer a missão, técnicas para detectar rapidamente e isolar falhas individuais na geometria tetraédrica poderão ser estudadas, de modo a reconfigurar o software para se recuperar, quase que imediatamente, desta contingência.

Com a redundância existente pode-se fazer futuramente com que o algoritmo trabalhado possa se rearranjar no caso de falha simples, para fornecer, com os giros restantes, as medidas de velocidade angular nos 3 eixos da UMI. Eventualmente casos extremos de falha dupla total ou intermitente podem ser analisados para verificar a possibilidade de reconstituição total ou parcial da atitude por meio de vínculos físicos permanentes entre os sensores.

Com relação à melhoria de Hardware, pode-se verificar a implementação de um DGP (Dispositivo Gerador de Pulso) de maior frequência de trabalho, acima de 20Mhz, elevando assim a precisão do gerador e garantindo maior taxa de amostragem. Futuramente pode-se verificar a viabilidade de se desenvolver o mesmo algoritmo de aquisição de dados em plataforma Windows®, respeitando as hierarquias de prioridades, que no ambiente Windows obedece a padrões diferentes dos utilizados na plataforma Linux.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ALLAN, D. W. Statistics of atomic frequency standards. **Proceedings of IEEE**, v. 54, n. 2, p. 221-230, Feb, 1966.

ALLAN, D.W. Time and frequency (time-domain) characterization, estimation, and prediction of precision clocks and oscillators. **IEEE Transactions on Ultrasonics, Ferroelectrics, and Frequency Control**, v. UFFC -34, n.6, p.647- 654, Nov. 1987.

ALMEIDA, J.C.J. **Técnicas de processamento de sinais em girômetros a fibra óptica para sistemas de navegação inercial**. Dissertação (Mestrado em Engenharia Elétrica) - Universidade Estadual de Campinas, Campinas, 1996.

ARDUINO. **Creative commons attribution ShareAlike 3.0**. Disponível em: <<http://arduino.cc/en/Main/CopyrightNotice>> Acesso em 26 de Fev. 2012.

BRYSON JR, A.E. **Control of spacecraft and aircraft**. New Jersey, USA: Princeton University Press, 1994.

CHO, S. Y.; PARK, C. G. A calibration technique for a redundant IMU containing low-grade inertial sensors. **ETRI Journal**, v. 27, n. 4, p. 418-426, Aug. 2005.

CHO, S. Y.; PARK, C. G. **Calibration of a redundant IMU**. Providence, Rhode Island: AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, 2004. 11 p. Paper AIAA 2004-5123.

CHUNG H., OJEDA L., BORENSTEIN J. Accurate Mobile Robot Dead-reckoning With a Precision-calibrated Fiber Optic Gyroscope, **IEEE Transactions on Robotics and Automation**, v. 17, No. 1, Fev. 2001.

CRAIG, R. J. G. Theory of operation of an elastically supported, tuned gyroscope. **IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems**, v. AES-8 , n. 3, p. 280-288, 1972. DOI: [10.1109/TAES.1972.309510](https://doi.org/10.1109/TAES.1972.309510).

DOS SANTOS, W.E., PECE C. A. Z., KAPP W. A., EMMENDOERFER G., Bancada para Calibração de Giroscópios: SIMPÓSIO BRASILEIRO DE ENGENHARIA INERCIAL, 6. (SBEIN), 2010, Rio de Janeiro. **Anais...** Sociedade Brasileira de Engenharia Inercial, 2010.

EI-SHEIMY, N.; HOU, H.; XIAOJI, N. Analysis and modeling of inertial sensors using Allan variance. **IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement**, v. 57, n.1, p. 140-149, 2008.

FERREIRA, E. C.; WATANABE, R. H.; DIAS, J. A. S. Estudo e compensação da deriva térmica, estabilidade do fator de escala e linearização de um circuito de condicionamento e processamento de sinais de girômetro interferométrico a fibra óptica. In: SIMPÓSIO BRASILEIRO DE ENGENHARIA INERCIAL, 6., 2010, Rio de Janeiro. **Anais...** Rio de Janeiro: IPQM, 2010.

FERREIRA, E. C., “Nova técnica de processamento de sinais de girômetros a fibra óptica para sistemas de navegação inercial”. Tese de Livre Docência, UNICAMP, 2001.

FU, L.; YANG, X.; WANG, L. “A novel optimal redundant inertial sensor configuration in strapdown inertial navigation system.” *Proceedings of IEEE-PLANS 2012*, Myrtle Beach, South Carolina, Apr. 24-26, 2012.

GARROTTI, J. C. **Modelagem e simulação de um girômetro sintonizado dinamicamente em um CAD eletrônico**. 2002. 150 p. (INPE-9702-TDI/856). Dissertação (Mestrado em Mecânica Espacial e Controle) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2002. Disponível em: <<http://urlib.net/sid.inpe.br/jeferson/2003/06.11.14.11>>. Acesso em: 18 jul. 2014.

GUEDES, U. T. V.; KUGA, H. K.; SIQUEIRA, R. H. Verificação experimental de deriva de unidade tetraédrica de giros GFO. In: SIMPÓSIO BRASILEIRO DE

ENGENHARIA INERCIAL, 7. (SBEIN), 2012, São José dos Campos. **Anais...** São José dos Campos: Instituto Tecnológico de Aeronáutica/ Sociedade Brasileira de Engenharia Inercial, 2012.

GUEDES, U. T. **Aquisição de dados dos giros OptSenSys para a unidade tetraédrica de giros GFO.** São José dos Campos: Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, 2014. Relatório Técnico em processo de publicação.

HOU, H.; EL-SHEIMY, N. Inertial sensors errors modeling using allan variance. In: ION GPS/GNSS, 2003, Portland. **Proceedings...** Portland: The US Institute of Navigation, 2003. p. 2860-2867. Best Presentation Winning Paper.

HOU, H., “Modeling Inertial Sensors Errors Using Allan Variance”. Dissertação de Mestrado, University of Calgary, 2004

IEEE [AEROSPACE AND ELECTRONIC SYSTEMS SOCIETY](#). **IEEE specification format guide and test procedure for two-degree-of freedom, dynamically tuned gyros.** New York, NY, 1989. DOI: [10.1109/IEEESTD.1989.94579](https://doi.org/10.1109/IEEESTD.1989.94579).

IEEE AEROSPACE AND ELECTRONIC SYSTEMS SOCIETY. **IEEE standard for inertial sensor terminology.** New York, NY, 2001. DOI: [10.1109/IEEESTD.2001.93360](https://doi.org/10.1109/IEEESTD.2001.93360).

IEEE AEROSPACE AND ELECTRONIC SYSTEMS SOCIETY. **IEEE standard specification format guide and test procedure for single-axis interferometric fiber optic gyros** New York, NY, 1997. DOI: [10.1109/IEEESTD.1998.86153](https://doi.org/10.1109/IEEESTD.1998.86153).

KRONENBERG, J. L. **Contribuições para o fortalecimento do Laboratório Nacional Brasileiro de Metrologia de Tempo e Frequência.** Dissertação (Mestrado em Metrologia) - Pontifícia Universidade Católica do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro, 2007.

KUGA, H. K. **Noções práticas de técnicas de estimação.** São José dos Campos: Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, 2005. Apostila.

KUGA, H. K.; SIQUEIRA, R. H.; CARRARA, V. On ground calibration of tetrahedron gyro package for attitude determination. In: IAA CONFERENCE ON DYNAMICS AND CONTROL OF SPACE SYSTEMS - DyCoSS'2012, 1., 2012, Porto, Portugal. **Proceedings...** Porto : IAA, 2012.

KVH INDUSTRIES INC .**An update on KVH fiber optic gyros and their benefits relative to other gyro technologies.** 3. ed. Middletown, RI, 2011.

LALLI, R.**The Sagnac effect:** an historical study of its discovery and of its earlier interpretations. Milano: Istituto di Fisica Generale Applicata, Università degli Studi di Milano-Italy, 2008.

LAWRENCE, A. **Modern inertial technology** - navigation, guidance, and control. 2. ed. New York: Springer Verlag, 1992.

LEE, D.; LEE, S.; PARK, S.; KO, S. Test and error parameter estimation for MEMS-based low cost IMU calibration. **International Journal of Precision Engineering and Manufacturing**, v. 12, n. 4, , p. 597-603, Aug. 2011.

LEFÈVRE, H. C.**The fiber-optic gyroscope.** Boston: Artech House, 1993.

LISBOA, O. **Relatório Técnico FUNDEP-SIA/2007.** São José dos Campos, Brasil: Optsensys Instrumentação óptica e eletrônica Ltda, 2007

MAGALHÃES, R. O.; KUGA, H. K.; LOPES, R. V. F.Estimação em tempo real do estado de carga de bateria níquel-cádmio em satélites de órbita baixa. In: CONGRESSO NACIONAL DE ENGENHARIA MECÂNICA, 5., 2008, Salvador, BA. Anais... Salvador: ABCM, 2008.

MAGNENAT S. **Foucault's gyroscope.** Wikimedia Commons. Disponível em: <http://commons.wikimedia.org/wiki/File:Foucault's_gyroscope.jpg> Acesso em: 13 de ago 2013

MAKDISSI, A.**AlaVar user guide Allan variance software.** 2003. Disponível em: <http://www.alamath.com>.

MARINS, J. L. Sensores angulares inerciais. **Suplemento especial da Revista Marítima Brasileira**. Instituto de Pesquisas da Marinha, Serviço de Documentação da Marinha, v. 1, n. 9, p. 193-202, Out 1996.

MAYBECK, P.S. **Stochastic models, estimation and control**. London: Academic Press, 1979.

MELO, F.F. **Estudo e projeto de um sistema eletrônico de processamento de sinais de girômetros a fibra óptica com modulação dinâmica** 2009. Tese(Doutorado em Engenharia Elétrica) - UNICAMP, Campinas, 2009.

MOXA. **Moxa Uport 1200/1400/1600** - USB-to-serial converter quick installation guide. 5.ed. 2011.

MOXA. **Moxa Uport 1200/1400/1600 series** - user's manual. 5. ed. 2009.

OLIVEIRA, E. J.; LEITE FILHO, W.C.; FONSECA, I. M. IMU calibration procedure for a redundant tetrahedral gyro configuration with wavelet denoising. **Journal of Aerospace Technology and Management**, v. 4, n. 2, p. 163-168, Apr.-Jun. 2012.

OLIVEIRA, E. J.; LEITE FILHO, W.C.; FONSECA, I.M. IMU calibration procedure for a redundant tetrahedral gyro configuration with wavelet de-noising. In: ICNPAA 2010. WORLD CONGRESS: MATHEMATICAL PROBLEMS IN ENGINEERING, AEROSPACE AND SCIENCES., 2010, São José dos Campos. **Proceedings...** 2010. DVD. Disponível em: <<http://icnpaa.com/index.php/icnpaa/2010>>. Acesso em: 21 jul. 2014.

OLIVEIRA, E. J.; LEITE FILHO, W. C.; FONSECA, I. M. Algoritmo de calibração para UMI's com giros de fibra óptica na configuração de tetraedro. In: SIMPÓSIO BRASILEIRO DE ENGENHARIA INERCIAL (SBEIN), 2010, Rio de Janeiro. **Anais...** Rio de Janeiro: IPqM - Instituto de Pesquisas da Marinha, Out. 20-22, 2010.

PEJSA, A. J. Optimum skewed redundant inertial navigators. **AIAA Journal**, v. 12, p. 899-902, 1974.

PONTES, A.F. **Implementação de uma nova técnica para demodulação digital de sinal de giroscópio a fibra óptica**. Dissertação (Mestrado em Engenharia Elétrica) - UNICAMP, Campinas, 2009.

RABÊLO, R. C. **Redução de ruído óptico em giroscópios a fibra óptica birrefringente**. Dissertação (Mestrado em Ciência na Área de Micro-onda e Eletroóptica) ITA, São José dos Campos, 1998.

SAGNAC G.L 'ether demontre par l'effet du vent relatif d'ether dans un interterometre en rotation uniforme. **Comptes rend us de l'Academie des Sciences**, v.9 5, p.708-710, 1913.

SAGNAC, G.Sur la preuve de la réalité de l'éther lumineux par l'expérience de l'interférographe tournant. **C.R. Acad. Sci.**, v. 157, n. 25, p. 1410-1413, 1913.

SHIM, D.; YANG C. Optimal configuration of redundant inertial sensors for navigation and FDI performance. **Open Access/Sensors**, v.10, n. 7, p 6497-6512, MDPI, July. 2010

SIMON, D. **Optimal state estimation: Kalman, H-infinity, and nonlinear approaches**. New York: John Wiley & Sons, 2006

SIQUEIRA. R. H.; KUGA, H. K.; VALDEMIR, C. Caracterização e calibração de unidade de giro em configuração redundante. In: COLÓQUIO BRASILEIRO DE DINÂMICA ORBITAL, 16., 2012, Serra Negra. **Anais...** Santo André: UFABC, 2012.

SPERRY [GYROSCOPE COMPANY, INC.](#) **Manual Gyro-compass Mark XIV, Mod. 1, 17-1400D** Brooklyn: New York, 1945.

TITTERTON, D.H.; WESTON, J.L. **Strapdown inertial navigation technology**. Peter Peregrinus and IEE. 2.ed. London: IET, 2004

VOLYNSKII D. V., ODINTSOV A. A., DRANITSYNA E. V., UNTILOY A. A. Calibration of fiber optic gyros within strapdown inertial measurement units. **Giroskopiya i Navigatsiya**, n. 2, p. 56–68, 2012.

WERTZ, J. R. **Spacecraft attitude determination and control**. London: D. Reidel, 1978. (Astrophysics and Space Science Library).

ZHAO, G.; GAO, W.; ZHANG, X.; TANG, L. Research on calibration of fiber optic gyro units. In: INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON ISSCAA, 3., 2010, Harbin, China. **Proceedings...** Harbin: IEEE, 2010. p. 809-814.

APÊNDICE A: PROBLEMA ENCONTRADO NA RELAÇÃO DE UTILIZAÇÃO DO COMANDO / CHAMADA RTC LINUX COM OS *MULTI-CORE* DO MICROCOMPUTADOR UTILIZADO PARA A AQUISIÇÃO DOS DADOS DO GIRO-OPTSENSYS.

Cada núcleo (*core*) de um computador tem seu relógio, denominado Relógio-Local. Como é necessária uma rotulação de tempo para cada amostra para fins de análises e processamentos futuros com um Relógio-Global, que segue uma linha de tempo contínua e sem interrupções, o RTC – *Real Time Clock* baseado em um oscilador físico é indispensável para gerar um único padrão de carimbo de tempo, independentemente para qual *core* será transferido o processo, uma vez que os relógios-locais não são sincronizados entre si.

Desta forma, quando se comandava a função de aquisição do GFO, o processo se iniciava no *core 1* (exemplo), coletava-se as medidas dos 4 giros simultaneamente, porém quando o computador em seu *kernel* (estrutura base do sistema operacional GNU/Linux) trocava o processo de *core*, para *core 2* e assim sucessivamente, o processo ainda continuava a rotular o tempo das amostras, porém se utilizava o relógio local do *core* que realizava o processamento da aplicação naquele instante.

A descrição a seguir é parte integrante do relatório (GUEDES, 2014). Após verificar que nos dados coletados para o experimento de calibração dos Giros-OptSenSys havia uma interrupção na linha de tempo, o processo de aquisição foi interrompido.

Verificou-se então que havia algum evento ocorrendo que gerava essa descontinuidade nos dados coletados no que concerne à linha de tempo. Foi então proposta uma alteração no algoritmo de aquisição de dados. A seguir a explicação do ocorrido bem como a solução proposta é apresentada.

A1. Solução Proposta

As funções disponíveis para a leitura de tempo em Linux são *gettimeofday()* (POSIX.1-2001) e *clock_gettime()* (POSIX.1, 2008). As duas funções retornam o número de

segundos e frações de segundos contados a partir da época 1/1/1970 0:0:0 do contador de tempo de núcleo (core da CPU) que executa aquela tarefa.

A função *gettimeofday()* retorna a parte fracionária dos segundos em número de micro segundos. A função *clock_gettime()* retorna a parte fracionária dos segundos em número de nano segundos.

Em CAs com núcleo único não há qualquer problema com aquelas funções. Em CAs multi núcleos e/ou múltiplas CPUs pode ocorrer a quebra de sequência no contador de tempo durante a execução, quando o núcleo da CPU realiza a troca de contexto de atividades críticas (gravação em disco, por exemplo). Aquele antigo contexto pode vir a ocupar outro núcleo sob tal condição. Os contadores de tempo internos aos núcleos (cores) não são sincronizados entre si, pois cada um pode operar com velocidades diferentes gerando valores de contagem diferentes, que são iniciadas em instantes diferentes.

Assim, a técnica implementada para o carimbo de tempo consiste numa única chamada à função *gettimeofday()*, para obter a parcela de segundos e microssegundos, seguida da função *gmtime()*, para a conversão dos segundos em dia data gregoriana e hora:minuto:segundo e, por último, a chamada da função *djm()*, para calcular a data juliana modificada e a fração do dia em segundos com frações de segundo até microssegundos. O tempo de referência é constituído pela data juliana e sua fração em segundos, que será acrescido de um tempo de referência única, preciso e independente de cada core, que é encontrado no alarme do RTC.

O RTC pode gerar sinais de interrupção em frequências binariamente consecutivas, ou seja, 2Hz, 4, 8, 16, 32, 64, 128, 256... podendo chegar até 32768 Hz, correspondendo aos expoentes 2^1 , 2^2 , 2^3 , 2^4 ... 2^{15} . O valor da frequência máxima é determinado pelo projeto da placa mãe do computador ao explorar os recursos do divisor do RTC.

A precisão real de tal dispositivo, em frequência, é da ordem do dobro do valor da frequência divisora máxima. Atualmente, as placas mãe utilizam chips RTC e garantem precisão de, aproximadamente, 15.26 μ s (1/65536). Valores ainda mais precisos podem

ser obtidos através do HPET (*High Precision Event Timer*), disponível na ponte sul dos computadores modernos, que operam como contadores de tempo (*timers*) e em precisões de frequência de *clock* da CPU.

O tempo de referência (data juliana e fração do dia em segundos) é atualizado a cada interrupção gerada pelo RTC, considerando os atrasos gerados pela comunicação e processamento no PC e nos dispositivos.

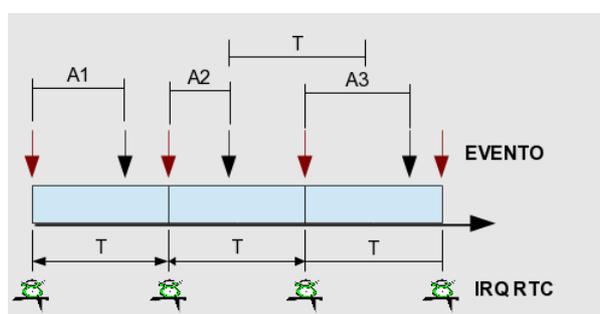


Figura A.1 - Carimbo de tempo com destaque dos eventos e interrupções pelo RTC.

Os atrasos registrados ($A1$, $A2$, $A3...$) nos ensaios não são fixos mas ocupam um intervalo menor que o período amostral T (Figura A 1), a ser definido na seção RTC, parâmetro *SampleFreq*.

Podem ocorrer períodos entre amostras que são superiores ao período amostral T , como é observado nas amostras com períodos $A2$ e $A3$, porém o período é inferior a $2T$.

Quando o serviço de atualização de tempo está habilitado (*ntp* ou *adjtimex*), o kernel linux atualiza o RTC em períodos de 11 minutos e desabilita a interrupção gerada pelo RTC. A falha de interrupção será detectada pelo sinalizador de eventos. Ao observar que não houve interrupção no período previsto, equivalente ao período amostrais (*SampleFreq*) acrescido do período definido pela diferença entre os instantes da coleta da amostra e a interrupção do RTC (Figura A.2), será aguardado mais um período amostral e a interrupção será restabelecida. Neste caso, ocorrerá a perda de uma amostra de cada eixo.

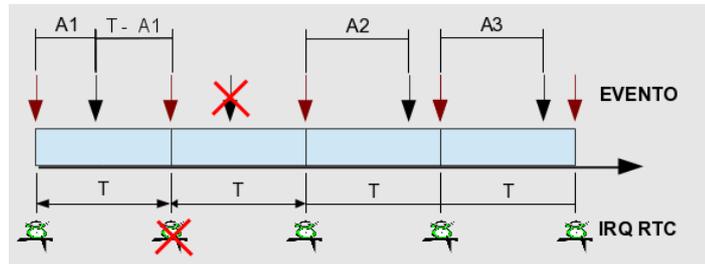


Figura A.2 - Destaque da ausência de interrupção do RTC e a restauração.

A2. Ajuste do período de interrupção

O tempo gasto para a execução das operações previstas no código depende da velocidade da CPU, das características do RTC e da placa mãe do CA. Assim a frequência máxima de interrupções deve ser verificada para cada computador antes da execução da aplicação de aquisição *GiroGFO*, através da aplicação *GiroGFOAdjust*, que contém código adicional para medir os atrasos. Neste caso, a aplicação fornecerá frequências de interrupção candidatas (maiores ou menores que a utilizada na execução) quando os atrasos são inferiores à metade do período amostral ou quando a frequência de interrupção inicial, definida em arquivo de configuração, exceder a capacidade computacional.

O valor indicado deve ser considerado como sugestão. Não é previsto qualquer ajuste automático até esta versão.

Não é recomendado habilitar tal recurso em aquisições de tempo real. O procedimento tem finalidade de calibração da aplicação, dado que o compromisso de tempo de resposta é fator crítico.

APÊNDICE B: APRESENTAÇÃO DAS CONFIGURAÇÕES GERAIS DO PROTÓTIPO GFO-OPTSENSYS UTILIZADO NO TRABALHO.

Nessa sessão são apresentadas algumas das características gerais dos quatro protótipos desenvolvidos pela OPTSENSYS que foi gentilmente cedido para o Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE para o desenvolvimento deste e de trabalhos futuros com intuito de agregar conhecimento e difundir o desenvolvimento tecnológico no Brasil na área de GFOs.

B1. Topologia do giroscópio à fibra óptica

Os giroscópios à fibra óptica (GFOs) fornecidos pela OPTSENSYS foram desenvolvidos com a tecnologia de fibra óptica mantenedora de polarização (LISBOA,2007). Os principais componentes que integram o GFO são:

1. A bobina de Fibra Óptica (FO) é composta por um carretel metálico circular onde a FO é enrolada. Este carretel é confeccionado em alumínio aeronáutico e a FO é enrolada ao longo de seu perímetro. O espaço interno é utilizado como base de fixação dos componentes óptico-eletromecânicos necessários à integração do sensor. As figuras B.1 e B.2 apresentam o desenho esquemático da bobina.
2. A fibra óptica para enrolar a bobina é do tipo mantenedora de polarização;
3. Um modulador de fase para sinais ópticos montado em tubo cilíndrico. Esse modulador é excitado com sinal de frequência e tensão;
4. Uma fonte luminosa à laser, do tipo SLD (*Superluminescent Diode*), fornece a necessária fonte de luz para o interferômetro.
5. Um fotodetector com conexões tipo *pigtail* é utilizado como detector de luz.
6. Dois acopladores direcionais em fibra óptica são utilizados para dividir ao feixe luminoso.

7. Um polarizador óptico é montado com fibra óptica polarizadora.
8. Uma placa eletrônica de controle da fonte luminosa é utilizada para o controle do diodo superluminescente (SLD), pelo fornecimento de corrente elétrica de excitação e pelo controle da temperatura interna de operação do dispositivo;
9. Uma placa eletrônica é projetada para conter os circuitos de modulação, demodulação, acondicionamento e medição do sinal produzido pelo sensor em função da variação angular.

Uma placa eletrônica é inserida para permitir a conexão dos cabos de alimentação às placas de processamento de sinal.

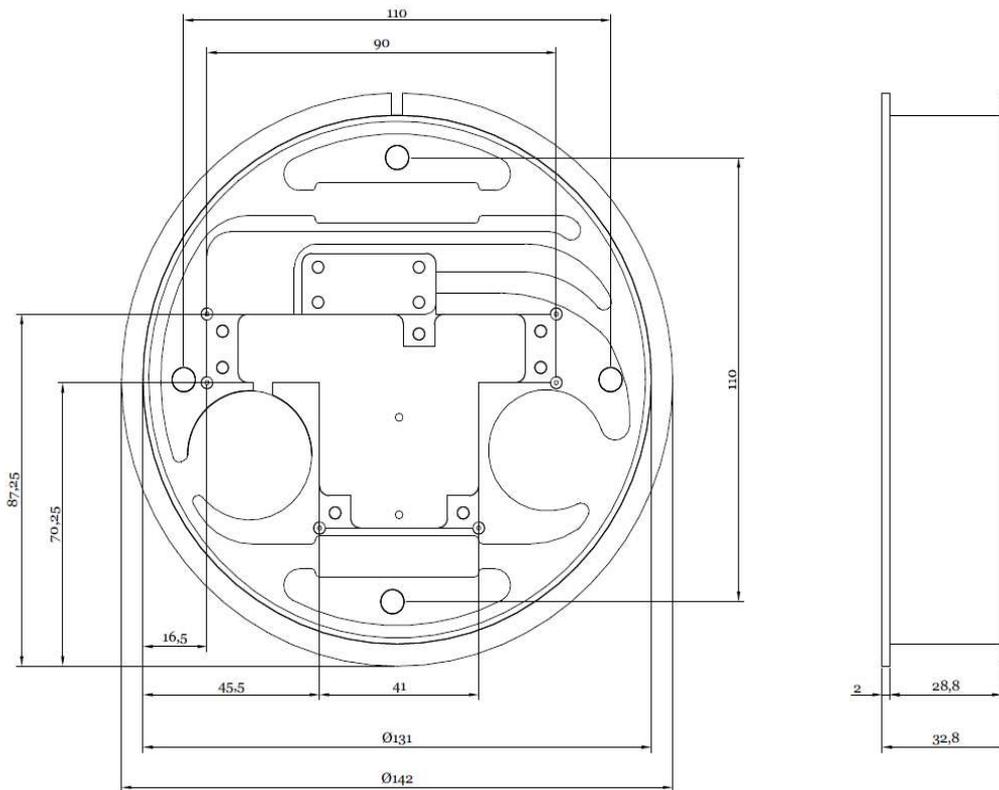


Figura B.1 - Desenho do carretel da bobina de fibra óptica – Vista de topo
 Fonte: LISBOA, 2007.

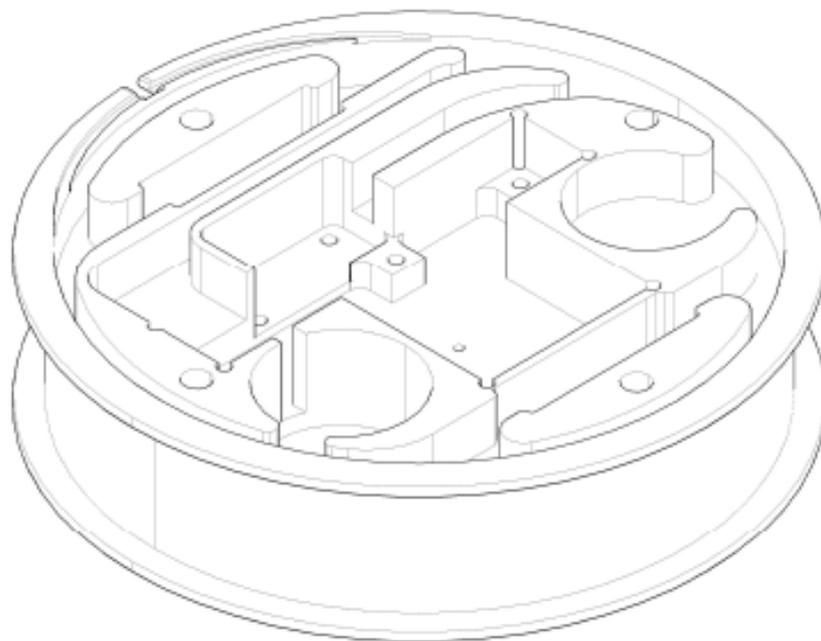


Figura B.2 - Desenho do carretel da bobina de fibra óptica – Vista isométrica
Fonte: LISBOA, 2007.

A Figura B.3 apresenta o diagrama do GFO disposto com os componentes acima mencionados. São indicados também os seguintes componentes no diagrama:

- E_i , com i variando de 1 a 7, representam emendas entre fibras ópticas;
- S_1 e S_2 representam terminações nas pontas das fibras ópticas;
- Um conector de fibra óptica utilizado para conectar o *pigtail* do detector óptico
- O conector *pigtail* da porta de saída do sinal interferométrico.

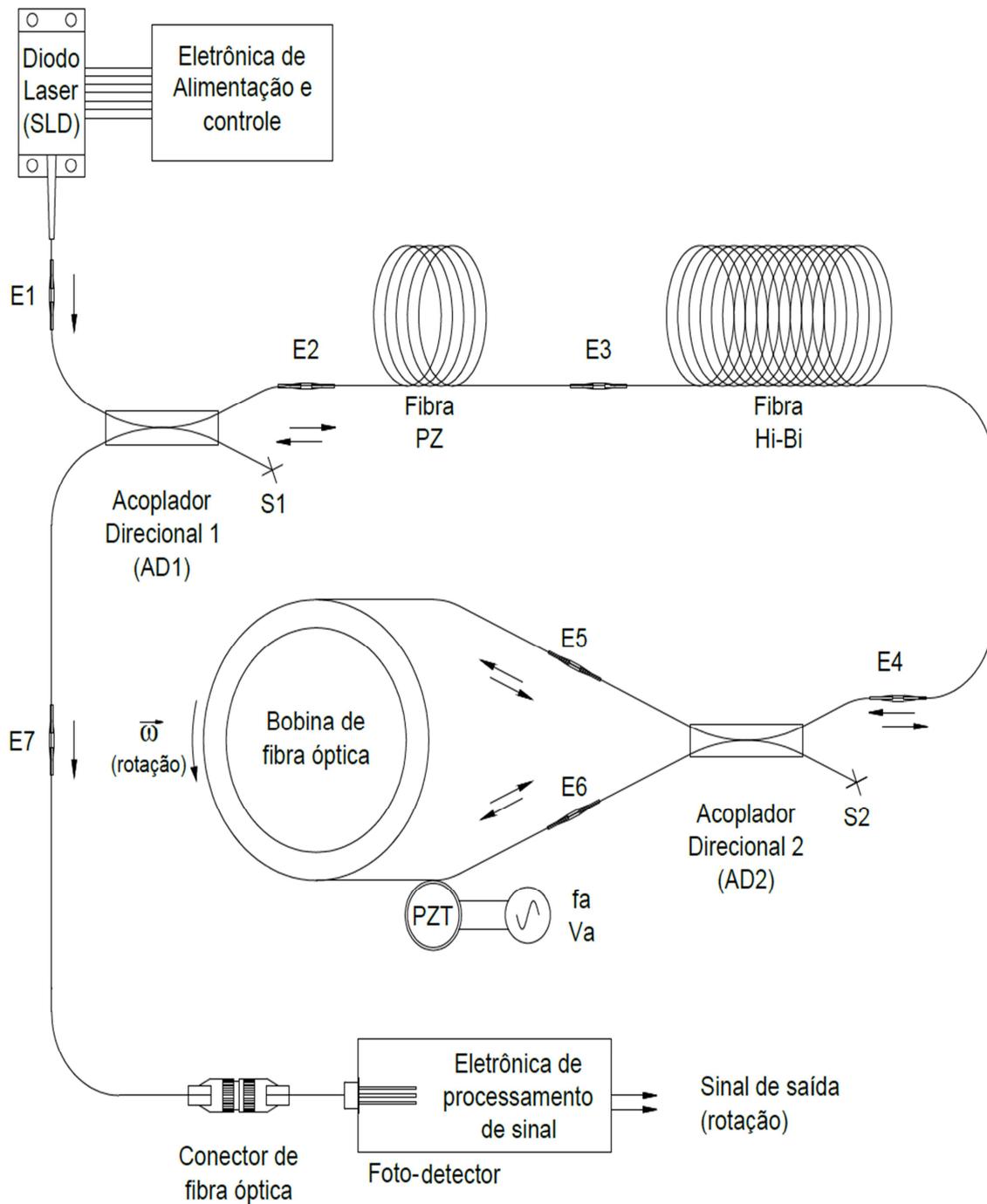


Figura B.3 - Diagrama do giroscópio à fibra óptica com os componentes mencionados.
 Fonte: LISBOA, 2007.

B2. Descrição resumida do processo de construção do interferômetro de Sagnac

O processo de construção do interferômetro de Sagnac é detalhado no relatório de montagem dos GFOs da empresa OPTSENSYS vinculado ao projeto SIA. A descrição subsequente aqui exposta se destina a descrever resumidamente o processo de construção a título de conhecimento básico do equipamento utilizado neste trabalho, a descrição mais detalhada é apresentada em (LISBOA, 2007) coordenado pelo Dr. Osni Lisboa.

Inicialmente conectam-se os terminais da bobina no modulador de fase, composto por um tubo cilíndrico de cerâmica piezoelétrica, no qual é enrolado um segmento de fibra óptica (entre 2,0 a 4,0 m). As paredes internas e externas do tubo cerâmico são metalizadas com material condutivo, geralmente prata.

Com os componentes que integrarão o circuito óptico devidamente testado e montado, inicia-se, portanto, o processo de verificação do funcionamento do SLD, gerando o experimento de uma curva espectral (espectro de potência óptica). Após o processo de verificação fixa-se o SLD devidamente no lugar pré-estabelecido em projeto. Fixa-se em seguida a placa controladora do SLD.

Inicia-se, então, o processo de emendas dos componentes ópticos, seguindo o circuito mostrado na Figura B.3, das emendas 1 a 7. Para cada emenda realizada, verifica-se se suas características de perda e de acoplamento de polarização permanecem nos níveis aceitáveis. À medida que os componentes ópticos são conectados e testados, são devidamente acomodados no *layout* pré-definido em projeto. A Figura B.4 mostra uma fotografia do protótipo desenvolvido pela OPTSENSYS com os componentes óptico-eletromecânicos acomodados no interior do carretel da bobina de fibra óptica.

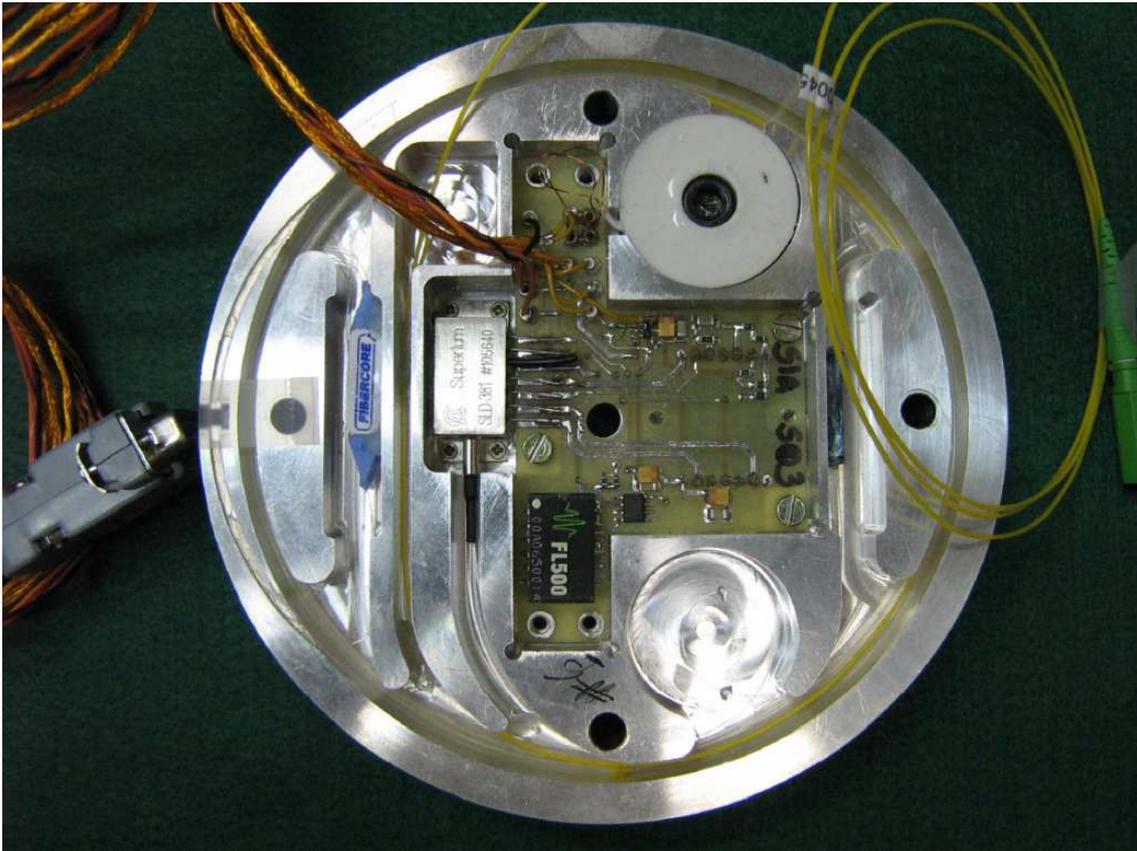


Figura B.4 - Fotografia da bobina GFO com os componentes óptico-eletromecânicos.
Fonte: LISBOA, 2007.

B3. Técnica utilizada para o processamento de sinal

A técnica de processamento utilizada no desenvolvimento do GFO foi a Técnica de Demodulação Síncrona *Mean Value*, que foi denominada posteriormente técnica Mean Value em (FERREIRA, 2001). Apresenta-se adiante uma síntese desta técnica de demodulação. A técnica *Mean Value* foi desenvolvida a partir da observação de algumas características relevantes oriundas do sinal da corrente fotodetectada I_0 , com relação ao desvio de fase $\Delta\phi_S$ (MELO 2009).

A Figura B.5 apresenta o comportamento da corrente para dois valores distintos de $\Delta\phi_S$, mas iguais em módulo. Observa-se que as áreas I_+ e I_- variam de acordo com o desvio de fase de Sagnac. Desta forma a técnica *Mean Value* utiliza um sinal de

demodulação capaz de isolar estas áreas de um modo útil para que o sinal de saída represente a dependência com $\Delta\phi_s$.

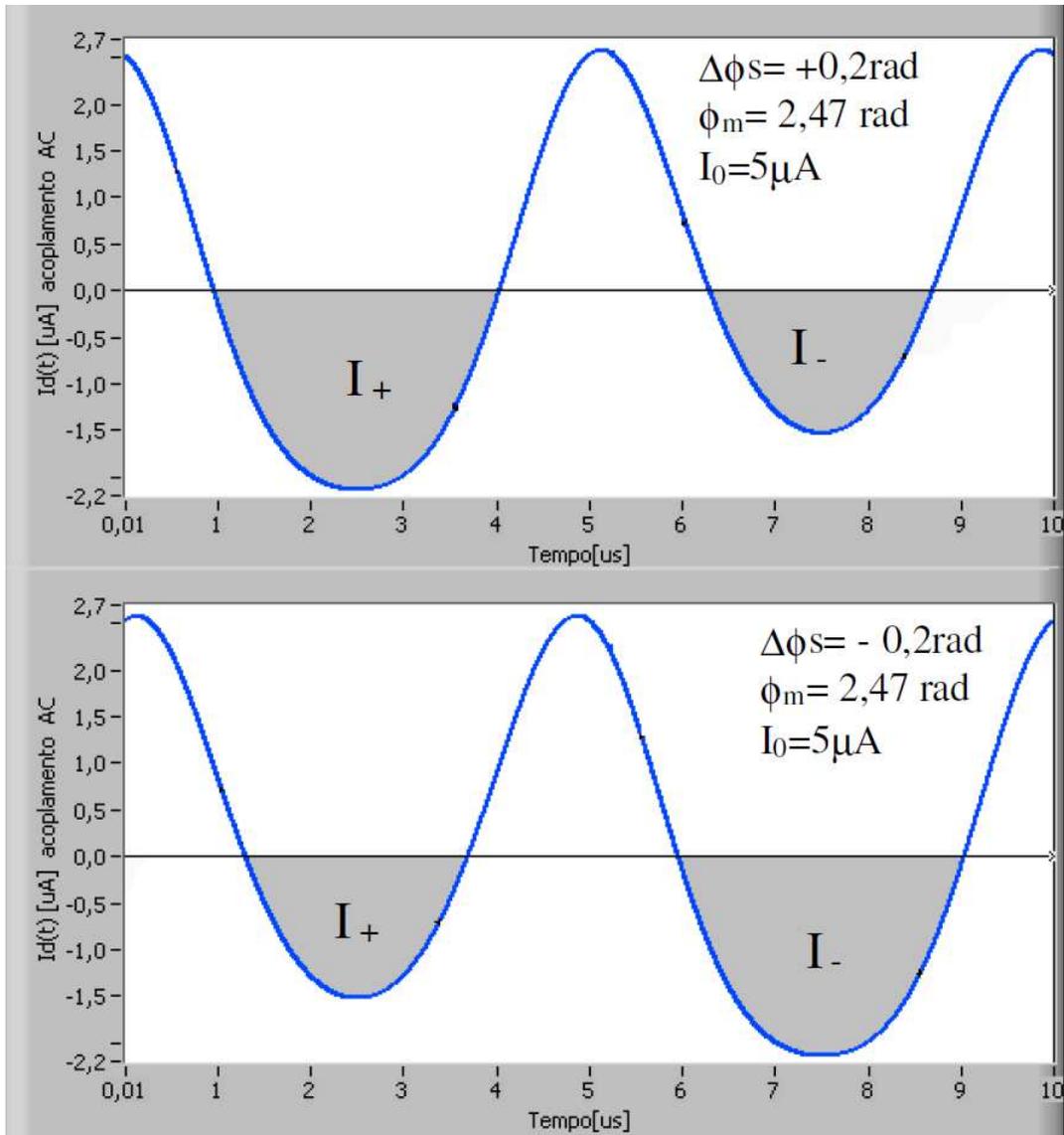


Figura B.5 - Sinal para diferentes valores do desvio de fase (iguais em módulo).
Fonte: MELO 2009

A característica de saída do detector utilizado no GFO é linear, dependendo da profundidade de modulação adotada. A média dos sinais I_+ e I_- é proporcional à profundidade de modulação e sofre pouca influencia de $\Delta\phi_s$, o que possibilita um controle da profundidade de modulação.

B4. Eletrônica de conversão DC/DC filtragem de interferência eletromagnética – EMI

Nos requisitos iniciais do projeto dos GFOs estipulou-se o fornecimento das seguintes tensões reguladas com as respectivas capacidades de corrente segundo requisitos do projeto-SIA:

- $\pm 5V$ (1A): para os módulos de processamento digital do sinal demodulado de cada um dos GFOs,
- +5V (3,2A): para os módulos de controle da temperatura de cada um dos diodos superluminescentes – SLD,
- +12V (0,8A), para os módulos de controle de corrente de cada um dos SLD.

Sendo todas esses requisitos de suprimento de energia e suas carentes necessárias para o perfeito funcionamento obtidas a partir de uma fonte estabilizada de 28 V – 9 Amperes, tensão elétrica comumente utilizada em satélites, como o CBERS2 por exemplo, (MAGALHÃES et al, 2008).

B5. Conversão DC/DC

Com intuito à caracterização em ambiente de laboratório das unidades GFOs, opta-se pela escolha de conversores DC/DC do fabricante *Power One*; cujos modelos são identificados abaixo de acordo com as suas características principais e a sua aplicação no projeto (LISBOA, 2007):

- DFA20E24D5: utilizado no fornecimento de energia elétrica para 04 módulos de processamento digital do sinal demodulado.
- DFA20E24S5: utilizado no fornecimento de energia elétrica para 04 módulos de controle de temperatura de diodos superluminescentes.
- DFA20E24S12: utilizado no fornecimento de energia elétrica para 04 módulos de controle da corrente elétrica de diodos superluminescentes.

Os modelos de conversores DC/DC possuem eficiência de 81% a 85% (DFA20-*Series DataSheet*), utilizam filtros de modo comum e modo diferencial nos seus estágios de entrada e de saída e necessitam apenas a utilização externa de capacitores de tântalo de 10 μF e cerâmicos de 100 nF para a redução de ruído de saída.

B6. Filtros de interferência eletromagnética (EMI)

Com intuito de garantir que as interferências eletromagnéticas estejam de acordo com as normas FCC e EN55022 classe B, opta-se pela utilização de um filtro modelo F4804A, da *Power One*, entre a entrada de cada conversor DC/DC e a saída da bateria de +28V (LISBOA,, 2007). As tensões de entrada desses tipos de filtros são até +80 V e correntes máximas de 5A e operam em uma faixa de temperatura de $-40^{\circ}C$ a $+85^{\circ}C$.

B7. Vistas das placas e dos módulos das fontes de tensão

A caixa desenvolvida para acomodar as unidades eletrônicas do protótipo contém dois módulos de fontes de tensão: FT107 e FT207, cada qual com os seus conversores DC/DC e filtros F4804A, bem como os módulos eletrônicos de processamento de sinal de cada GFO. Os dois módulos FT fornecem tensão estabilizada para o conjunto de quatro GFOs. A Figura B.6 apresenta os módulos FT107 e FT207.



Figura B.6 - Módulos de fonte de tensão FT107 à esquerda e FT207 à direita.

Fonte: LISBOA, 2007.

Cada módulo de fonte de tensão é interligado por meio de um conector especial de barramento a uma placa tipo “*backplane*” para o fornecimento das tensões de $\pm 5V$, $0V$, $+5V$ e $+12V$, aos módulos de processamento de sinal integrados à mesma caixa. A Figura B.7 é uma fotografia do modulo FT207 com a vista do lado dos componentes eletrônicos.



Figura B.7 - Módulo de fonte de tensão FT207 com vista dos componentes.

Fonte: LISBOA, 2007.

Um conector tipo *backplane* macho localizado na tampa traseira de cada módulo de processamento de sinal disponibiliza pinos que se conectam por meio dos conectores tipo fêmea à placa de *backplane* disposta no fundo da caixa que acomoda os módulos de forma paralela, permitindo a conexão com os módulos FT que proveem as tensões e correntes adequadas. A Figura B.8 apresenta a vista interna da caixa de montagem com os conectores para os módulos FT107, FT207 bem como para os módulos de processamento de sinal para os quatro GFOs independentes.

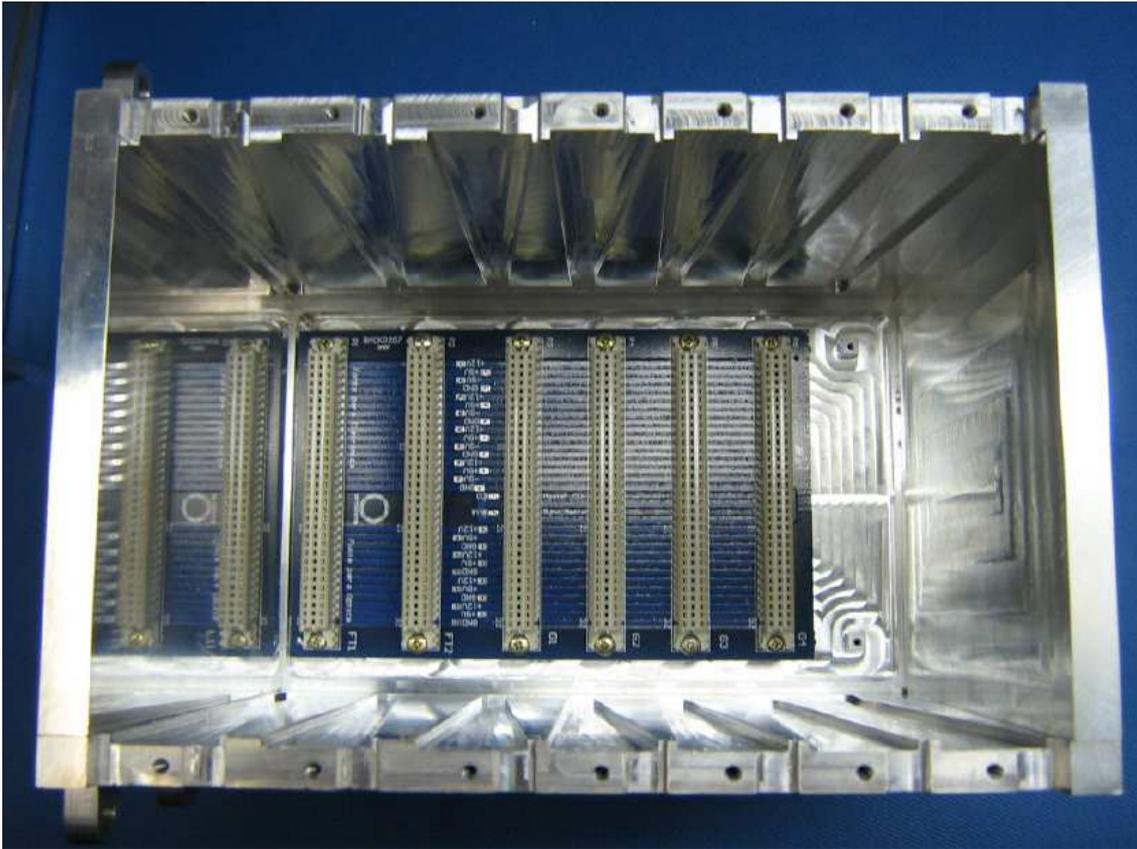


Figura B.8 - Caixa da eletrônica do conjunto de GFOs, vista interna.

Fonte: LISBOA, 2007.

B8. Integração dos módulos nas caixas da eletrônica de cada GFO

As unidades de cada um dos módulos de FT foram integradas à caixa da eletrônica do conjunto e posteriormente testadas, fornecendo as tensões de saída respectivas a 04 módulos de processamento de sinal, a 04 módulos de fonte de corrente e de controle de temperatura de 04 diodos super luminescentes.

As tensões de saída, $\pm 5\text{ V}$ e $+12\text{ V}$, disponibilizadas na *backplane*, foram monitoradas no conector da tampa do Módulo FT2007 permanecendo na faixa de especificação nominal do conversor DC/DC respectivo. Todos os GFOs do conjunto girométrico designado para o projeto SIA funcionaram normalmente quando alimentados pelos módulos FT1007 e FT2007, validando o funcionamento dos módulos.

APÊNDICE C: DETALHES DO PROCEDIMENTO DE AQUISIÇÃO DE DADOS DA UNIDADE DE GIROS GFOS

C.1 Conectorização e breve descrição dos elementos utilizados

Os pinos 3, 4, 8 e 9 do conector DB-9 da interface de cada eixo são interligados internamente e correspondem à referência de tensão GND.

Os pinos 1 e 6, do mesmo conector são interligados internamente e devem ser alimentados por uma tensão de +5V estabilizada em relação à referência GND.

O par de linhas $D+$ e $D-$, correspondente à comunicação propriamente dita, de cada conector RS-485 deve ser conectados aos pinos 7 e 2, respectivamente, do conector DB9 da interface de cada unidade de giro (LISBOA, 2007). A extremidade oposta deve ser conectada ao CV-485/USB (GUEDES, 2014).

Em estado normal, a linha de pulso deve permanecer em nível de tensão alto (+5Vcc) em relação à referência GND. O pulso deve levar a tensão à zero Volts. A largura do pulso deve ser da ordem de 10 μ s (microssegundos) com variação de $\pm 20\%$. Ou seja, pulsos com períodos maiores que 12 μ s iniciam a interface do giro em modo de calibração (LISBOA, 2007) do conjunto eletrônico instalado internamente. No Apêndice B é apresentada de forma resumida o desenvolvimento e construção do protótipo utilizado nesse trabalho, com informações relevantes de projeto.

O Conversor RS-485/USB deve operar em velocidade de transferência compatível, conforme prevista pela interface do giro, ou seja, 115200 bps, 8 bits, sem paridade, *half-duplex*, em 2fios.

Nos ensaios de testes de aquisição utilizou-se um conversor USB Moxa-1450i, com 4 interfaces RS-485. Ao ligar o conversor, deve-se alterar as configuração do driver para o modo operacional RS-485 em 2 fios. As linhas $D+$ e $D-$ (pinos 7 e 2, respectivamente) vindas das interfaces do GFO devem se conectadas aos pinos 3 e 4 (MOXA, 2011) do Moxa 1450i.

O driver do conversor poderá atuar como uma porta de comunicação virtual, com sintaxe de nomes adotados pelo sistema operacional.

Em ambiente GNU/Linux o driver do USB Moxa-1450i cria 4 portas com as sintaxes `/dev/ttyMXUSBn`, com n variando de 0 (zero) a 3 e correspondem às interfaces RS-485 de 1 a 4, respectivamente.

Conversores RS-485/USB podem criar portas `/dev/ttyUSBn` seguindo a ordem de detecção das portas USB. Neste caso recomenda-se conectar uma porta por vez e verificar o nome e unidade designada, caso contrário não será possível identificar o giro correspondente.

O DGP (Dispositivo Gerador de Pulso) utilizado nos ensaios é baseado na arquitetura do microcontrolador ARDUINO (AtMega128), com *clock* de 16Mhz (ARDUINO, 2012). O dispositivo foi programado para gerar um pulso com o período de 10 μ s. Por meio de um osciloscópio, verificou-se que tal calibração pode gerar pulsos com períodos de até 12 μ s, ou seja, dentro da faixa de tolerância.

Pulsos com períodos inferiores a 10 μ s do valor não são capazes de estimular o circuito de aquisição interna do GFO.

Os pulsos com períodos superiores a 12 μ s levam a interface a operar em modo de calibração, o que retornará, além da amostra em formato puro, octetos correspondentes aos parâmetros internos de calibração da eletrônica dedicada ao SLD (documentação não cedida pela empresa).

As alterações de períodos menores no Arduino não modificaram o período do pulso gerado. Analisando o código gerado para a geração do pulso, tem-se que o procedimento de espera do estímulo, a sua leitura, e as instruções do controle do canal digital e alarme consomem 180 ciclos de *clock*. Para um controle mais efetivo seria necessário um Arduino com *clock* mínimo de 22.5 Mhz (GUEDES, 2014).

A velocidade interna de comunicação entre a porta USB/Serial Virtual e o CA é de 115200 bps, 8 bits, sem paridade. O DGP-Arduino foi configurado para gerar o pulso no pino 32, localizado em seu barramento na parte superior do microcontrolador.

O computador de aquisição atende os requisitos operacionais do SW GiroGFO e RdGiroGFO, operando apenas em modo exclusivamente de texto e com todos os serviços desnecessários completamente desativados, para garantir a prioridade do processo. Via de regra, qualquer serviço que possa interferir direta ou indiretamente com o processo de aquisição é considerado desnecessário.

C.2 Sequência de acionamentos de *Software* e *Hardware* para aquisição de dados

A conectorização e acionamento devem seguir a seguinte sequência com objetivo de facilitar e validar o bom funcionamento dos elementos envolvidos, a sequência proposta é:

- I. Ligar computador (CA) em modo texto (Linux)
- II. Ligar os CV-485-USB
 - II a. Alimentar o CV utilizado com fonte de alimentação externa 12VDC e corrente mínima de 360 mA.
 - II b. Acoplar o USB do CA e verificar os terminais virtuais criados
 - II c. Configurar o Moxa para operar em modo RS-485 (Moxa 2009).
 - II d. Verificar modo de operação das portas USB/Serial individuais.
 - II e. Acoplar a porta USB ao computador
- III. Conectar o cabo USB do DGP-Arduino ao CA.
 - III a. Verificar o terminal virtual criado.
- IV. Configurar o arquivo da aplicação especificando os terminais virtuais.

- V. Alimentar o GFO com a tensão de 28 Volts provida de fonte de tensão estabilizada, verificar tensão nos terminais antes de conectar ao conjunto de GFOs utilizando um multímetro.
- VI. Conectar os barramentos RS-485 aos CV-485-USB, anotando as correspondências entre os giros e os terminais virtuais, segundo as orientações anteriores.
- VII. Iniciar a aplicação GiroGFO.

O GFO-OptSenSys opera sob demanda, ou seja, os dados brutos dos giros são entregues perante um pulso de estímulo. Na forma apresentada, (Figura 6.1) as eletrônicas de todos os giros são estimuladas simultaneamente pelo DGP.

Os dados brutos são rotulados com o tempo do estímulo (data Juliana modificada para 1950 e fração de dias em segundos com representação de microssegundos) acrescido dos atrasos de maior grandeza, tais como período da transferência do octeto do estímulo, acrescido do menor período de transferência da resposta (dados brutos) e o tempo de espera da notificação de entrega (GUEDES, 2014).

Os dados entregues são armazenados em estruturas específicas para cada giro e são gravados os instantes de aquisição, os valores puros e decodificados de cada giro, sendo que estes últimos podem representar os valores de tensão digital convertida pelo DSP (*Digital Signal Process*) interno do GFO ou mesmo a velocidade de rotação medida pelo giro, conforme os valores dos coeficientes de conversão definidos para cada giro no arquivo de configuração.

Após a leitura dos dados aguarda-se a interrupção de um alarme do RTC (*Real Time Clock*) que ocorrerá em períodos definidos no arquivo de configuração, quando é realizado um novo ciclo de aquisição.

Essa leitura é feita de forma simultânea por meio de um Hub/Conversor de USB para 4 portas seriais do tipo RS-485, da linha Uport da fabricante MOXA. Esse equipamento recebe os dados simultaneamente das 4 portas, realoca-os em um buffer e os transmite

via USB, garantindo assim a aquisição simultânea das leituras efetuadas pelos 4 giros, condição necessária para o procedimento de caracterização da unidade.

APÊNDICE D: COMPENSAÇÃO DA VELOCIDADE ANGULAR DA TERRA

A compensação da velocidade angular da Terra é necessária devido a sensibilidade dos sensores em questão, pois essa velocidade é detectada pelos giros quando referidos a um sistema de coordenadas fixadas à Terra e insere um erro nas medidas. Devido a isso é necessário identificar e descontar essa velocidade. A equação que exprime a leitura de um giro em rotação com relação a um sistema fixado na Terra é dada por:

$$\mathbf{\Omega}_g = \mathbf{\Omega}_T + \mathbf{W}_r \quad (\text{D.1})$$

onde:

$\mathbf{\Omega}_g$ é a valor da medida do giro, $\mathbf{\Omega}_T$ é a velocidade angular da Terra; \mathbf{W}_r é a velocidade angular relativa.

O conjunto de giro (corpo do tetraedro), foi então referenciado o no Sistema NED (*North-East-Down*) com o giro 3 apontando para o Norte, no plano ND; o giro 1 defasado de -30° do eixo E, no plano vertical; o giro 2 também no plano vertical defasado de 30° do eixo E; e, por fim o giro 4 se encontra no centro, posicionado na horizontal do tetraedro. Observa-se essa configuração na Figura. D.1.

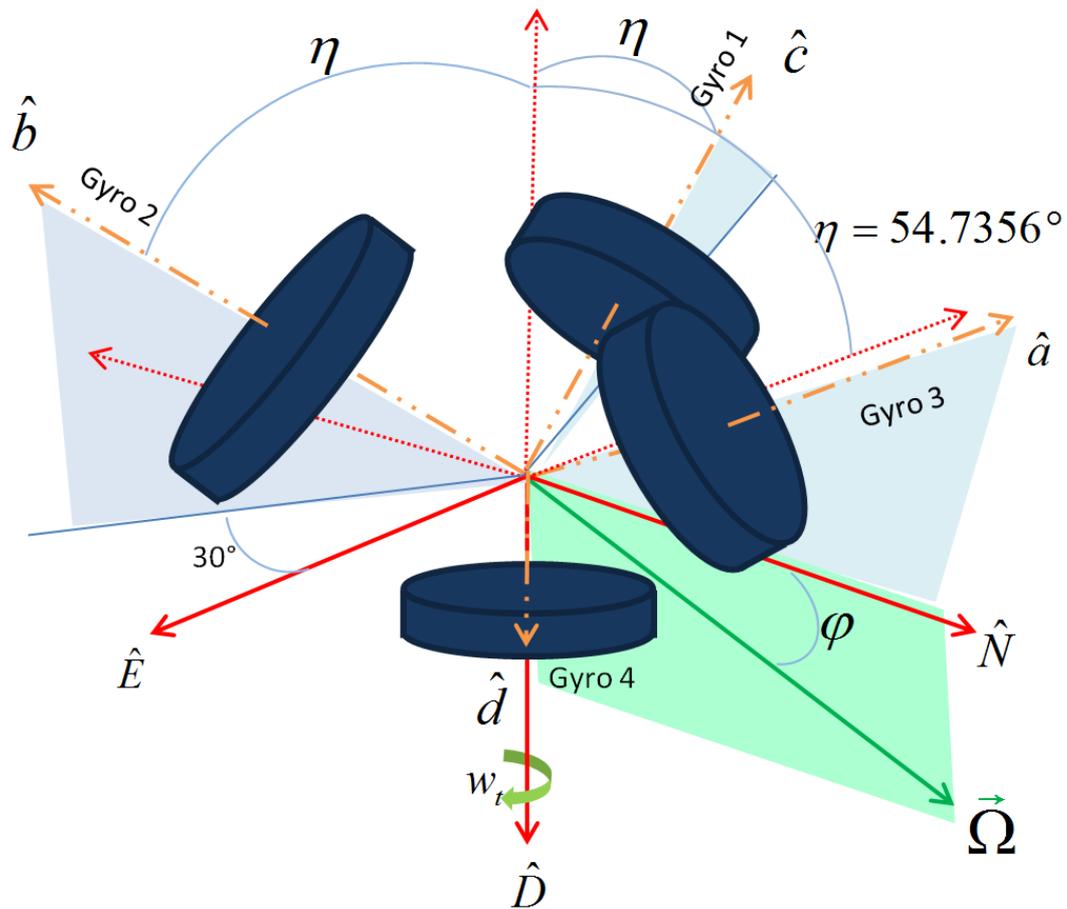


Figura D.1 - Representação do corpo do tetraedro com os Giros

Na figura, $\hat{a}, \hat{b}, \hat{c}, \hat{d}$ são os eixos-sensores dos giros e η é o ângulo entre o eixo-sensor e \hat{D} com $\eta = 54,7356^\circ$. Com a projeção das velocidades angulares de cada giro nos eixos do sistema NED da Terra a compensação da velocidade para cada giro fica da forma:

$$\begin{aligned}
 W_{aTerra} &= \hat{a} \cdot \Omega_T, \\
 W_{bTerra} &= \hat{b} \cdot \Omega_T, \\
 W_{cTerra} &= \hat{c} \cdot \Omega_T, \\
 W_{dTerra} &= \hat{d} \cdot \Omega_T,
 \end{aligned} \tag{D.2}$$

onde $\hat{a}, \hat{b}, \hat{c}, \hat{d}$ são os eixos-sensores, dados por:

$$\begin{aligned}
 \hat{a} &= \begin{bmatrix} -\frac{\sqrt{6}}{3} \hat{N} & 0 & \frac{\sqrt{3}}{3} \hat{D} \end{bmatrix} \\
 \hat{b} &= \begin{bmatrix} -\frac{\sqrt{6}}{3} \hat{N} & \frac{\sqrt{6}}{3} \hat{E} & -\frac{\sqrt{3}}{3} \hat{D} \end{bmatrix} \\
 \hat{c} &= \begin{bmatrix} \frac{\sqrt{6}}{3} \hat{N} & \frac{\sqrt{6}}{3} \hat{E} & \frac{\sqrt{3}}{3} \hat{D} \end{bmatrix} \\
 \hat{d} &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & \hat{D} \end{bmatrix}
 \end{aligned} \tag{D.3}$$

Sendo $W_{i,Terra}$ a parcela da velocidade angular da Terra projetada no i -ésimo eixo-sensor de cada giro e Ω_T é a velocidade angular da Terra.

Logo a velocidade angular da Terra projetada no sistema NED é calculada por:

$$\Omega_T = \Omega [(\cos(\phi) \cos(wt)) \hat{N} \quad (\cos(\phi) \sin(wt)) \hat{E} \quad \sin(\phi) \hat{D}] \tag{D.4}$$

Com a taxa de rotação terrestre dada por $\Omega = 7.2921158547 \times 10^{-5} \text{ rad / sec}$, a latitude do local dada por $\phi = -23.211132308^\circ$, w é a velocidade angular da mesa e t é o tempo, sendo $t_0 = 0$ o início do experimento.

APÊNDICE E: RELATÓRIOS SOBRE ALLAN VARIANCE

Relatórios gerados por meio do Software livre ALAVAR, versão 5.2, autorizado por Makdissi, disponibilizado em URL: <http://www.alamath.com/alavar/>.

AlaVar Generated Report – Giro 1 – Model SD 02

C:\Users\Rafa XPS\Desktop\ALAVAR- Paper Portugal\GIRO 1-SD-02 - ALAVAR.txt

File 'C:\Users\Rafa XPS\Desktop\ALAVAR- Paper Portugal\GIRO 1-SD-02 - ALAVAR.txt' created on 23/04/2014 15:42:28

Column # 1 was processed

Data length N = 145312 points.

The mean Value of the processed data = 0.00024729

The Stanadrd Deviation of the processed data = 3.80602e-05

The number of removed outliers is 1018

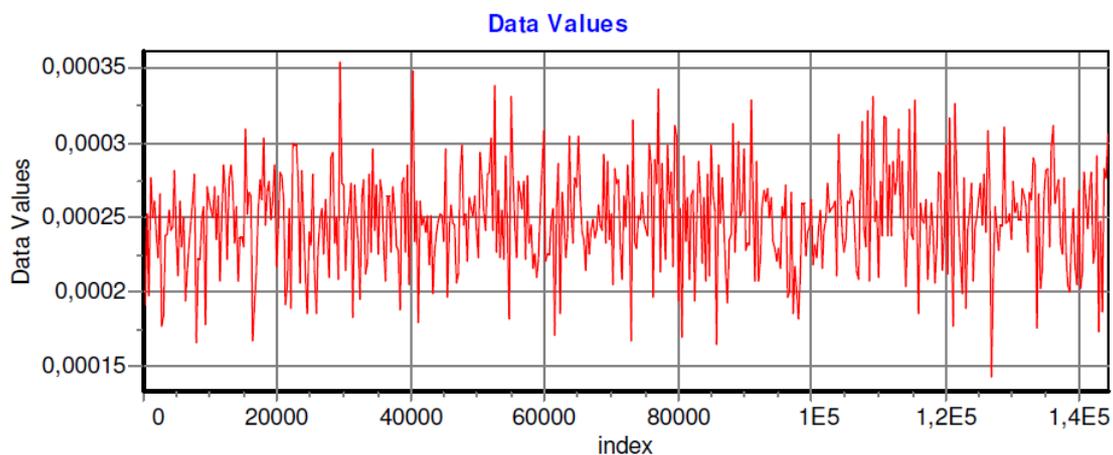


Figure E.1 - Processed Data Giro 1 – SD 02

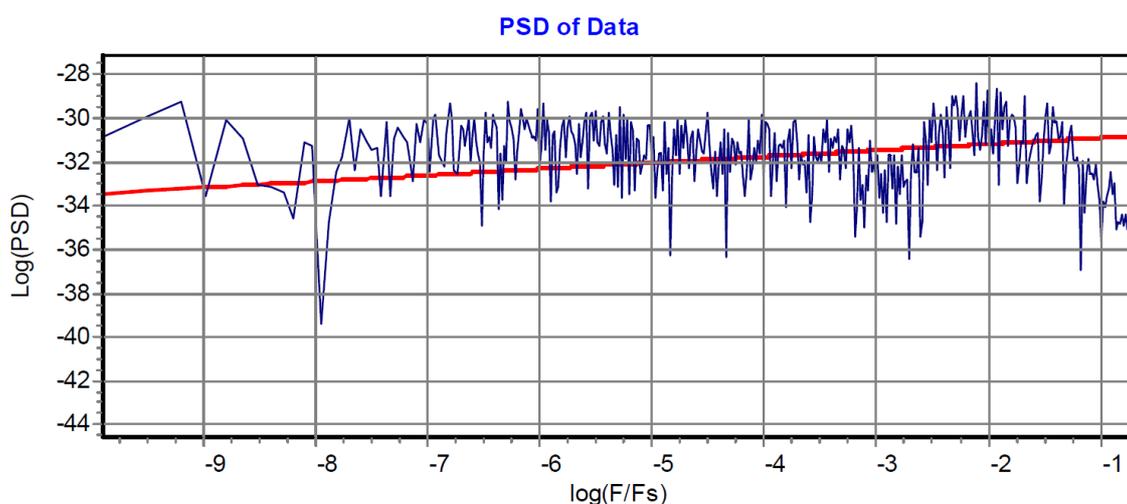


Figure E.2 - Data PSD Giro 1 – SD 02

The computation of the 3 ALLAN STD DEVs lasted 0.085000 seconds
The error bars were computed for a : White PM
The computation of the Error bars lasted 0 seconds

Tau = average Time
ADEV = Overlapping
ALLAN STD DEV.
ADEV_Min = ADEV lower bound.
ADEV_Max = ADEV upper bound.
MDEV = Modified ALLAN STD DEV.
TDEV = Time ALLAN STD DEV.
HDEV = Overlapping HADAMARD STD DEV.

Tabela E.1 - Dados de pós-processamento por Allan Variance – Giro 1 - SD 02

Tau	ADEV	ADEV_Min	ADEV_Max	MDEV	TDEV	HDEV
0.8	2.4666e-05	2.461e-05	2.4723e-05	2.4666e-05	1.1393e-05	1.8389e-05
1.6	3.0959e-05	3.0883e-05	3.1036e-05	2.643e-05	2.4415e-05	2.9404e-05
3.2	2.5454e-05	2.5374e-05	2.5535e-05	1.8345e-05	3.3893e-05	2.7643e-05
6.4	9.9173e-06	9.8745e-06	9.9606e-06	6.4695e-06	2.3905e-05	9.5002e-06
12.8	7.9649e-06	7.9168e-06	8.0139e-06	4.8637e-06	3.5943e-05	8.0663e-06
25.6	5.4349e-06	5.3887e-06	5.4823e-06	3.9206e-06	5.7947e-05	5.1657e-06
51.2	4.6772e-06	4.6213e-06	4.7352e-06	3.533e-06	0.00010444	4.5034e-06
102.4	3.84e-06	3.7755e-06	3.9078e-06	2.893e-06	0.00017103	3.8042e-06
204.8	2.7876e-06	2.7221e-06	2.8581e-06	2.0095e-06	0.00023761	2.7964e-06
409.6	1.9167e-06	1.8539e-06	1.9864e-06	1.3119e-06	0.00031023	1.9717e-06
819.2	1.2193e-06	1.1638e-06	1.2836e-06	8.5103e-07	0.00040251	1.2124e-06
1638.4	9.4348e-07	8.8421e-07	1.0165e-06	7.416e-07	0.0007015	8.4512e-07
3276.8	9.3001e-07	8.4998e-07	1.0379e-06	7.2725e-07	0.0013759	8.9724e-07
6553.6	7.0358e-07	6.2127e-07	8.3054e-07	4.4186e-07	0.0016719	7.6908e-07
13107	3.434e-07	2.8916e-07	4.4696e-07	3.2025e-07	0.0024235	2.6657e-07
26214	4.5996e-07	3.6215e-07	7.3631e-07	2.8191e-07	0.0042667	3.7527e-07

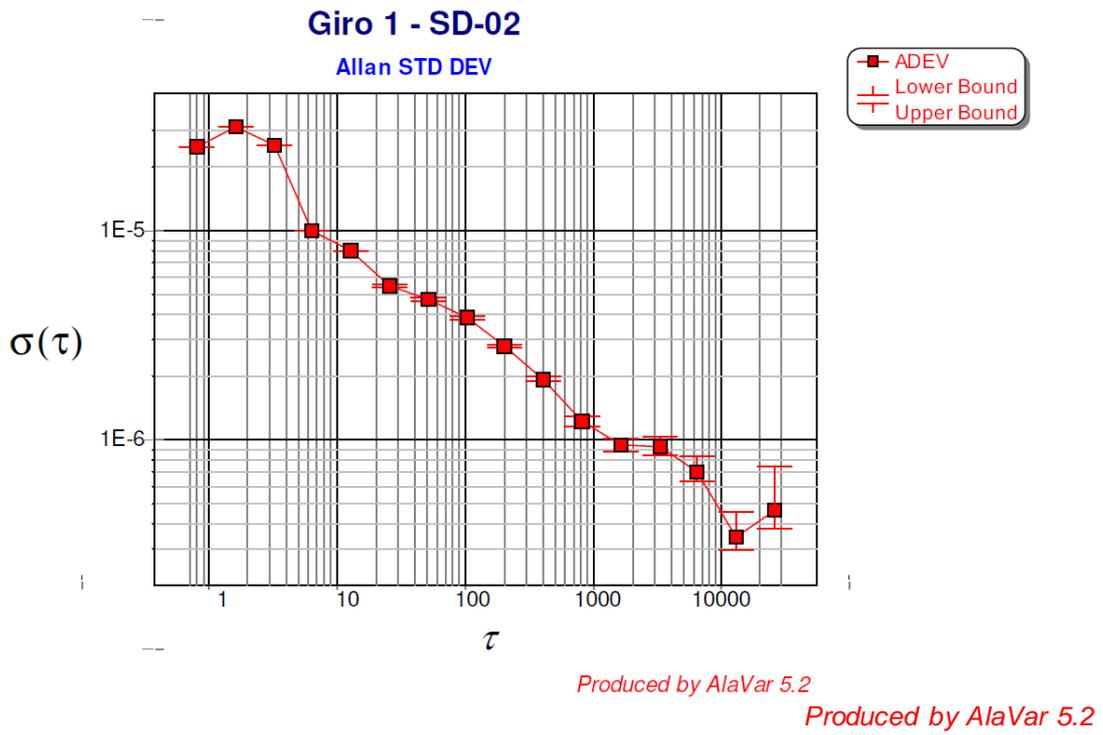


Figure E.3 - Allan Standard Deviation Giro 1 – SD 02

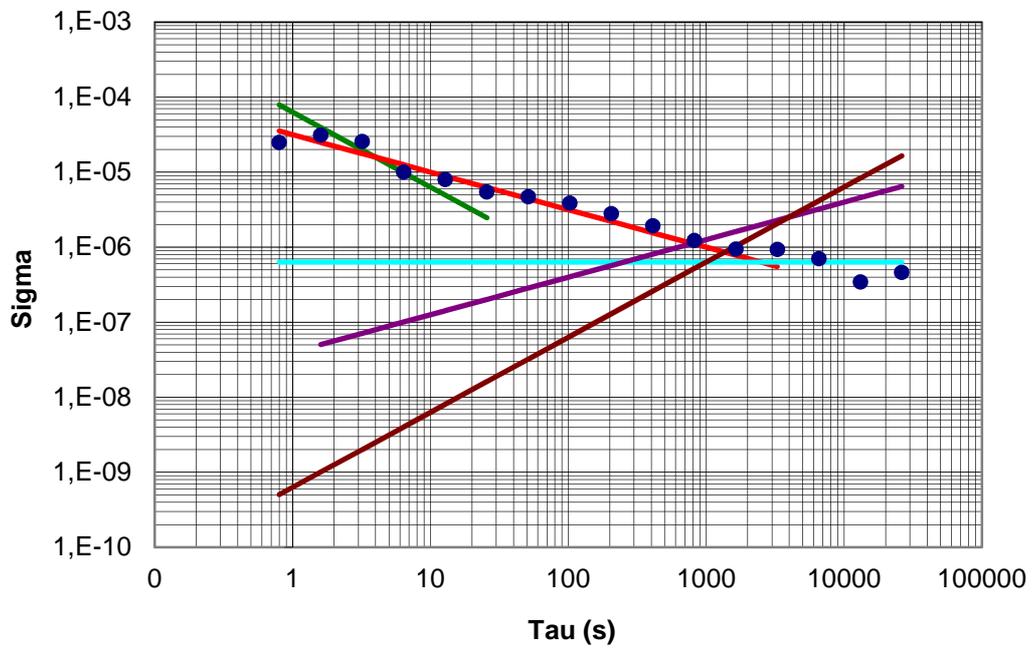


Figure E.4 - Allan Standard Deviation Giro 1 – SD 02 com Slopes

AlaVar Generated Report – Giro 2 – Model SD 04

C:\Users\Rafa XPS\Desktop\ALAVAR- Paper Portugal\GIRO 2-SD-04 - ALAVAR.txt

File 'C:\Users\Rafa XPS\Desktop\ALAVAR- Paper Portugal\GIRO 2-SD-04 - ALAVAR.txt' created on 23/04/2014 15:43:28

Column # 1 was processed

Data length N = 145312 points.

The mean Value of the processed data = -0.000556124

The Stanadrd Deviation of the processed data = 4.20344e-05

The number of removed outliers is 674

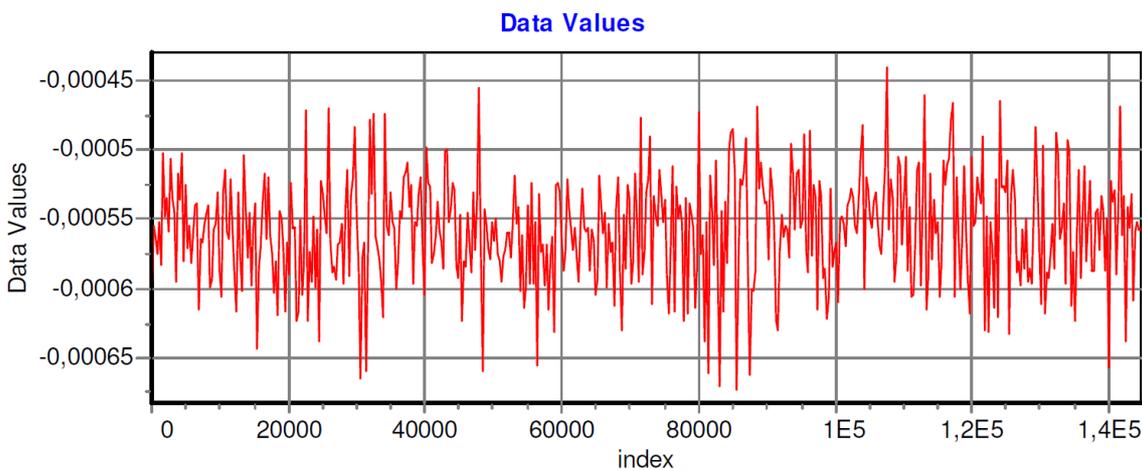


Figure E.5 - Processed Data Giro 2 – SD 04

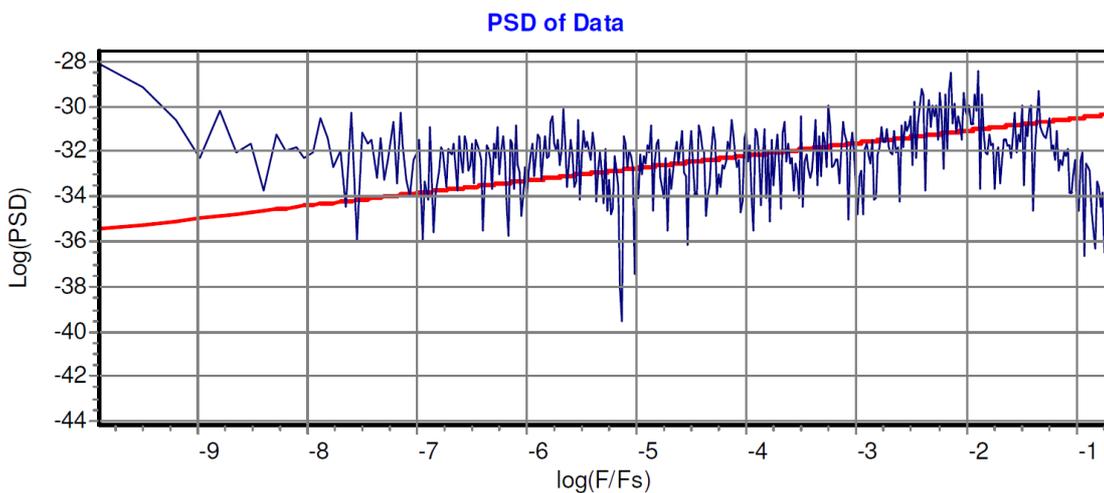


Figure E.6 - Data PSD Giro 2 – SD 04

The computation of the 3 ALLAN STD DEVs lasted 0.085000 seconds
 The error bars were computed for a : White PM
 The computation of the Error bars lasted 0 seconds

Tau = average Time
 ADEV = Overlapping ALLAN STD DEV.
 ADEV_Min = ADEV lower bound.
 ADEV_Max = ADEV upper bound.
 MDEV = Modified ALLAN STD DEV.
 TDEV = Time ALLAN STD DEV.
 HDEV = Overlapping HADAMARD STD DEV.

Tabela E.2 - Dados de pós-processamento por Allan Variance – Giro 2 - SD 04

Tau	ADEV	ADEV_Min	ADEV_Max	MDEV	TDEV	HDEV
0.8	2.8361e-05	2.8294e-05	2.8429e-05	2.8361e-05	1.3099e-05	2.2149e-05
1.6	3.319e-05	3.3107e-05	3.3274e-05	2.7592e-05	2.5488e-05	3.2501e-05
3.2	2.5524e-05	2.5456e-05	2.5593e-05	1.8549e-05	3.427e-05	2.7548e-05
6.4	1.0816e-05	1.0785e-05	1.0847e-05	7.2513e-06	2.6794e-05	1.0458e-05
12.8	8.3984e-06	8.3723e-06	8.4246e-06	5.1008e-06	3.7695e-05	8.6433e-06
25.6	5.1308e-06	5.1132e-06	5.1486e-06	3.3936e-06	5.0158e-05	5.1183e-06
51.2	3.6719e-06	3.6576e-06	3.6864e-06	2.5213e-06	7.453e-05	3.6616e-06
102.4	2.6511e-06	2.6391e-06	2.6633e-06	1.8886e-06	0.00011165	2.6394e-06
204.8	1.8904e-06	1.8802e-06	1.9009e-06	1.3192e-06	0.00015599	1.9146e-06
409.6	1.2783e-06	1.2697e-06	1.2871e-06	9.2561e-07	0.00021889	1.2275e-06
819.2	1.0642e-06	1.055e-06	1.0737e-06	8.1835e-07	0.00038705	9.7746e-07
1638.4	1.0626e-06	1.0503e-06	1.0754e-06	9.0429e-07	0.0008554	8.9019e-07
3276.8	1.2339e-06	1.2137e-06	1.2551e-06	1.0429e-06	0.001973	1.0325e-06
6553.6	1.3687e-06	1.3349e-06	1.4052e-06	1.1277e-06	0.004267	1.2701e-06
13107	1.2968e-06	1.2437e-06	1.3573e-06	1.0682e-06	0.0080832	1.0894e-06
26214	1.5704e-06	1.4468e-06	1.7323e-06	1.2302e-06	0.018618	1.4277e-06

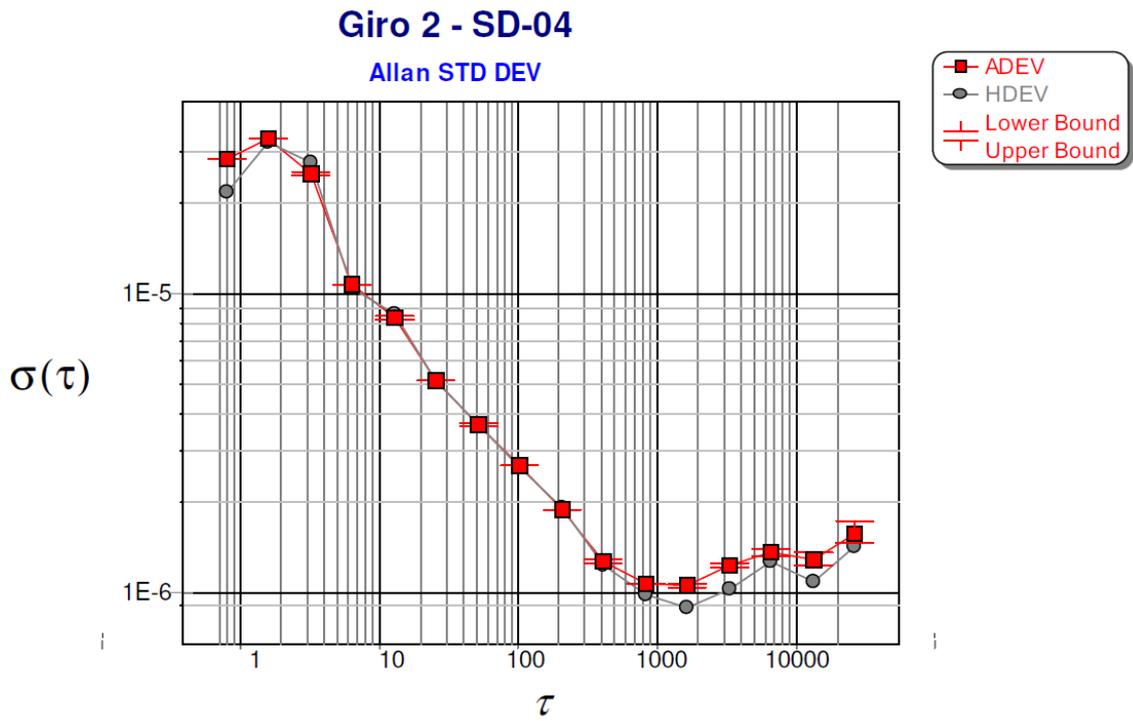


Figure E.7 - Allan Standard Deviation Giro 2 – SD 04

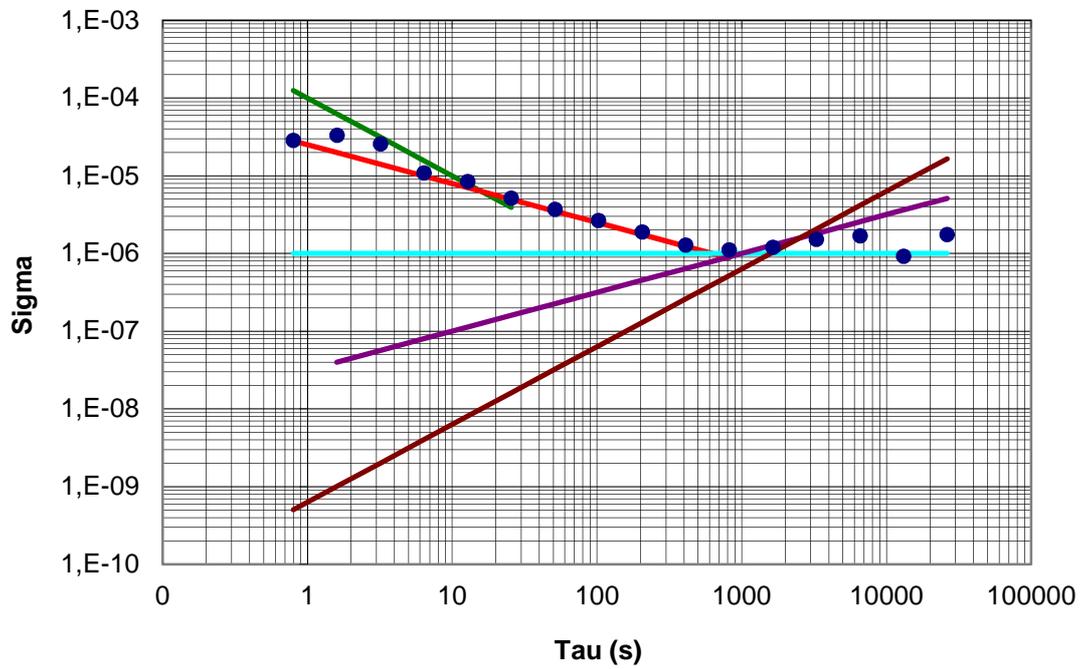


Figure E.8 - Allan Standard Deviation Giro 2 – SD 04 com Slope

AlaVar Generated Report – Giro 3 – Model SD 03

C:\Users\Rafa XPS\Desktop\ALAVAR- Paper Portugal\GIRO 3-SD-03 - ALAVAR.txt

File 'C:\Users\Rafa XPS\Desktop\ALAVAR- Paper Portugal\GIRO 3-SD-03 - ALAVAR.txt' created on 23/04/2014 15:44:34

Column # 1 was processed

Data length N = 145312 points.

The mean Value of the processed data = $-2.41343e-05$

The Stanadrd Deviation of the processed data = $3.83477e-05$

The number of removed outliers is 868

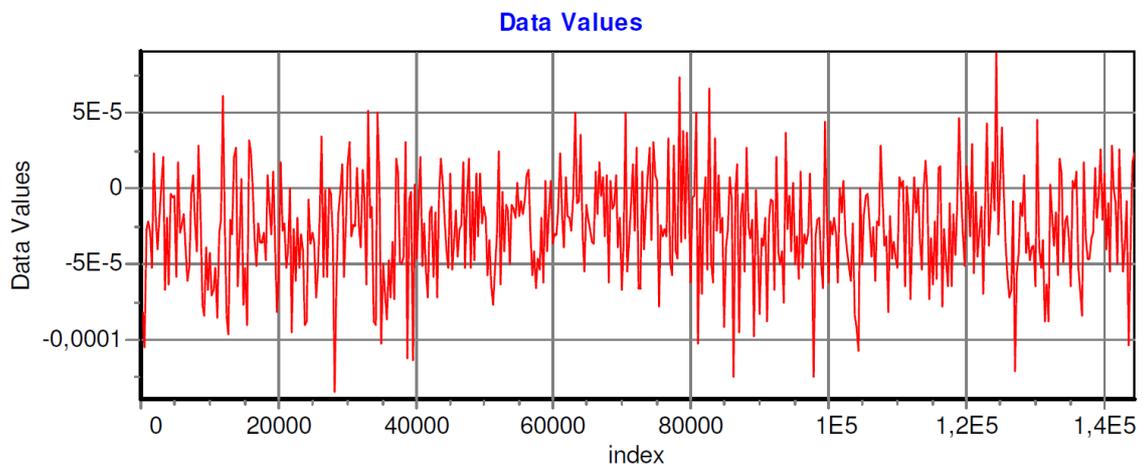


Figure E.9 - Processed Data Giro 3 – SD 03

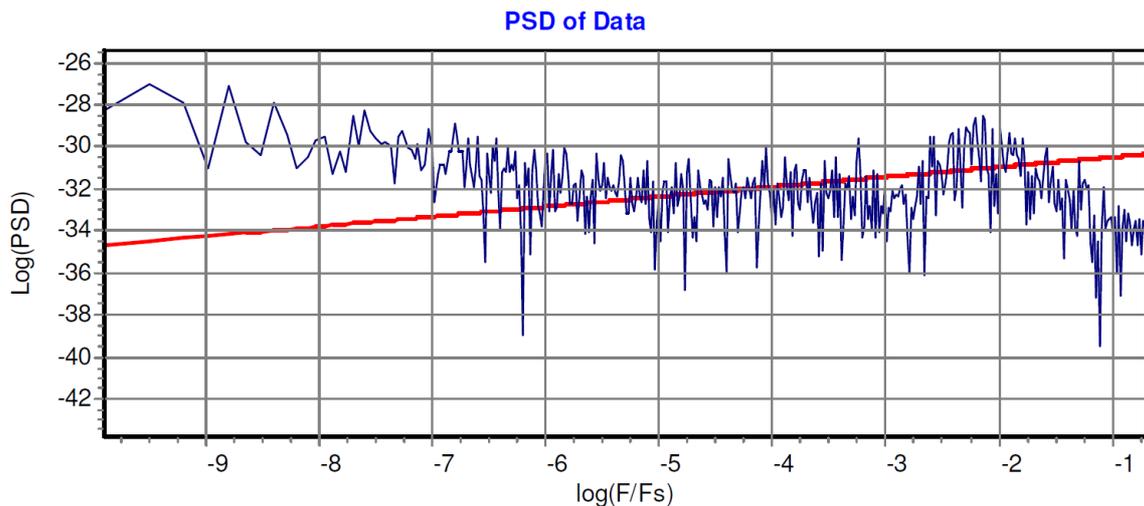


Figure E.10 - Data PSD Giro 3 – SD 03

The computation of the 3 ALLAN STD DEVs lasted 0.085000 seconds
 The error bars were computed for a : White PM
 The computation of the Error bars lasted 0 seconds

Tau = average Time
 ADEV = Overlapping ALLAN STD DEV.
 ADEV_Min = ADEV lower bound.
 ADEV_Max = ADEV upper bound.
 MDEV = Modified ALLAN STD DEV.
 TDEV = Time ALLAN STD DEV.
 HDEV = Overlapping HADAMARD STD DEV.

Tabela E.3 - Dados de pós-processamento por Allan Variance – Giro 3 - SD 03

Tau	ADEV	ADEV_Min	ADEV_Max	MDEV	TDEV	HDEV
0.8	2.7224e-05	2.7162e-05	2.7286e-05	2.7224e-05	1.2574e-05	1.9021e-05
1.6	3.7046e-05	3.6955e-05	3.7137e-05	3.264e-05	3.0152e-05	3.3144e-05
3.2	3.4894e-05	3.4785e-05	3.5004e-05	2.5717e-05	4.7513e-05	3.7652e-05
6.4	1.4421e-05	1.4359e-05	1.4484e-05	9.8932e-06	3.6556e-05	1.3685e-05
12.8	1.1818e-05	1.1746e-05	1.189e-05	7.3629e-06	5.4412e-05	1.2086e-05
25.6	7.5678e-06	7.5037e-06	7.6336e-06	5.3128e-06	7.8525e-05	7.3487e-06
51.2	6.1498e-06	6.0766e-06	6.2258e-06	4.6102e-06	0.00013628	5.8584e-06
102.4	5.2732e-06	5.185e-06	5.3661e-06	4.0295e-06	0.00023823	5.1723e-06
204.8	3.9777e-06	3.8846e-06	4.0779e-06	2.886e-06	0.00034125	4.0203e-06
409.6	2.6345e-06	2.5484e-06	2.7299e-06	1.8346e-06	0.00043385	2.6329e-06
819.2	2.012e-06	1.9207e-06	2.1176e-06	1.5682e-06	0.00074168	1.8129e-06
1638.4	2.1244e-06	1.9914e-06	2.2882e-06	1.8281e-06	0.0017293	1.6933e-06
3276.8	2.5645e-06	2.3445e-06	2.8608e-06	2.206e-06	0.0041735	2.1612e-06
6553.6	2.9479e-06	2.6041e-06	3.4774e-06	2.6057e-06	0.0098593	2.3399e-06
13107	4.194e-06	3.5335e-06	5.4517e-06	3.9478e-06	0.029875	2.8613e-06
26214	5.0491e-06	3.9787e-06	8.0568e-06	2.6796e-06	0.040555	3.9604e-06

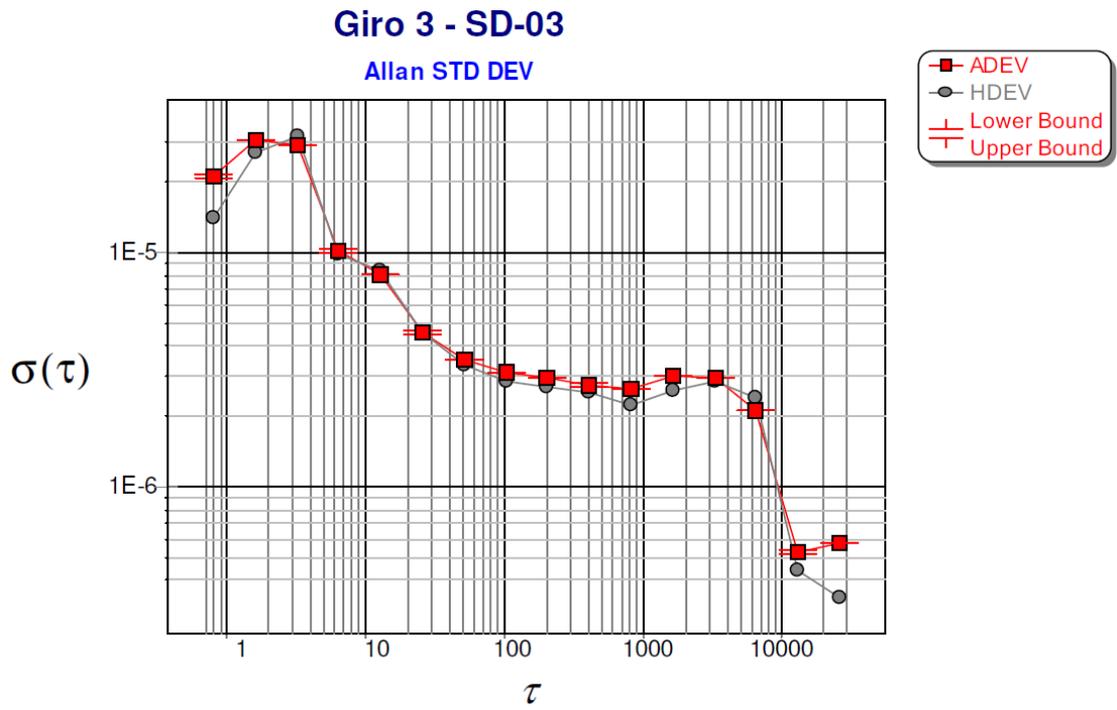


Figure E.11 - Allan Standard Deviation Giro 3 – SD 03

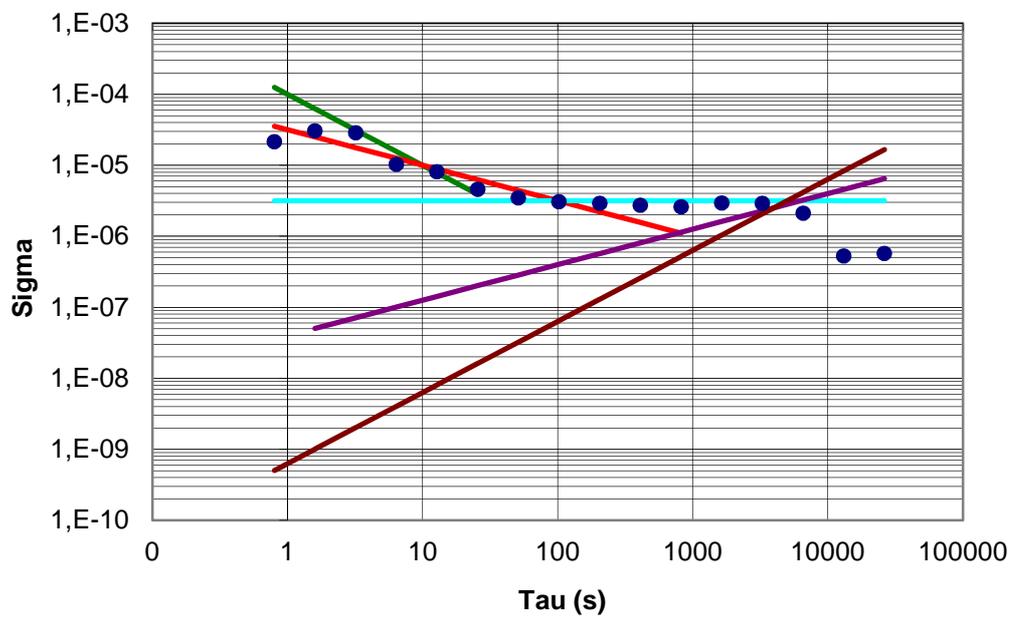


Figure E.12 - Allan Standard Deviation Giro 3 – SD 03 com Slope

AlaVar Generated Report – Giro 4 – Model LME 02

C:\USERS\RAFA XPS\DESKTOP\ALAVAR-PAPER PORTUGAL\GIRO 4-LME-02 - ALAVAR.TXT

File 'C:\Users\Rafa XPS\Desktop\ALAVAR- Paper Portugal\GIRO 4-LME-02 - ALAVAR.txt'
created on 23/04/2014 15:04:34
Column # 1 was processed
Data length N = 145312 points.
The mean Value of the processed data = -0.000447776
The Stanadrd Deviation of the processed data = 0.0167855
The number of removed outliers is 16

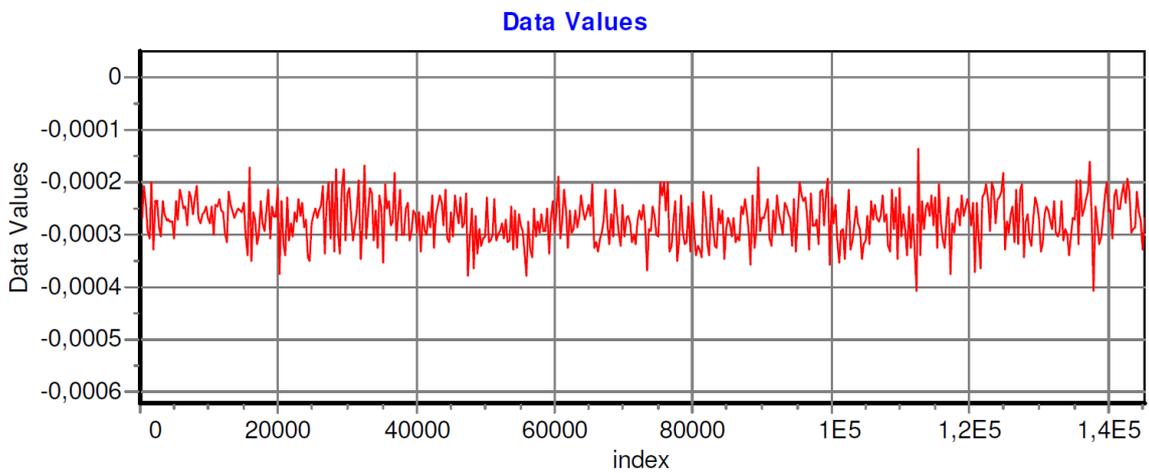


Figure E.13 - Processed Data Giro4 – LME 02

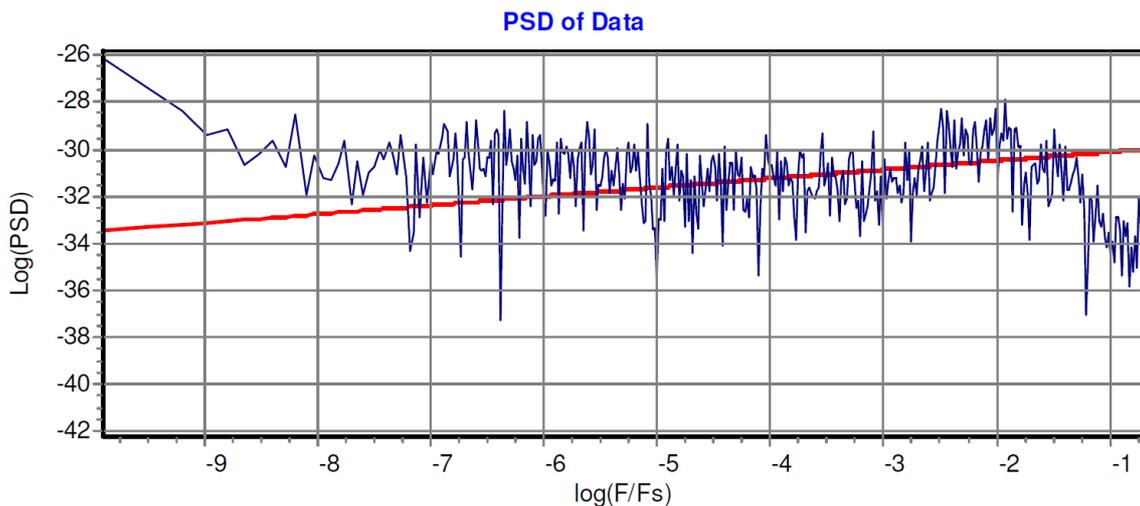


Figure E.14 - Data PSD Giro 4 – LME 02

The computation of the 3 ALLAN STD DEVs lasted 0.085000 seconds
 The error bars were computed for a : White PM
 The computation of the Error bars lasted 0 seconds

Tau = average Time
 ADEV = Overlapping ALLAN STD DEV.
 ADEV_Min = ADEV lower bound.
 ADEV_Max = ADEV upper bound.
 MDEV = Modified ALLAN STD DEV.
 TDEV = Time ALLAN STD DEV.
 HDEV = Overlapping HADAMARD STD DEV.

Tabela E.4 - Dados de pós-processamento por Allan Variance – Giro 4 - LME 02

Tau	ADEV	ADEV_Min	ADEV_Max	MDEV	TDEV	HDEV
0.8	2.7224e-05	2.7162e-05	2.7286e-05	2.7224e-05	1.2574e-05	1.9021e-05
1.6	3.7046e-05	3.6955e-05	3.7137e-05	3.264e-05	3.0152e-05	3.3144e-05
3.2	3.4894e-05	3.4785e-05	3.5004e-05	2.5717e-05	4.7513e-05	3.7652e-05
6.4	1.4421e-05	1.4359e-05	1.4484e-05	9.8932e-06	3.6556e-05	1.3685e-05
12.8	1.1818e-05	1.1746e-05	1.189e-05	7.3629e-06	5.4412e-05	1.2086e-05
25.6	7.5678e-06	7.5037e-06	7.6336e-06	5.3128e-06	7.8525e-05	7.3487e-06
51.2	6.1498e-06	6.0766e-06	6.2258e-06	4.6102e-06	0.00013628	5.8584e-06
102.4	5.2732e-06	5.185e-06	5.3661e-06	4.0295e-06	0.00023823	5.1723e-06
204.8	3.9777e-06	3.8846e-06	4.0779e-06	2.886e-06	0.00034125	4.0203e-06
409.6	2.6345e-06	2.5484e-06	2.7299e-06	1.8346e-06	0.00043385	2.6329e-06
819.2	2.012e-06	1.9207e-06	2.1176e-06	1.5682e-06	0.00074168	1.8129e-06
1638.4	2.1244e-06	1.9914e-06	2.2882e-06	1.8281e-06	0.0017293	1.6933e-06
3276.8	2.5645e-06	2.3445e-06	2.8608e-06	2.206e-06	0.0041735	2.1612e-06
6553.6	2.9479e-06	2.6041e-06	3.4774e-06	2.6057e-06	0.0098593	2.3399e-06
13107	4.194e-06	3.5335e-06	5.4517e-06	3.9478e-06	0.029875	2.8613e-06
26214	5.0491e-06	3.9787e-06	8.0568e-06	2.6796e-06	0.040555	3.9604e-06

Giro 4 - LME-02

Allan STD DEV

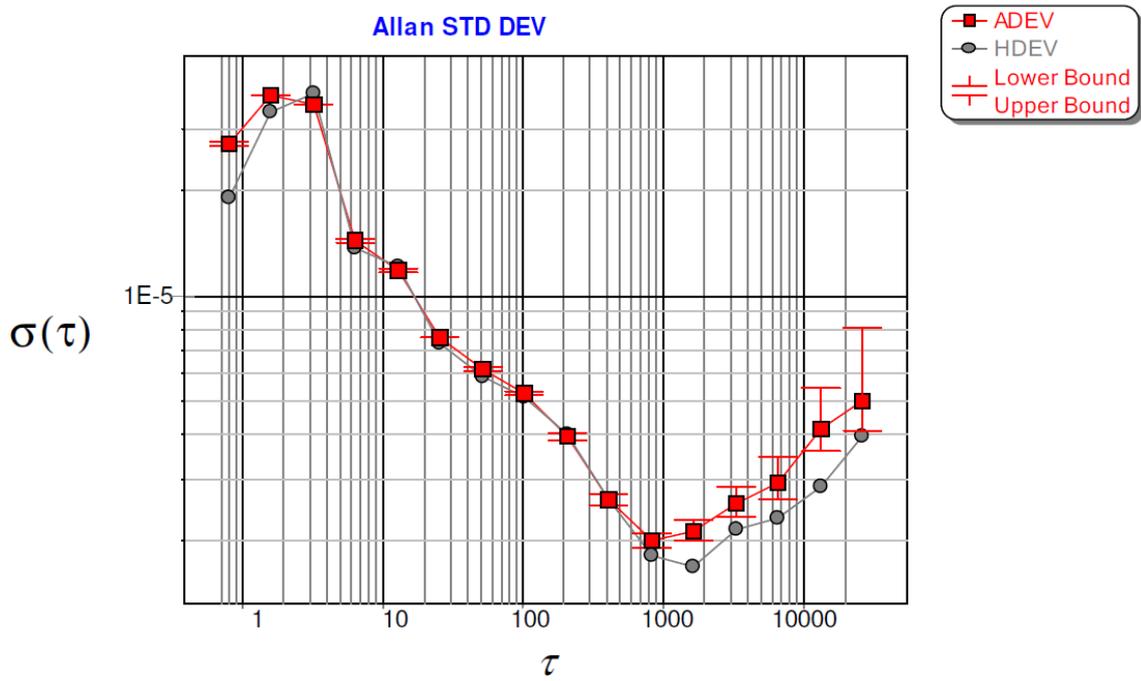


Figure E.15: Allan Standard Deviation Giro 4 – LME 02

PUBLICAÇÕES TÉCNICO-CIENTÍFICAS EDITADAS PELO INPE

Teses e Dissertações (TDI)

Teses e Dissertações apresentadas nos Cursos de Pós-Graduação do INPE.

Manuais Técnicos (MAN)

São publicações de caráter técnico que incluem normas, procedimentos, instruções e orientações.

Notas Técnico-Científicas (NTC)

Incluem resultados preliminares de pesquisa, descrição de equipamentos, descrição e ou documentação de programa de computador, descrição de sistemas e experimentos, apresentação de testes, dados, atlas, e documentação de projetos de engenharia.

Relatórios de Pesquisa (RPQ)

Reportam resultados ou progressos de pesquisas tanto de natureza técnica quanto científica, cujo nível seja compatível com o de uma publicação em periódico nacional ou internacional.

Propostas e Relatórios de Projetos (PRP)

São propostas de projetos técnico-científicos e relatórios de acompanhamento de projetos, atividades e convênios.

Publicações Didáticas (PUD)

Incluem apostilas, notas de aula e manuais didáticos.

Publicações Seriadas

São os seriados técnico-científicos: boletins, periódicos, anuários e anais de eventos (simpósios e congressos). Constam destas publicações o International Standard Serial Number (ISSN), que é um código único e definitivo para identificação de títulos de seriados.

Programas de Computador (PDC)

São as sequências de instruções ou códigos, expressos em uma linguagem de programação compilada ou interpretada, a ser executada por um computador para alcançar um determinado objetivo. São aceitos tanto programas fonte quanto executáveis.

Pré-publicações (PRE)

Todos os artigos publicados em periódicos, anais e como capítulos de livros.