

Luís Guilherme Gimenez de Souza

*Calibração da Plataforma de Aquisição  
para Análise de Dados de Aceleração II –  
PAANDA II*

Londrina, PR

2012

Luís Guilherme Gimenez de Souza

*Calibração da Plataforma de Aquisição  
para Análise de Dados de Aceleração II –  
PAANDA II*

Dissertação apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica da Universidade Estadual de Londrina como parte dos requisitos necessários para a obtenção do título de Mestre em Engenharia Elétrica.

Orientador:

Prof. Dr. Marcelo Carvalho Tosin

UNIVERSIDADE ESTADUAL DE LONDRINA

Londrina, PR

2012

S729c Souza, Luís Guilherme Gimenez de

Calibração da Plataforma de Aquisição para Análise de Dados de Aceleração – PAANDA II / Luís Guilherme Gimenez de Souza – Londrina, 2012.  
134f. : il.

Orientador: Marcelo Carvalho Tosin.

Inclui Bibliografia.

Dissertação de Mestrado apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica – Universidade Estadual de Londrina, Centro de Tecnologia e Urbanismo.

1. Engenharia Elétrica 2. Calibração 3. Microgravidade 4. PAANDA  
I. Tosin, Marcelo Carvalho. II. Universidade Estadual de Londrina, Centro de Tecnologia e Urbanismo. III. Título.

CDU 621.36

Luís Guilherme Gimenez de Souza

*Calibração da Plataforma de Aquisição  
para Análise de Dados de Aceleração II –  
PAANDA II*

Dissertação apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica da Universidade Estadual de Londrina como parte dos requisitos necessários para a obtenção do título de Mestre em Engenharia Elétrica.

Área de Concentração: Sistemas Eletrônicos  
Especialidade: Instrumentação Eletrônica

**Comissão Examinadora**

---

Prof. Dr. Marcelo Carvalho Tosin  
Departamento de Engenharia Elétrica  
Orientador

---

Prof. Dr. Leonimer Flávio de Melo  
Departamento de Engenharia Elétrica  
Universidade Estadual de Londrina

---

Prof. Dr. Domingos Sálvio Carrijo  
Instituto de Aeronáutica e Espaço  
Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial

Londrina, 5 de junho de 2012

# *Dedicatória*

Dedico esta dissertação à Deus, por ter colocado inúmeras pessoas que contribuíram em mais esta etapa de minha vida e por ter proporcionado a oportunidade e as condições necessárias para a realização e a conclusão deste trabalho.

Para meus pais e minha família, exemplos de dedicação, perseverança e ética, a quem devo o que sou e procuro honrar a cada dia.

# *Agradecimentos*

- Ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica da Universidade Estadual de Londrina pela oportunidade de participar do Mestrado em Engenharia Elétrica;
- Ao Prof. Dr. Marcelo Carvalho Tosin pela orientação, incentivo, compreensão e amizade;
- Aos professores, pesquisadores e amigos da Universidade Estadual de Londrina que contribuíram para a minha formação através de aulas, projetos e discussões;
- Aos pesquisadores do Instituto de Aeronáutica e Espaço que contribuíram para a realização desta dissertação;
- À minha família, namorada e amigos pelo incentivo e por compreender a minha ausência em inúmeras ocasiões durante todo o período do Mestrado;
- Ao Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico (CNPq) pela concessão de bolsa de estudos.

# *Epígrafe*

*“Nós mesmos sentimos que o que estamos fazendo é apenas uma gota no oceano.  
Mas o oceano seria menor se essa gota faltasse.”*

*Madre Teresa de Calcutá*

*“Eu acredito demais na sorte.  
E tenho constatado que, quanto mais duro eu trabalho, mais sorte eu tenho.”*

*Thomas Jefferson*

*“No que diz respeito ao empenho, ao compromisso,  
ao esforço, à dedicação, não existe meio termo.  
Ou você faz uma coisa bem feita ou não faz.”*

*Ayrton Senna*

# *Resumo*

Neste trabalho são apresentadas e documentadas as características dos instrumentos desenvolvidos pela Universidade Estadual de Londrina para a aquisição de dados de acelerômetros, denominados Plataforma de Aquisição para Análise de Dados de Aceleração – PAANDA e PAANDA-II. O principal objetivo desses instrumentos é medir a aceleração residual presente em plataformas de microgravidade com resolução de  $10^{-6}$  g, possibilitando validar os processos e resultados de experiências abordo com base no perfil de aceleração disponível. O diferencial desses instrumentos é a utilização de conversores analógico-digital no processo de aquisição dos sinais dos acelerômetros, fazendo-se necessário o levantamento dos modelos térmicos dos componentes utilizados no circuito e posterior correção. A metodologia descrita é capaz de reduzir o erro inserido pela variação térmica do fator de escala e *offset* dos conversores e dos demais componentes críticos. O estudo do processo de calibração dos acelerômetros pendulares e das características inseridas na PAANDA-II, juntamente com a análise dos dados da Operação Cumã-II, conferem ao novo instrumento elevado potencial para utilização em navegação inercial.



# *Abstract*

In this work are presented and documented the characteristics of the instruments developed by Londrina State University for accelerometer data acquisition, called Platform for Acquisition of Acceleration Data – PAANDA and PAANDA-II. The main goal of these instruments is to measure the residual acceleration present in microgravity platforms with  $10^{-6}$  g resolution, allowing the validation of processes and results of experiences on board, based on the available acceleration profile. The innovation in these instruments is the use of analog-digital converters in the accelerometers' signal acquisition process, requiring the development of thermal models for components employed in the circuit for later correction. The described methodology is capable of reducing errors due to thermal variation from the scale factor and offset of converters as well as other critical components. The study of the calibration process of pendular accelerometers and the characteristics inserted in PAANDA-II, along with the analysis of data from Operation Cumã II, grant to the new instrument elevated potential for use in inertial navigation.

# *Sumário*

**Lista de Figuras**

**Lista de Tabelas**

**Lista de Abreviaturas e Siglas**

<b>1</b>	<b>Introdução</b>	<b>19</b>
1.1	Capítulos e conteúdo da Dissertação . . . . .	20
	Produção Técnica e Científica . . . . .	21
<b>2</b>	<b>Ambiente de Microgravidade</b>	<b>23</b>
	Introdução . . . . .	23
2.1	Meios para alcançar microgravidade . . . . .	23
2.2	Perturbações no ambiente de microgravidade . . . . .	26
2.3	Instrumentos e sistemas acelerométricos . . . . .	27
<b>3</b>	<b>Plataforma de Aquisição para Análise de Dados de Aceleração – PAANDA</b>	<b>32</b>
	Introdução . . . . .	32
3.1	Participação da Universidade Estadual de Londrina . . . . .	33
3.2	Concepção da PAANDA . . . . .	34
3.3	Operação Cumã-II e Resultados . . . . .	38
3.4	Análise do instrumento . . . . .	39
<b>4</b>	<b>Plataforma de Aquisição para Análise de Dados de Aceleração II – - PAANDA II</b>	<b>43</b>

Introdução . . . . .	43
4.1 Unidade de Medida de Aceleração . . . . .	44
4.1.1 Circuitos de aquisição . . . . .	44
4.1.2 Circuito de gerenciamento . . . . .	45
4.1.3 Bloco acelerométrico . . . . .	47
4.2 Unidade de Codificação para Telemetria . . . . .	48
4.3 Unidade de Energia . . . . .	49
4.4 Unidade de Monitoramento e Controle . . . . .	51
<b>5 Aquisição de dados de um acelerômetro Q-Flex</b>	<b>52</b>
Introdução . . . . .	52
5.1 Acelerômetro pendular em malha fechada . . . . .	53
5.1.1 Partes e princípios . . . . .	53
5.1.2 Erros . . . . .	55
5.1.3 Acelerômetro Q-Flex . . . . .	56
5.2 Circuito para aquisição de dados . . . . .	58
5.2.1 Metodologia . . . . .	59
5.2.2 Componentes e erros . . . . .	60
<b>6 Redundância aplicada à PAANDA-II</b>	<b>68</b>
Introdução . . . . .	68
6.1 Sensores redundantes . . . . .	68
6.1.1 Configuração e disposição dos sensores . . . . .	69
6.1.2 Mudança de base . . . . .	70
6.1.3 Características adicionais . . . . .	71
<b>7 Calibração dos sensores e dos circuitos de aquisição</b>	<b>73</b>
Introdução . . . . .	73

7.1	Calibração de acelerômetros pendulares . . . . .	73
7.1.1	Modelo IEEE para acelerômetros pendulares . . . . .	74
7.1.2	Procedimento para calibração de acelerômetros pendulares . . . . .	75
7.2	Calibração térmica de componentes críticos . . . . .	77
7.2.1	Procedimentos e testes . . . . .	77
7.2.2	Resultados . . . . .	82
7.2.3	Análise e levantamento dos modelos térmicos . . . . .	90
<b>8</b>	<b>Análises de dados de calibração e voo da PAANDA</b>	<b>99</b>
	Introdução . . . . .	99
8.1	Procedimento de calibração . . . . .	99
8.2	Precisão da PAANDA I . . . . .	102
<b>9</b>	<b>Conclusão</b>	<b>105</b>
	<b>Referências Bibliográficas</b>	<b>107</b>
	<b>Apêndice A – Códigos em MatLab</b>	<b>110</b>
A.1	Calibração e alinhamento de acelerômetros . . . . .	110
A.2	Precisão da PAANDA I . . . . .	119
A.2.1	Precisão para a aceleração resultante da Operação Cumã II . . . . .	119
A.2.2	Precisão em função do número de termos para a aceleração resultante da Operação Cumã II . . . . .	121
A.2.3	Precisão de pequenos termos para a aceleração resultante da Operação Cumã II . . . . .	123
	<b>Anexo A – Modelamento matemático de um conjunto de acelerômetros</b>	<b>127</b>
A.1	Matriz de forma . . . . .	127
A.2	Modelo de erros . . . . .	129
A.2.1	Estimação por mínimos quadrados . . . . .	130

A.2.2	Matriz de alinhamento . . . . .	133
A.2.3	Fator de escala e <i>bias</i> . . . . .	133

# *Lista de Figuras*

2.1	Etapas de voo de uma plataforma de microgravidade. . . . .	25
2.2	<i>Space Acceleration Measurement System</i> . . . . .	29
2.3	<i>Space Acceleration Measurement System-II</i> . . . . .	30
2.4	Instrumento HASI abordo da sonda Huygens . . . . .	31
3.1	Foguete de sondagem brasileiro VSB-30. . . . .	32
3.2	Posicionamento geográfico do Centro de Lançamento de Alcântara. . . . .	33
3.3	Diagrama de blocos da PAANDA: Unidade de controle, Unidade Acelerométrica e seus módulos, Unidade de Energia e conexões . . . . .	35
3.4	Módulo de aquisição da PAANDA . . . . .	36
3.5	Módulo de gerenciamento e armazenamento de dados da PAANDA . . . . .	37
3.6	Implementação da Plataforma de Aquisição para Análise de Dados de Aceleração – PAANDA . . . . .	37
3.7	Acelerações observadas pela plataforma Microg1 durante o período de microgravidade nos eixos X, Y e Z. . . . .	39
3.8	Acelerações medidas pela PAANDA durante a Operação Cumã-II. . . . .	40
3.9	Aceleração resultante calculada com os dados da PAANDA durante a Operação Cumã-II. . . . .	41
4.1	Blocos constituintes da PAANDA II. . . . .	44
4.2	Diagrama do Computador Central Embarcado. . . . .	46
4.3	Tetraedro regular truncado para suporte e calibração da PAANDA II. . . . .	48
4.4	Caixa para suporte à Unidade de Codificação para Telemetria. . . . .	49
4.5	Unidade de Energia da PAANDA II. . . . .	50
5.1	Sistema massa-mola. . . . .	53

5.2	Acelerômetro pendular servo controlado. . . . .	54
5.3	Construção do pêndulo Q-Flex. . . . .	56
5.4	Construção do acelerômetro Q-Flex. . . . .	57
6.1	Eixo sensível dos acelerômetros em relação ao triedo analítico (x, y, z). . .	70
6.2	Região de sensibilidade dos sensores segundo as características necessárias ao instrumento. . . . .	72
7.1	Posicionamento dos eixos do acelerômetro para a realização do teste de multiposição. . . . .	76
7.2	Modificações no circuito de aquisição de dados da PAANDA para realização dos testes: fonte de tensão Agilent E3649A simulando os efeitos dos sinais de aceleração e temperatura interna do QA-2000 nas entradas dos conver- sores ADC180M e ADS1000, multímetros Agilent 34401A adquirindo as tensões de entrada dos conversores analógico-digital e de saída da referên- cia e reguladores de tensão, unidade de aquisição de dados e chaveamento Agilent 34970A adquirindo a resistência dos resistores de escala e do RTD 4W. . . . .	79
7.3	Variação térmica proporcionada pela câmara utilizada nos testes, com pa- tamares de 20 minutos em 0°C, 25°C, 50°C e 70°C. . . . .	80
7.4	Dados de temperatura aquisitados pelos sensores TMP100 e RTD PT100 para o primeiro ciclo térmico. . . . .	83
7.5	Variação da resistência para os resistores Vishay VH102Z durante um ciclo térmico. . . . .	84
7.6	Variação da saída do conversor ADC180M para as tensões de 9,51 V e 5,00 V aplicados em sua entrada durante um ciclo térmico. . . . .	85
7.7	Variação da saída do conversor ADC180M para a entrada curto-circuitada durante um ciclo térmico. . . . .	86
7.8	Variação da saída do conversor ADC180M para as tensões de -5,00 V e -9,51 V aplicados em sua entrada durante um ciclo térmico. . . . .	86
7.9	Variação da saída do conversor ADS1100 para as tensões de 3,251 V e 2,55 V aplicados em sua entrada durante um ciclo térmico. . . . .	87

7.10	Variação da saída do conversor ADS1100 para as tensões de 1,70 V e 1,00 V aplicados em sua entrada durante um ciclo térmico. . . . .	88
7.11	Variação da saída do conversor ADS1100 para a entrada curto-circuitada durante um ciclo térmico. . . . .	88
7.12	Variação da saída da referência de tensão VRE302J durante um ciclo térmico.	89
7.13	Variação da saída da referência de tensão VRE302J durante um ciclo térmico.	90
7.14	Erro apresentado pelo ADC180M para os cinco ciclos térmicos e as respectivas tensões utilizadas na entrada do conversor. . . . .	92
7.15	Erro apresentado pelo ADC180M para os cinco ciclos térmicos e as respectivas tensões utilizadas na entrada do conversor. . . . .	95
7.16	Variações presentes na saída da referência de tensão VRE302J e do conversor ADS1100 durante um ciclo térmico em função da temperatura. . . . .	97
8.1	Variação da precisão do circuito de aquisição em função do número de amostras utilizadas para o seu cálculo. . . . .	103
8.2	Variação da precisão do circuito de aquisição utilizando janelamento de 32 amostras para o dado original e dado subtraído do <i>offset</i> dos sensores. . . .	104
8.3	Variação da precisão do circuito de aquisição utilizando janelamento de 16 e 32 amostras para o dado original. . . . .	104
A.1	Erros de ortogonalidade e posição relativa entre o sistema de coordenadas dos acelerômetros e o sistema de coordenadas local da unidade. . . . .	128



# *Lista de Tabelas*

2.1	Comparativo entre os meios utilizados para alcançar microgravidade. . . .	25
2.2	Eventos e acelerações em ambiente de microgravidade. . . . .	27
2.3	Características de alguns sistemas utilizados para medir as acelerações e perturbações em ambiente de microgravidade. . . . .	27
3.1	Características do foguete e da carga útil utilizados na Operação Cumã-II.	38
5.1	Erros inseridos pelos componentes para a variação térmica de 0°C a 70°C.	60
7.1	Equipamentos utilizados para o levantamento dos modelos térmicos dos componentes críticos do circuito de aquisição da PAANDA. . . . .	80
7.2	Tensões utilizadas para determinar os modelos térmicos dos conversores AD.	82
7.3	Nomenclatura, localização e cores associadas aos sensores TMP100 utilizados.	84
7.4	Coefficientes de correção dos sensores térmicos TMP100 determinados através do método de mínimos quadrados. . . . .	91
7.5	Valores dos parâmetros de $\alpha(\theta)$ e de $\beta(\theta)$ para cada um dos patamares de temperatura. . . . .	94
7.6	Valores dos coeficientes do polinômio de terceiro grau de $\alpha'(\theta)$ e de $\beta'(\theta)$ .	94
7.7	Estabilidade do conversor analógico-digital ADC180M típica e modelada termicamente. . . . .	96
8.1	<i>Bias</i> dos acelerômetros QA-2000 utilizados durante a Operação Cumã II. .	100

# *Lista de Abreviaturas e Siglas*

ABGD	Alpha, Beta, Gamma e Delta
ADC	<i>Analogic to Digital Converter</i>
AEB	Agência Espacial Brasileira
CCE	Computador Central Embarcado
CLA	Centro de Lançamento de Alcântara
CLBI	Centro de Lançamento Barreira do Inferno
DCTA	Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial
DEEL	Departamento de Engenharia Elétrica
DLR	<i>Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt</i>
GPIB	<i>General Purpose Interface Bus</i>
HASI	<i>Huygens Atmospheric Structure Instrument</i>
HiRAP	<i>High Resolution Accelerometer Package</i>
HISA	<i>Honeywell In-Space Accelerometer</i>
IAE	Instituto de Aeronáutica e Espaço
IEEE	<i>Institute of Electrical and Electronics Engineers</i>
IMU	<i>Inertial Measurement Unit</i>
INPE	Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
ISS	<i>International Space Station</i>
LEO	<i>Low Earth Orbit</i>
MGS	<i>Mars Global Surveyor</i>
MMA	<i>Microgravity Measurement Assembly</i>
OARE	<i>Orbital Acceleration Research Experiment</i>
PAANDA	Plataforma de Aquisição para Análise de Dados de Aceleração
PAANDA-II	Plataforma de Aquisição para Análise de Dados de Aceleração-II
QSAM	<i>Quasi-Steady Acceleration Measurement System</i>
SAMS	<i>Space Acceleration Measurement System</i>

SAMS-II	<i>Space Acceleration Measurement System-II</i>
SARA	Satélite de Reentrada Atmosférica
SAW	<i>Surface Acoustic Wave Accelerometer</i>
STS	<i>Space Transport System</i>
UCT	Unidade de Codificação para Telemetria
UE	Unidade de Energia
UEL	Universidade Estadual de Londrina
UMA	Unidade de Medida de Aceleração
UMC	Unidade de Monitoramento e Controle
VFC	<i>Voltage to Frequency Converter</i>
VLS	Veículo Lançador de Satélite

# 1 *Introdução*

Em 2005, a Universidade Estadual de Londrina participou do segundo anúncio de oportunidade para o Programa Microgravidade aberto pela Agência Espacial Brasileira. A proposta compreendia o desenvolvimento de um instrumento para medir as acelerações residuais de uma plataforma de microgravidade e, desta forma, fornecer informações relativas à qualidade do ambiente de microgravidade.

O processo de desenvolvimento de um instrumento como este compreende a qualificação e o treinamento pessoal, além do próprio desenvolvimento do instrumento, principalmente na área de instrumentação para sistemas inerciais. O instrumento denominado Plataforma de Aquisição para Análise de Dados de Aceleração (PAANDA), é capaz de adquirir dados de aceleração de uma plataforma de microgravidade durante o voo do foguete de sondagem, iniciado com o seu lançamento e finalizado com a sua aterrissagem.

Em 19 de julho de 2007, a PAANDA participou da operação Cumã-II, abordo da plataforma de microgravidade alemã Microg-1 e impulsionada pelo foguete VSB-30 V04 com lançamento realizado no CLA, e a análise dos seus resultados continuam auxiliando no desenvolvimento da PAANDA-II.

Em 2008 foi proposto um segundo instrumento, denominado PAANDA-II, com características de fundo de escala e resolução semelhantes à versão anterior, mas apresentando redundância física nos sensores e circuitos de conversão analógico-digital, centralização do processamento de dados e maior autonomia.

Para alcançar o objetivo proposto, os instrumentos PAANDA e PAANDA-II utilizam acelerômetros de alto desempenho com duas escalas de operação e circuitos de conversão independentes com elevada resolução e estabilidade térmica. A utilização de conversores analógico-digital difere esse instrumento dos sistemas inerciais, cujo conversor é do tipo tensão-frequência (VFC).

Utilizando duas escalas de operação definidas em  $\pm 18$  g e  $\pm 1,05$  g, apresenta resolução de  $1 \mu$  g e utiliza acelerômetros pendulares do tipo Q-Flex. Para atingir a resolução desejada e a maior exatidão possível, faz-se necessário calibrar os sensores e o circuito

de aquisição de dados, visando determinar os parâmetros dos acelerômetros e modelar termicamente os componentes críticos.

Este trabalho propõe o estudo dos métodos de calibração necessários para melhorar a exatidão do instrumento, assim como melhorias no sistema de aquisição dados e as características adicionadas ao instrumento devido à inserção de um quarto sensor (redundante). O método de calibração proposto pelo IEEE para determinar os parâmetros de cada um dos sensores e o desalinhamento existente entre o conjunto de sensores também é abordado segundo às necessidades da PAANDA-II.

Para o levantamento do modelo térmico dos componentes utilizados é proposta uma metodologia para correção digital dos dados dos componentes críticos. Tal metodologia controla as variáveis independentes e monitora as dependentes, e os dados provenientes são analisados e resultam em modelos térmicos de fácil aplicação e grande eficiência, reduzindo os erros inseridos pela variação térmica do fator de escala e *offset* dos conversores e dos demais componentes críticos.

A análise do desempenho da PAANDA durante a Operação Cumã-II proporciona o cálculo da precisão do instrumento e, conseqüentemente, criam-se expectativas para os resultados da PAANDA-II. Devido à capacidade do instrumento desenvolvido, verifica-se a possibilidade da sua utilização em sistemas mais complexos, como sistemas de navegação inercial.

## 1.1 Capítulos e conteúdo da Dissertação

O texto apresentado neste trabalho é dividido da seguinte forma:

- *Capítulo 2 – Ambiente de Microgravidade*: apresenta o ambiente de microgravidade, as características desse ambiente e alguns instrumentos desenvolvidos para medir as acelerações presentes em microgravidade, independente do meio utilizado para alcançá-lo.
- *Capítulo 3 – Plataforma de Aquisição para Análise de Dados de Aceleração – PAANDA*: introduzida a proposta da Universidade Estadual de Londrina, junto à Agência Espacial Brasileira, de desenvolvimento de um instrumento acelerométrico de alto desempenho, a concepção e as características do primeiro instrumento (PAANDA), os resultados obtidos durante a Operação Cumã-II e uma breve análise do instrumento.

- *Capítulo 4 – Plataforma de Aquisição para Análise de Dados de Aceleração II – PAANDA-II*: de forma mais detalhada, apresenta as novas características do instrumento em desenvolvimento, pois é o foco deste trabalho, não deixando de mencionar as soluções adotadas para suprir as necessidades observadas na PAANDA.
- *Capítulo 5 – Aquisição de dados de um acelerômetro Q-Flex*: apresenta as partes e os princípios de funcionamento de um acelerômetro pendular, suas características e erros, em especial para o modelo *Q-Flex*. Em seguida é abordado o circuito de aquisição de dados do acelerômetro utilizado, a metodologia adotada e os erros envolvidos nas medidas.
- *Capítulo 6 – Redundância aplicada à PAANDA-II*: apresenta a teoria de sensores redundantes utilizada no projeto da PAANDA-II, assim como as características decorrentes da sua quantidade, configuração e posicionamento.
- *Capítulo 7 – Calibração dos sensores e dos circuitos de aquisição*: apresenta o padrão desenvolvido pelo IEEE para calibração de acelerômetros pendulares servo controlados, além do desenvolvimento de um modelo para correção do erro térmico apresentado pelos componentes utilizados na aquisição de dados na PAANDA-II.
- *Capítulo 8 – Análise de dados de calibração e voo da PAANDA*: apresenta a análise dos dados adquiridos no processo de calibração da PAANDA durante a Operação Cumã-II, utilizando-se o processo apresentado no *Capítulo 7*, e de voo.
- *Conclusão e proposta para trabalhos futuros*

## Produção Técnica e Científica

As atividades de pesquisa e desenvolvimento realizados no programa de mestrado pelo autor tiveram como resultado as seguintes produções bibliográficas:

- TOSIN, M. C.; GRANZIERA JR., F.; SOUZA, L. G. G. Design and operating limits of the platform for acquisition of acceleration data (PAANDA). In: 61st International Astronautical Congress. [S.l.]: International Astronautical Federation, 2010.
- TOSIN, M. C. et al. *Especificações Técnicas da Plataforma de Aquisição para Análise de Dados de Aceleração II (PAANDA II) - Doc.200*. [S.l.], 2011.

- SOUZA, L. G. G. et al. Platform for acquisition of acceleration data II – PAANDA II: Preliminary concepts. In: *21st Brazilian Congress of Mechanical Engineering*. [S.l.: s.n.], 2011.

## 2 *Ambiente de Microgravidade*

### Introdução

Em 1687, Isaac Newton publicou o livro *Philosophiæ Naturalis Principia Mathematica*, considerado como um dos mais importantes trabalhos na história da ciência e fundamental para a mecânica clássica. A lei da gravitação universal apresentada por Newton demonstra a existência de uma força de atração entre dois corpos proporcional à massa dos corpos e à distância entre eles. Essa lei explica, por exemplo, as órbitas dos planetas e a gravidade. Assim, proporcionar um ambiente com gravidade zero a um objeto implica em posicioná-lo distante o suficiente de qualquer outro corpo, de forma que a força de atração observada por esse objeto possa ser considerada desprezível.

Nas proximidades da Terra é possível simular um ambiente de gravidade zero anulando-se os efeitos da gravidade sobre um objeto colocado-o em queda livre, transmitindo a sensação de gravidade zero devido à ausência da força de reação. Assim, o ambiente cujo campo gravitacional é uma pequena fração do campo terrestre, recebe o nome de ambiente de microgravidade (Committee on Microgravity Research, 1992). Mais especificamente, o prefixo *micro* é utilizado para acelerações da ordem de  $10^{-6} g^1$ , enquanto o ambiente de microgravidade apresenta acelerações menores que  $10^{-2} g$ .

### 2.1 Meios para alcançar microgravidade

Períodos de microgravidade podem ser alcançados por três meios: instalações terrestres, voos parabólicos e laboratórios, veículos e satélites em órbita. Cada um destes apresenta características de qualidade e período de microgravidade, suporte para realizar experiências, requisitos necessários para embarque e custos.

As *drop towers* (torres de queda livre), exemplos de instalações terrestres, são compostas basicamente por uma cápsula que cai internamente a um tubo com vácuo, este

---

<sup>1</sup>g é considerado como a gravidade terrestre padrão



reduz o arrasto da cápsula e aumenta a qualidade do período de microgravidade. O ambiente de microgravidade proporcionado por torres de queda livre é caracterizado pelo curto período, elevada qualidade e repetibilidade do ambiente e baixo custo.

Dentre os laboratórios no espaço pode-se citar a MIR, primeira estação de pesquisa habitada (1986 – 2001), o *Skylab*, primeira estação americana habitada (1973 – 1979), a Estação Espacial Internacional (ISS – *International Space Station*), os diversos veículos espaciais, como os ônibus espaciais (*space shuttle*), e os satélites, como o satélite brasileiro SARA (Satélite de Reentrada Atmosférica) em desenvolvimento. Estes são localizados em órbita terrestre baixa (LEO – *Low Earth Orbit*), onde a gravidade presente nessa altitude tem valor não distante à gravidade na superfície terrestre e a atmosfera, mesmo rarefeita, ainda proporciona arrasto sobre o corpo em queda livre. O tempo em órbita permite longos períodos de microgravidade com grande qualidade do ambiente, contudo apresenta elevado custo devido às especificações necessárias para voo e ao suporte disponível.

Desde a década de 80, aviões modificados são utilizados em voos parabólicos para proporcionar períodos de queda livre. Assim, em um único voo são possíveis vários períodos de microgravidade de curta duração, mas de baixa qualidade devido ao controle, arrasto e vibrações da aeronave.

Outra alternativa é a utilização de uma plataforma de microgravidade impulsionada por um foguete de sondagem, descrevendo um voo suborbital parabólico até o ponto mais alto de sua trajetória, onde a estabilização em rotação da plataforma anula as forças centrípetas e apenas o arrasto é responsável pela aceleração residual observada, como ilustrado na Fig. 2.1. Devido a essas características, a utilização de foguetes de sondagem proporciona períodos de microgravidade melhores e mais longos quando comparados com os alcançados pelos aviões.

Segundo Selig, Dittus e Lämmerzahl (2010), a Tabela 2.1 apresenta um breve comparativo entre os meios utilizados para alcançar microgravidade.

Além do tempo e da qualidade do período de microgravidade proporcionados pelos foguetes de sondagem, o custo reduzido e a relativa complexidade dos projetos, quando comparados a um satélite ou veículo espacial, proporcionam uma excelente oportunidade para o desenvolvimento de experiências científicas, educacionais e comerciais em tal ambiente. Fatores como a possibilidade de recuperação da carga útil são de grande importância para a análise das experiências nas áreas de biotecnologia, física dos fluídos e materiais, como o desenvolvimento de novas ligas metálicas para a indústria. Tais experiências, quando realizadas sobre a superfície terrestre, são influenciadas pelas características in-

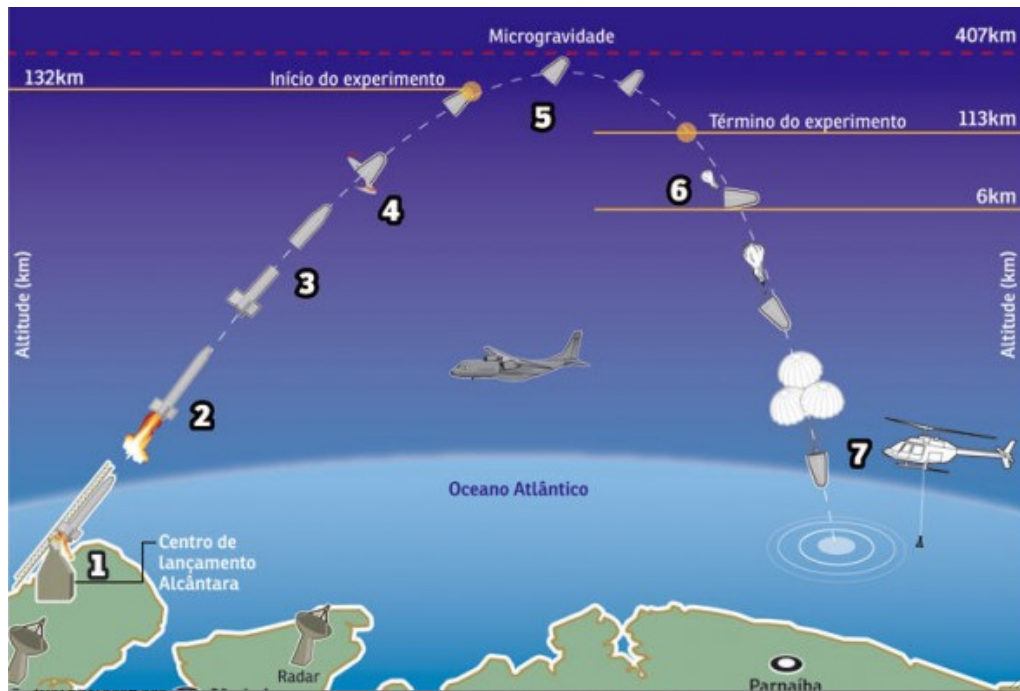


Figura 2.1: Etapas de voo de uma plataforma de microgravidade.

Fonte: IAE

Tabela 2.1: Comparativo entre os meios utilizados para alcançar microgravidade.

Meio	Período de microgravidade	Qualidade do ambiente	Custo
ISS	Ilimitado	$> 10^{-6} g$	Enorme
Voo parabólico	20 s	$10^{-3}$ a $10^{-4} g$	Grande
Foguete de sondagem	15 min	$10^{-5} g$	Grande
Torre de queda livre	$< 9$ s	$10^{-6} g$	Baixo

Fonte: Selig, Dittus e Lämmerzahl (2010), com dados de Dittus (2004) e Mell, McGrattan e Baum (2004)

trínsecas do meio, como a gravidade. Contudo, o desenvolvimento desses em ambiente de microgravidade possibilita isolar os efeitos da gravidade e analisar parâmetros antes encobertos por esta.

Como exemplo das pesquisas, pode-se citar a pesquisa germano-brasileira da influência da microgravidade nos parâmetros cinéticos de reações enzimáticas, cujos resultados podem ser utilizados no desenvolvimento de fármacos (HANKE et al., 2009). Outro exemplo destas é o estudo da convecção de Marangoni para a produção de cristais puros e homogêneos de germânio, possível em ambiente de microgravidade, e utilizado como componente sensível à radiação gamma em equipamentos de medida (SAGHIR, 1988).

## 2.2 Perturbações no ambiente de microgravidade

Como visto em 2.1, são utilizados diversos meios que proporcionam ambientes de microgravidade para a realização de pesquisas científicas, como a utilização de *drop towers*, plataformas de microgravidade e laboratórios em LEO. Cada um destes apresenta suas características de período e qualidade de microgravidade, este último resultado das forças e perturbações de diferentes fontes, amplitudes e períodos.

Algumas forças são resultados do arrasto aerodinâmico e das acelerações centrífugas do próprio veículo e outras, ocasionadas por vibrações e correções orbitais e de atitude. Assim, as perturbações observadas em um ambiente de microgravidade podem ser classificadas em quase-estáticas, oscilatórias e transientes (DELOMBARD, 1996). As acelerações quase-estáticas são aquelas que apresentam pequenas variações por um longo período de tempo, compostas principalmente pelo arrasto aerodinâmico e acelerações rotacionais do veículo e pelos efeitos do gradiente gravitacional sobre este. Acelerações quase-estáticas também são referenciadas como acelerações residuais.

As acelerações oscilatórias são frequências harmônicas e de natureza periódica da operação do veículo, como o funcionamento de motores, antenas de comunicação e a própria frequência estrutural do veículo. Por outro lado, as acelerações transientes são naturalmente não periódicas e de curto período, apresentando sua energia espalhada por todo o espectro de frequência.

As fontes mais comuns de perturbações no ambiente de microgravidade em voos parabólicos são desacoplamentos e estabilizações, nas torres de queda livre é a frenagem e em veículos em órbita são as operações de propulsores e as atividades da tripulação. A Tabela 2.2 exemplifica alguns eventos, amplitudes e frequências das acelerações observadas no ambiente de microgravidade da ISS.

Segundo Hamacher, Richter e Drees (1999), os fenômenos físicos reagem de forma muito seletiva quanto aos efeitos da aceleração residual, pois a maioria dos fenômenos estudados em microgravidade apresenta maior susceptibilidade à acelerações de baixa frequência e tolerância crescente para frequências mais elevadas. Assim, as experiências devem ser analisadas e classificadas de acordo com os requisitos mínimos do meio utilizado para alcançar microgravidade e executados com a melhor relação custo-benefício, além da necessidade de medir o nível de gravidade (vetor gravidade ambiental) de forma precisa, local, frequente e síncrona em cada experiência (Committee on Microgravity Research, 1992).

Tabela 2.2: Eventos e acelerações em ambiente de microgravidade.

Evento	Frequência (Hz)	Amplitude ( $\mu g$ )
Propulsores	0 – 100	300 – 30.000
Exercícios da tripulação	0 – 5	50 – 1000
Operação de equipamentos	1 – 150	10 – 500
Sistema estrutural	0.04 – 25	0.1 – 100
Arrasto atmosférico	0 – 0.01	0.1 – 1.0
Efeitos rotacionais	0 – 0.1	0.01 – 1
Manobras do veículo	0 – 10	1 – 100

Fonte: (SUTLIFF, 1999).

Os dados obtidos por instrumentos e sistemas capazes de medir microacelerações possibilitam aprimorar e desenvolver os modelos físicos e matemáticos relacionados aos fenômenos abordadas pelas experiências. Tal fato é possível devido à quantidade de informação e recursos disponíveis para analisar os resultados das experiências, correlacionando-os às perturbações do ambiente de microgravidades.

## 2.3 Instrumentos e sistemas acelerométricos

Visando o desenvolvimento das pesquisas em microgravidade, foram desenvolvidos instrumentos para medir as acelerações e perturbações presentes no ambiente de microgravidade para os diferentes meios utilizados, amplitudes e frequências. A Tabela 2.3 contém informações referentes a alguns sistemas utilizados para medir acelerações abordo da ISS, laboratórios e ônibus espaciais.

Tabela 2.3: Características de alguns sistemas utilizados para medir as acelerações e perturbações em ambiente de microgravidade.

Nome	Meio	Escala ( $mg$ )	Resolução ( $\mu g$ )	Sensor
HiRAP	<i>Space Shuttle</i>	$\pm 8$	1	Pendular
HISA	<i>Space Shuttle</i>	10	1	Pendular
MMA	<i>Spacelab</i>	1	0,001	Eletrostático
OARE	<i>Space Shuttle</i>	25	0,01	Eletrostático
QSAM	ISS	-	0,1	Pendular

Fonte: (DELOMBARD, 1996), (ROGERS et al., 1993), (DUNBAR; GIESECKE; THOMAS, 1991) e (MCPHERSON et al., 1999).

Além dos instrumentos citados na Tabela 2.3, outros dois instrumentos merecem des-

taque devido à sua concepção, utilização e aprimoramento. O primeiro destes sistemas foi denominado SAMS (*Space Acceleration Measurement System*) e desenvolvido para monitorar e medir o ambiente de microgravidade em ônibus espaciais. Assim, através de acelerômetros pendulares<sup>2</sup>, os dados são amostrados a 25 Hz e filtrados em 5 Hz por um filtro passa-baixas (ROGERS et al., 1993).

Esse sistema pode ser composto por até três tríades de sensores remotos, capazes de monitorar até três ambientes ou experiências simultaneamente e gravar os dados digitalizados em disco óptico através da unidade de aquisição de dados. O SAMS foi instalado inicialmente no *Spacelab* e posteriormente na MIR (DELOMBARD, 1996), ilustrados respectivamente pelas Figuras 2.2(a) e 2.2(b).

Para o ambiente da ISS foi proposto o desenvolvimento de um sistema baseado no SAMS e na experiência adquirida durante o seu longo período de operação, mantendo a arquitetura composta por tríades remotas de sensores e um controlador central, proporcionando um sistema expansível. O novo sistema, denominado SAMS-II (*Space Acceleration Measurement System-II*), apresenta significativos avanços tecnológicos no *hardware*, como a utilização de conversores analógico-digital (ADC) programáveis de alto desempenho, além das modificações necessárias para operação no ambiente laboratorial da ISS (SUTLIFF, 1999).

Mais especificamente, cada uma das tríades remotas de sensores do SAMS-II é composta por circuitos independentes de condicionamento e conversão dos sinais de uma tríade de acelerômetros QA-3000 dispostos ortogonalmente. A saída de cada um destes sensores é analógica e disponibilizada em corrente, mas utilizando-se circuitos de conversão de corrente para tensão, ganho ajustável e filtro *anti-aliasing* é possível adquirir tais dados por um ADC delta-sigma de 24 bits (SUTLIFF, 1997). Assim, acelerações de  $0,1 \mu\text{g}$  a  $0,1 \text{ g}$  podem ser amostradas a taxas de 62,5 a 1k Hz com banda passante de 0 a 375 Hz.

A correção dos dados dos acelerômetros é realizada através do fator de escala, *bias*, coeficiente de compensação térmica e desalinhamento, sendo este último menor que  $0,1^\circ$  entre os sensores. A curva de calibração utilizada é válida por dois anos e, como os acelerômetros são instalados em um ambiente sujeito a pequenas acelerações, espera-se que os sensores permaneçam estáveis durante este período, sendo recalibrados ou substituídos após tal período (SUTLIFF, 1999).

Contudo, sistemas capazes de medir pequenas acelerações não são limitados a qualificar o ambiente de microgravidade em laboratórios, ônibus espaciais, plataformas de

---

<sup>2</sup>Durante a missão STS-40 (*Space Transport System*) foram utilizados acelerômetros modelo QA-2000.



(a) SAMS utilizado em ônibus espaciais



(b) SAMS utilizado na MIR

Figura 2.2: *Space Acceleration Measurement System*  
Fonte: NASA



(a) Unidade de controle



(b) Sensores

Figura 2.3: *Space Acceleration Measurement System-II*

Fonte: Modificado da NASA

microgravidade e demais meios que proporcionam períodos de microgravidade. Seguindo o mesmo princípio, esses instrumentos também podem ser utilizados em sondas para, por exemplo, determinar o perfil de densidade atmosférica de um determinado ambiente.

Segundo Zarnecki et al. (2004) e Keating et al. (1998), para realizar tal função são necessários parâmetros estruturais, como massa, área frontal (transversal) e coeficiente de arrasto, e dados de velocidade e aceleração do veículo. Através de um acelerômetro de alto desempenho alinhado com o eixo principal da sonda, é possível obter as informações necessárias de aceleração e velocidade, esta última através da derivada da desaceleração aerodinâmica deste veículo não tripulado.

Para o projeto de um instrumento que realize tal função é necessário verificar os recursos disponíveis para o seu funcionamento, como limitações de potência, dimensão, capacidade de processamento e envio de dados, além das características das acelerações observadas. Com menor disponibilidade de recursos, mesmo quando comparados com os ônibus e laboratórios espaciais, o sistema proposto deve ser capaz de adquirir as acelerações da entrada atmosférica da sonda e apresentar resolução próxima às observadas nos instrumentos dos veículos em LEO.

Como exemplo, podem-se citar o instrumento HASI (*Huygens Atmospheric Structure*



*Instrument*), abordo da sonda Huygens, e o acelerômetro utilizado na sonda MGS (Mars Global Surveyor), utilizados para determinar o perfil de densidade atmosférica de Titan – a maior lua de Saturno – e de Marte, respectivamente. A Figura 2.4 ilustra a sonda Huygens utilizada para transportar o instrumento HASI.

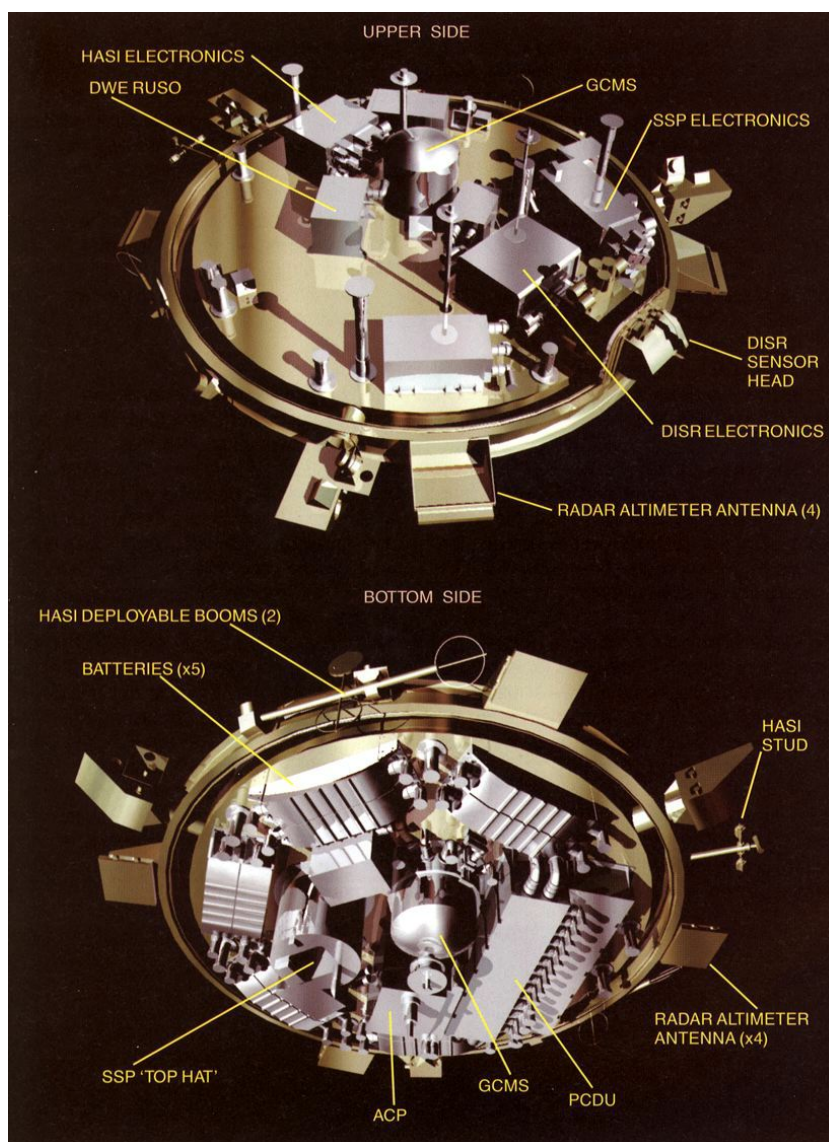


Figura 2.4: Instrumento HASI abordo da sonda Huygens  
Fonte: ESA



### *3 Plataforma de Aquisição para Análise de Dados de Aceleração – PAANDA*

#### Introdução

A Agência Espacial Brasileira (AEB), em parceria com o Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), o Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA) e o Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), desenvolve o Programa Microgravidade, cujo objetivo é viabilizar experiências de âmbito tecnológico e científico em ambiente de microgravidade. Além do fomento para desenvolvimento das experiências, os pesquisadores e universidades recebem suporte técnico e a oportunidade de embarcar seus projetos em um voo parabólico suborbital à bordo de um foguete de sondagem.

Para atender as necessidades do Programa Microgravidade, o IAE desenvolveu o foguete de sondagem VSB-30, de dois estágios e não guiado, em parceria com a Agência Espacial Alemã (DLR). Sendo lançado do Centro de Lançamento de Alcântara (CLA) e do Centro de Lançamento de Kiruna, na Suécia, o VSB-30 tornou-se o primeiro foguete brasileiro certificado, ou seja, apto para produção em série. A Figura 3.1 ilustra o foguete VSB-30.



Figura 3.1: Foguete de sondagem brasileiro VSB-30.

Fonte: IAE

A Figura 3.2 ilustra o posicionamento geográfico do CLA ( $2^{\circ}18'$  sul) e de outros centros de lançamento, sendo a proximidade com a linha do Equador um importante item para foguetes lançadores, pois a sua velocidade é somada à velocidade da Terra quando lançado à favor da rotação terrestre. Contudo, para a utilização de foguetes de sondagem

esta característica não é útil, pois este realiza um voo parabólico e a força de Coriolis presentes nesta região é mais intensa que nos pólos.

A plataforma de microgravidade alemã, também denominado módulo de serviço ou Microg1, é responsável por detectar os eventos do voo, acionar o sistema de recuperação, comunicar e adquirir dados das experiências, além de estabilizar o foguete durante o período de microgravidade.



Figura 3.2: Posicionamento geográfico do Centro de Lançamento de Alcântara.  
Fonte: CLA

### 3.1 Participação da Universidade Estadual de Londrina

O Laboratório de Instrumentação, parte constituinte do Departamento de Engenharia Elétrica (DEEL) da Universidade Estadual de Londrina (UEL), participa do Programa Microgravidade desde 2005 através de dois anúncios de oportunidade consecutivos. Nestes editais foram propostos os desenvolvimentos de dois instrumentos capazes de adquirir dados para a análise das acelerações residuais observadas durante o período de microgravidade. Tal função possibilita correlacionar as perturbações observadas no ambiente de microgravidade com os resultados das experiências presentes na carga útil do foguete e, conseqüentemente, validar os processos e fenômenos estudados.

O primeiro desses instrumentos é denominado Plataforma de Aquisição para Análise de Dados de Aceleração (PAANDA), cujo objetivo era medir acelerações tridimensionais

durante todo o voo de uma plataforma de microgravidade impulsionada por um foguete de sondagem VSB-30. A PAANDA participou da operação Cumã-II<sup>1</sup> e os dados adquiridos durante a fase de lançamento e reentrada podem ser utilizados para verificar o funcionamento dos motores, paraquedas e dispositivos de controle, enquanto os dados adquiridos durante o período de microgravidade auxiliam na análise dos resultados observados nas experiências em função das características do ambiente.

Com base no projeto da PAANDA e nos dados referentes à operação Cumã II, foram propostos aprimoramentos para um novo instrumento: a PAANDA-II. Além dos objetivos e características do instrumento anterior, este deve apresentar redundância nos dados de aceleração e telemetria, maior autonomia, além de processamento e controle centralizados. Para o desenvolvimento da PAANDA-II também é proposto o estudo dos métodos de calibração necessários para melhorar a exatidão do instrumento, assim como melhorias no sistema de aquisição e transmissão de dados.

## 3.2 Concepção da PAANDA

Utilizando informações de lançamentos anteriores do foguete VSB-30 utilizado pelo Programa Microgravidade, as acelerações observadas durante o lançamento deste veículo são da ordem de 14 g (JUNG; TURNER, 2003), enquanto são esperadas acelerações menores que  $10^{-4}$  g durante o período de microgravidade. Estas acelerações são utilizadas para determinar o fundo de escala de operação do instrumento, assim como a resolução mínima necessária para adquirir dados válidos do ambiente de microgravidade. Para o projeto da PAANDA foram definidas escalas de operação com valores de  $\pm 18$  g para o lançamento do veículo e  $\pm 1,05$  g, com resolução de  $10^{-6}$  g, para o período de microgravidade e calibração do instrumento.

Atendendo às características de fundo de escala e resolução do instrumento, comercialmente são encontrados sensores pendulares servo controlados do tipo Q-Flex amplamente utilizados em sistemas que necessitam de medidas precisas de aceleração, como as unidades de medidas inerciais (IMU). Estes acelerômetros apresentam um único eixo sensível ou de entrada e, dentre os modelos disponíveis, selecionou-se o modelo QA2000-10 fabricado pela Honeywell, cuja resolução e *bias* são melhores que  $10^{-6}$  g e  $10^{-4}$  g, respectivamente.

Assim, para adquirir dados tridimensionais de aceleração são utilizados três sensores

---

<sup>1</sup>A operação Cumã-II ocorreu de 26 de junho a 19 de julho de 2007, culminando com o lançamento do foguete VSB-30 V04 do CLA, contudo a carga útil do foguete não foi recuperada e as informações disponíveis das experiências foram recebidas por telemetria.

montados em uma tríade ortogonal, configuração mínima para tal. O sinal de saída de cada um desses sensores é digitalizado através de um circuito de conversão analógico-digital e, em seguida, adquirido por um microcontrolador de forma independente dos demais eixos, como ilustrado na Figura 3.3. Este macro circuito, compreendido pelo acelerômetro, circuito de aquisição e microcontrolador, é denominado módulo de aquisição e ilustrado pela Figura 3.4.

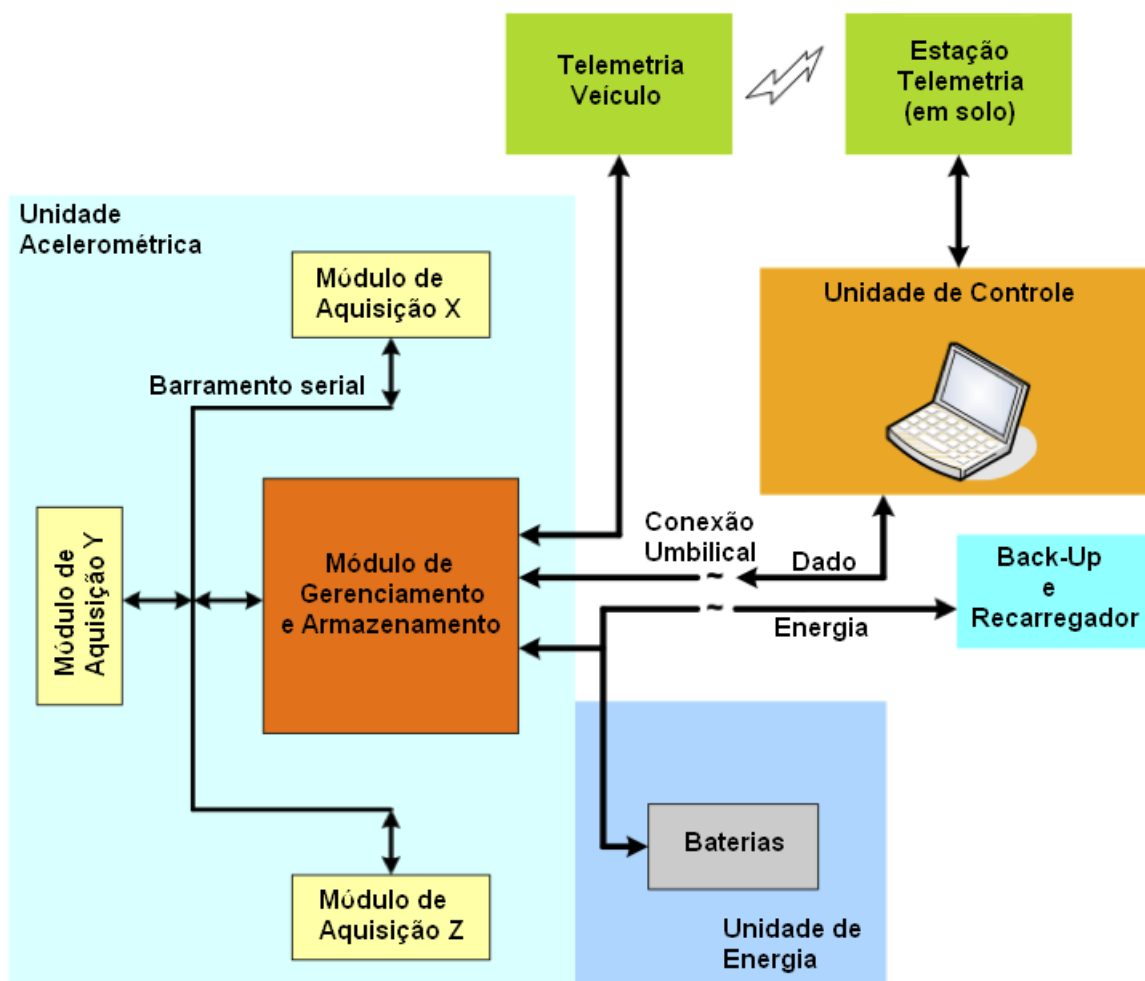


Figura 3.3: Diagrama de blocos da PAANDA: Unidade de controle, Unidade Acelerométrica e seus módulos, Unidade de Energia e conexões

Fonte: Tosin, Granziera Jr e Souza (2008)

Para reunir as informações dos módulos de aquisição independentes é utilizado um módulo central de gerenciamento e armazenamento de dados, composto por processador, banco de memórias, reguladores, além de *drivers* e isoladores de comunicação. A função deste módulo é requisitar de forma síncrona a conversão de dados dos módulos de aquisição, armazená-los em memória não volátil e transmiti-los via cabo umbilical e telemetria, além de fornecer tensões reguladas e possibilitar o controle do instrumento através de

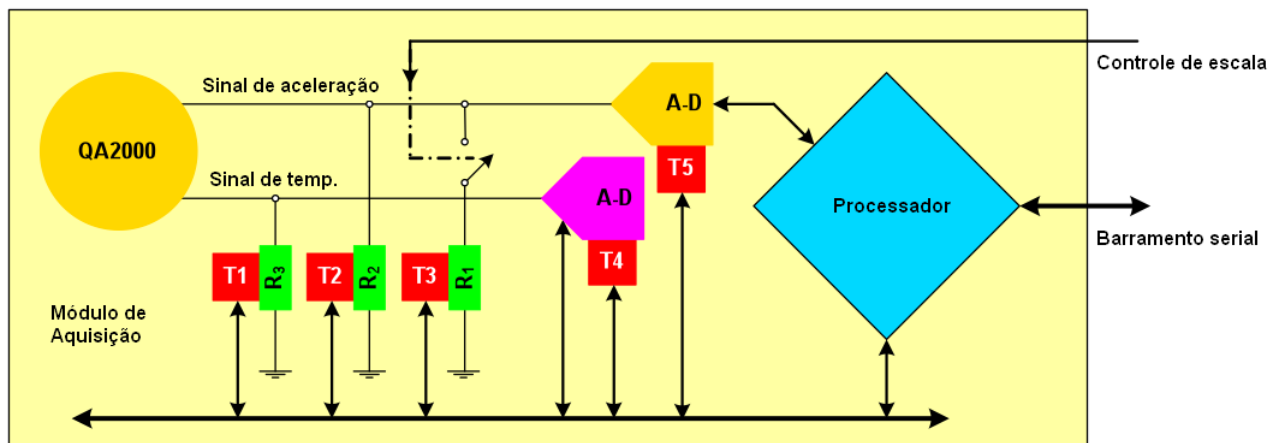


Figura 3.4: Módulo de aquisição da PAANDA

Fonte: Tosin, Granziera Jr e Souza (2008)

telecomando. A Figura 3.5 ilustra o módulo de gerenciamento e armazenamento de dados da PAANDA.

O suporte e fixação dos acelerômetros e das placas de circuito impresso que contém os componentes dos módulos de aquisição e de gerenciamento é realizado através de uma estrutura confeccionada a partir de um único bloco de alumínio, fator que oferece maior rigidez e precisão. Esta estrutura é utilizada como instrumento de calibração, além de oferecer suporte aos sensores e circuitos utilizados, de tal forma que os erros e imperfeições desta estrutura somados aos erros de alinhamento internos ao próprio sensor e aos inseridos na montagem dos acelerômetros devem ser considerados devido ao nível de resolução do instrumento. A Figura 3.6 apresenta a PAANDA implementada, com os três módulos de aquisição e o módulo de gerenciamento e armazenamento montados sobre o bloco de sustentação e alinhamento.

Como o objetivo principal da PAANDA é medir valores absolutos de aceleração residual durante o período de microgravidade com resolução de  $10^{-6}$  g, para obter êxito, faz-se necessário determinar os erros e fatores intrínsecos ao tipo de acelerômetro utilizado e resultantes do desalinhamento em sua fixação e das imperfeições do bloco. O processo para determiná-los é denominado calibração do instrumento e, para a função proposta para a PAANDA, basicamente compreendido pelo posicionamento dos acelerômetros em diferentes posições referenciadas ao campo gravitacional terrestre.

A plataforma de microgravidade disponibiliza +28 V para alimentação das experiências e instrumentos, contudo a PAANDA utiliza uma caixa de baterias que proporciona operação independente da plataforma e elimina interferências e ruídos provenientes das fontes presentes no barramento de alimentação. Composta por três *packs* de baterias de

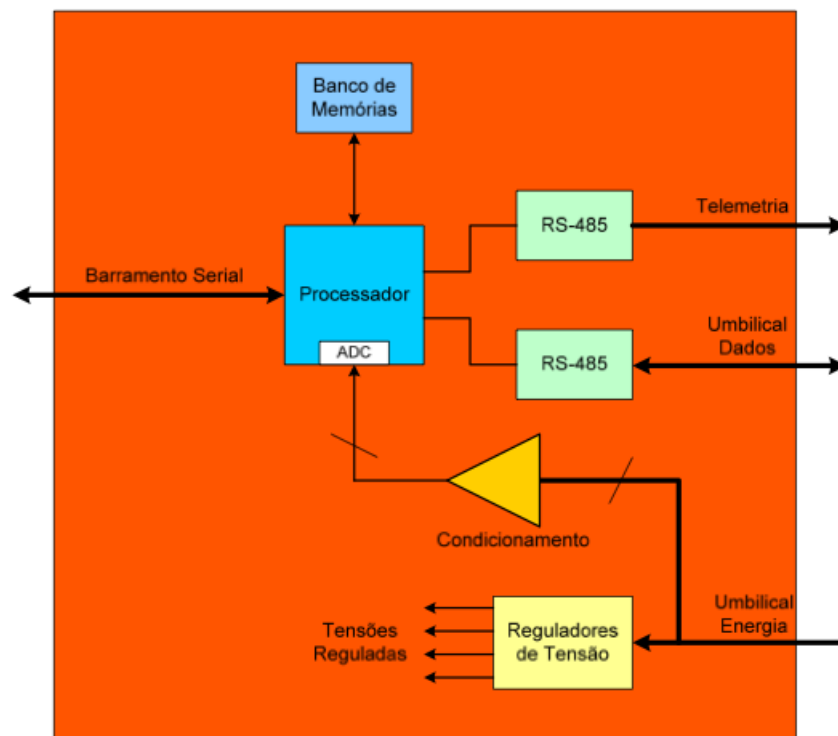


Figura 3.5: Módulo de gerenciamento e armazenamento de dados da PAANDA  
Fonte: Tosin, Granziera Jr e Souza (2008)

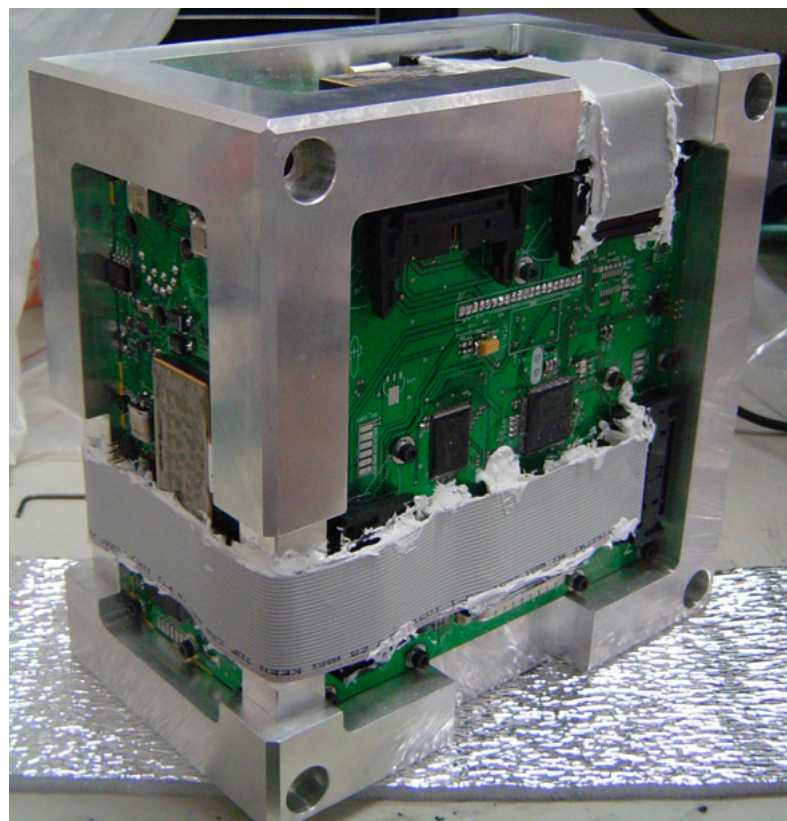


Figura 3.6: Implementação da Plataforma de Aquisição para Análise de Dados de Aceleração – PAANDA

Fonte: Tosin, Granziera Jr e Souza (2008)

NiCd, o processo de carga e manutenção destas células é realizado em bancada ou através do cabo umbilical.

Contudo, o projeto da PAANDA não considera a possibilidade da alimentação através de múltiplas caixas de baterias simultaneamente, acarretando o desligamento do instrumento para a substituição dos *packs*. Como os acelerômetros Q-Flex apresentam erros de *turn-on* aleatórios muito maiores que a resolução e a exatidão desejadas para a PAANDA, a substituição da caixa de baterias implica em novo processo de calibração do instrumento para determinar os novos parâmetros dos sensores.

### 3.3 Operação Cumã-II e Resultados

A Operação Cumã-II ocorreu de 26 de junho a 19 de julho de 2007 no Centro de Lançamento de Alcântara, culminando com o lançamento da plataforma de microgravidade Microg1 impulsionada pelo foguete de sondagem VSB-30 V04<sup>2</sup>. Este foguete é composto de dois estágios não controlados e estabilizado aerodinamicamente, utilizando como propulsores o motor a propelente sólido S31 para o primeiro estágio e o motor S30 para o segundo estágio. A Tabela 3.1 apresenta algumas características do foguete e da carga útil utilizados na Operação Cumã II.

Tabela 3.1: Características do foguete e da carga útil utilizados na Operação Cumã-II.

Sistema	Comprimento (m)	Diâmetro (cm)	Massa (kg)
Carga útil	5,2	44	341
Primeiro estágio	3,3	58	1002
Segundo estágio	4,1	58	1254
Foguete VSB30 V04	12,6	58	2597

Fonte: Tamashiro et al. (2008)

A carga útil é composta pelo módulo de serviço alemão, responsável pela comunicação, condições de microgravidade e recuperação, e por cinco módulos de experiências – quatro destes hermeticamente fechados, isolando as experiências do ambiente externo. O voo parabólico com período calculado de 681 s proporcionou 362 s de microgravidade para as nove experiências abordo, com apogeu de 250,1 km e níveis de microgravidade inferiores a  $10^{-4}$  g. A Figura 3.7. apresenta o gráfico das acelerações observadas pela plataforma Microg1 durante o período de microgravidade.

<sup>2</sup>O sucesso no lançamento do foguete de sondagem VSB-30 V04 contribuiu para a qualificação do veículo, tornando-se o primeiro foguete brasileiro certificado, ou seja, apto para produção em série.

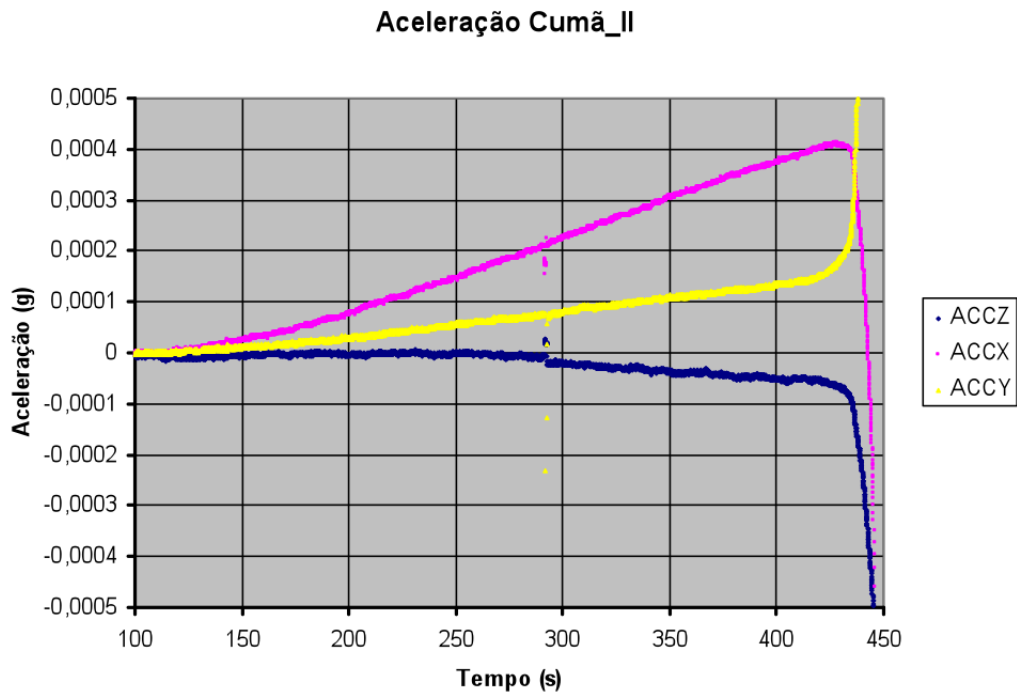


Figura 3.7: Acelerações observadas pela plataforma Microg1 durante o período de microgravidade nos eixos X, Y e Z.

Fonte: Ettl (2007)

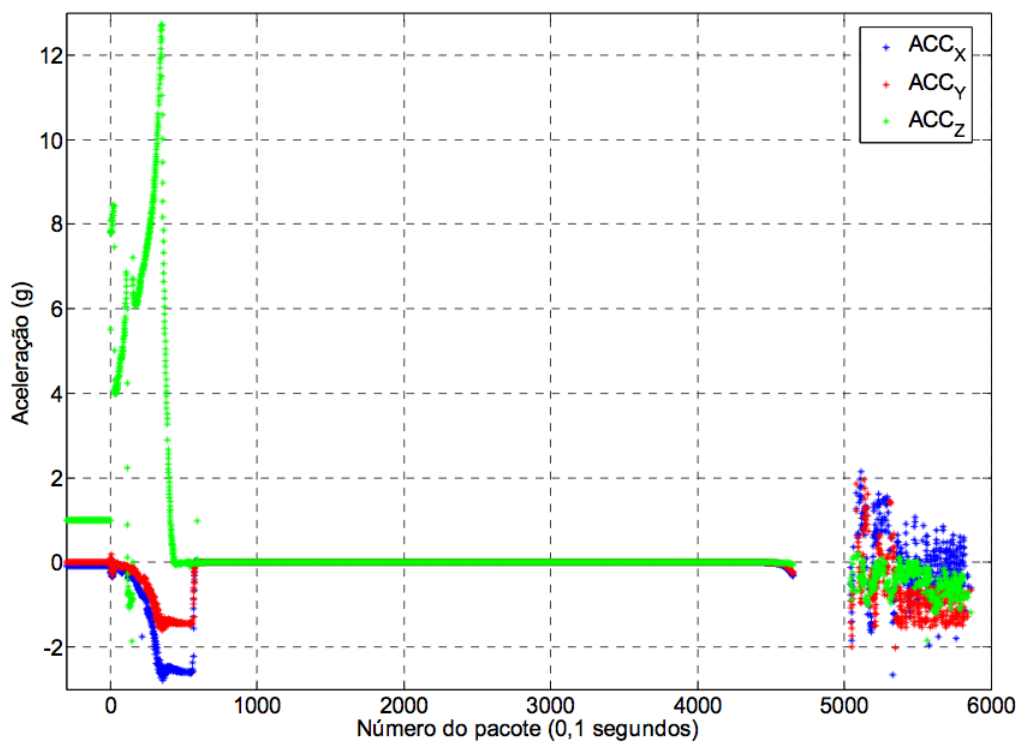
Porém, durante a fase de reentrada, uma falha no sistema de recuperação da plataforma de microgravidade proporcionou a perda da carga útil. Mesmo com este fato, as informações do módulo de serviço e das experiências foram transmitidas por telemetria para estações de rastreamento do CLA e do CLBI e possibilitaram a análise do voo e dos fenômenos observados em alguns experimentos, mesmo apresentando muitos dados corrompidos ou perdidos durante o processo de transmissão e recepção.

Além das informações de aceleração e temperatura dos acelerômetros, os dados transmitidos pela PAANDA continham informações da temperatura de componentes críticos, nível das tensões reguladas e sinais de escala e estado do instrumento. Os dados dos acelerômetros são corrigidos segundo o modelo térmico de fator de escala e *bias* fornecido pelo fabricante para cada um dos sensores. As Figuras 3.8 e 3.9 mostram, respectivamente, as acelerações medidas pela PAANDA durante a Operação Cumã II e a aceleração resultante calculada através desses dados.

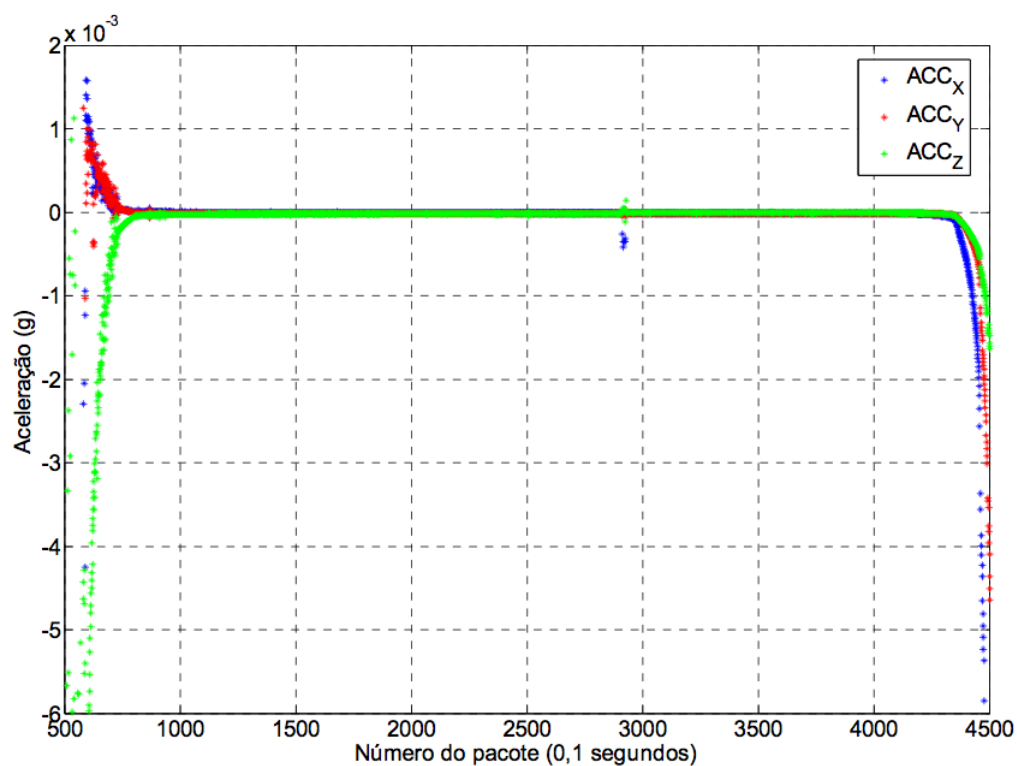
### 3.4 Análise do instrumento

Segundo Tosin, Granziera Jr e Souza (2010), verificou-se a resolução da PAANDA através do desvio padrão da aceleração resultante durante determinada fração do período



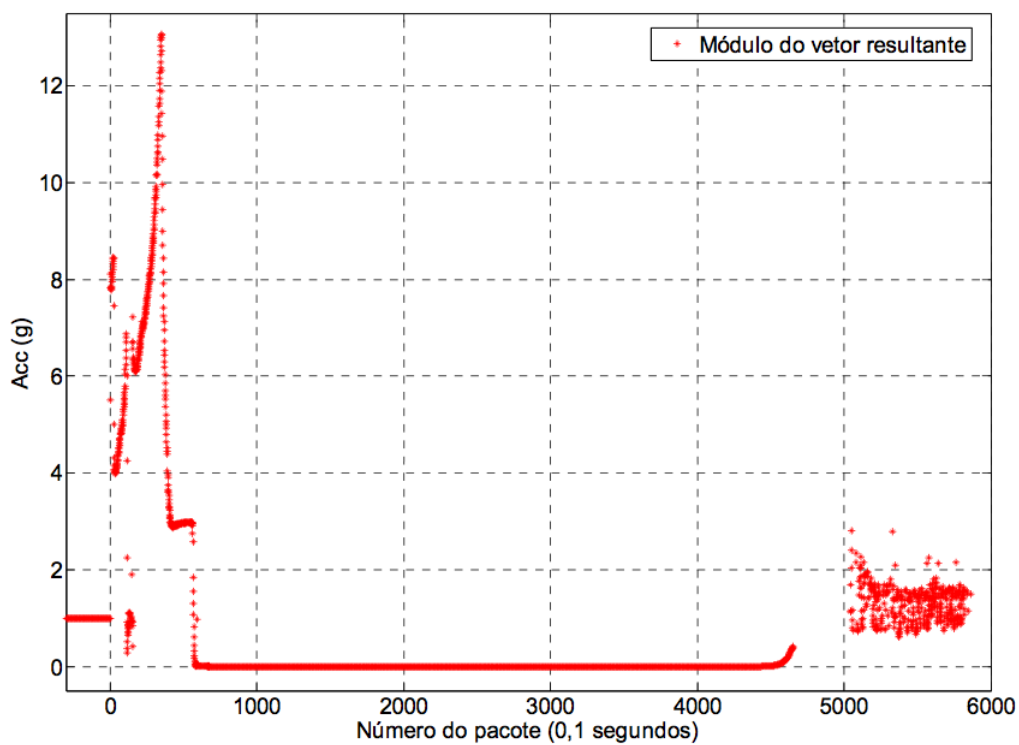


(a) Acelerações durante todo o voo do VSB-30 V04

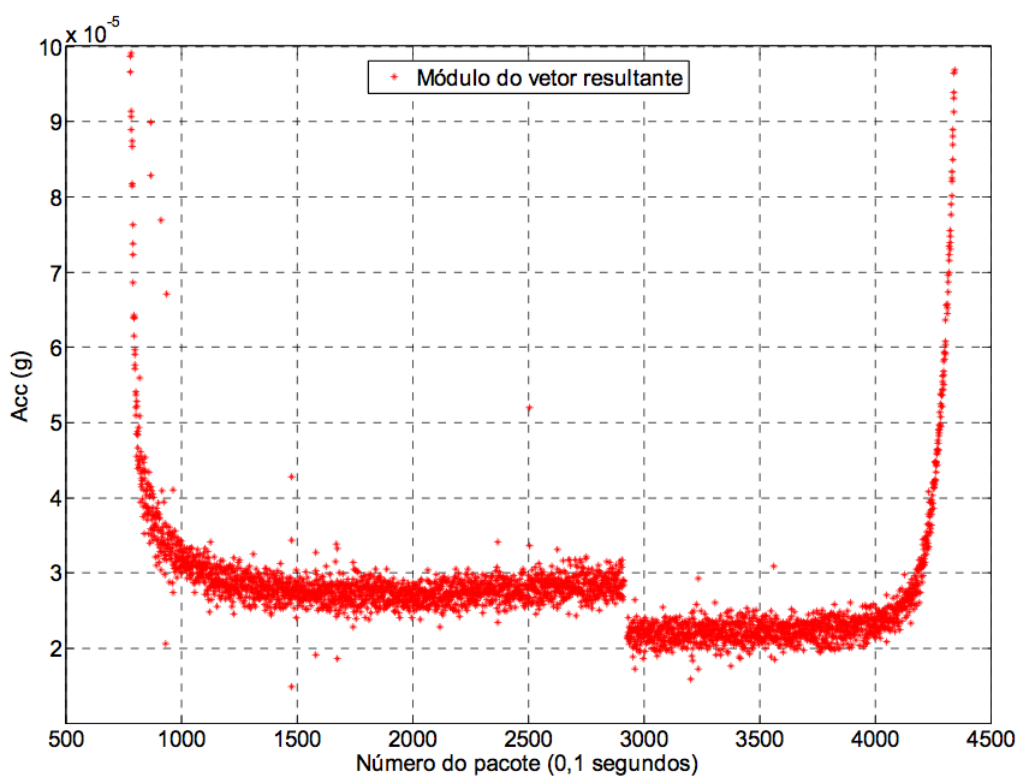


(b) Acelerações durante o período de microgravidade

Figura 3.8: Acelerações medidas pela PAANDA durante a Operação Cumã-II.  
Fonte: Tosin, Granziera Jr e Souza (2008)



(a) Aceleração resultante durante todo o voo do VSB-30 V04



(b) Aceleração resultante durante o período de microgravidade

Figura 3.9: Aceleração resultante calculada com os dados da PAANDA durante a Operação Cumã-II.

Fonte: Tosin, Granziera Jr e Souza (2008)

de microgravidade, caracterizado por apresentar menor aceleração residual. Os cálculos para a aceleração resultante indicaram  $1,5 \mu\text{g}$  de resolução para a PAANDA, onde cada circuito de aquisição apresentou valores muito próximos ao  $1 \mu\text{g}$  esperado durante a concepção do projeto. Porém, observa-se um *offset* de aproximadamente  $20 \mu\text{g}$  mesmo após a correção dos dados dos acelerômetros com a temperatura e *bias* de *turn-on*, ainda sob investigação.

Assim, os resultados apresentados pela PAANDA atendem às características iniciais propostas para o instrumento e qualificam o método adotado para adquirir sinais de acelerômetros de alto desempenho. Contudo, o instrumento apresentou baixa autonomia devido à pequena capacidade de carga das baterias utilizadas, pois estas foram projetadas para manter a PAANDA ligada ininterruptamente por até seis horas.

Este período é suficiente para a preparação, lançamento e recuperação da carga útil, mas o foguete pode permanecer na rampa de lançamento por períodos superiores a este e, muitas vezes, sem possibilidade de recarga ou comunicação via umbilical. Assim, para que a PAANDA permanecesse ligada durante toda a campanha, a equipe de operação do veículo desenvolveu suas atividades atendendo à necessidade de carga das baterias utilizadas pelo instrumento.

Outro fato observado após a Operação Cumã-II é o elevado número de dados corrompidos ou perdidos via telemetria, mesmo com a fusão dos dados recebidos pelo CLBI e CLA. Como o acesso à todos os dados do instrumento é atrelado à recuperação da carga útil, seria de grande importância aprimorar a transmissão dos dados através de modificações no *software* de transmissão de dados ou inserindo um novo *hardware* para auxiliar tal função.

Com a necessidade de um instrumento com maior autonomia e menor taxa de erro de bit, além da solução para os problemas de exatidão dos dados de aceleração adquiridos, foram propostos aprimoramentos para o desenvolvimento de um novo instrumento, a PAANDA-II. Juntamente com estas alterações foram inseridas novas características ao instrumento, como a redundância física nos sensores e módulos de aquisição com o objetivo de aumentar a confiabilidade da PAANDA-II. As características do novo instrumento proposto e as modificações adotadas para superar os problemas observados no primeiro instrumento são abordadas no Capítulo 4.

# ***4 Plataforma de Aquisição para Análise de Dados de Aceleração II – PAANDA II***

## **Introdução**

A PAANDA II, assim como sua versão anterior, tem como objetivo medir acelerações tridimensionais durante o voo de uma plataforma de microgravidade lançada por um foguete de sondagem VSB-30 e disponibilizar informações referentes ao nível de microgravidade e as perturbações observadas durante este período, possibilitando correlacionar os resultados das experiências às acelerações presentes.

A introdução de um quarto sensor – reduntante – proporciona à PAANDA II o seu correto funcionamento mesmo apresentando uma falha simples, aumentando a sua confiabilidade e exatidão. Outra característica é o aumento na autonomia do instrumento através do projeto e utilização de *packs* de bateria com maior capacidade, proporcionando até 24 horas de funcionamento contínuo.

Utilizando o circuito básico do módulo de aquisição da PAANDA, composto pelo acelerômetro Q-Flex e circuito de conversão analógico-digital, as características das escalas de operação de  $\pm 18$  g, para o lançamento do veículo, e  $\pm 1,05$  g, com resolução de  $10^{-6}$  g para o período de microgravidade e para a calibração do instrumento, também permanecem para este instrumento. A redundância adicionada ao projeto altera a disposição dos acelerômetros, possível com a utilização de um bloco tetraédrico regular com função de sustentação e calibração.

Diferentemente da topologia utilizada na PAANDA, as informações dos módulos de aquisição são requisitadas, adquiridas e gerenciadas por um único processador, assim como as informações necessárias para a correção do fator de escala e da variação térmica dos componentes críticos utilizados na digitalização dos sinais do acelerômetro.

A PAANDA II é subdividida em quatro blocos: Unidade de Medida de Aceleração

(UMA), Unidade de Codificação para Telemetria (UCT), Unidade de Energia (UE) e Unidade de Monitoramento e Controle (UMC). A Figura 4.1 ilustra a subdivisão da PAANDA II.

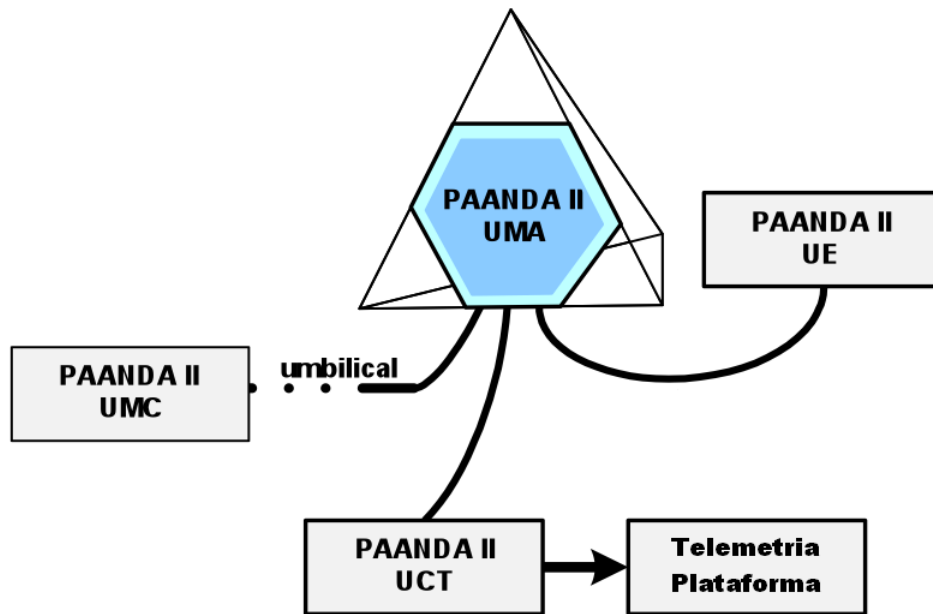


Figura 4.1: Blocos constituintes da PAANDA II.  
Fonte: Tosin et al. (2011)

## 4.1 Unidade de Medida de Aceleração

A Unidade de Medida de Aceleração é responsável por digitalizar e armazenar os dados de aceleração e temperatura de quatro sensores, além de informar a pressão interna ao módulo do foguete e a tensão das baterias. Essas informações também são repassadas para a Unidade de Codificação para Telemetria ou para a Unidade de Monitoramento e Controle para transmissão via cabo umbilical ou telemetria. A UMA é subdividida em três blocos: Circuitos de Aquisição, Computador Central Embarcado e Bloco Acelerométrico.

### 4.1.1 Circuitos de aquisição

A UMA é composta por quatro circuitos de aquisição de dados denominados Alpha, Beta, Gamma e Delta ou, resumidamente, ABGD. Cada um destes circuitos possui a função de adquirir e digitalizar dados de aceleração e temperatura provenientes de um acelerômetro pendular servo controlado, assim como a temperatura dos componentes críticos envolvidos nesse processo.

Os sinais de aceleração e temperatura do acelerômetro utilizado são disponibilizados em corrente e, utilizando-se resistores para amostrar essas informações em tensão, define-se o fundo de escala de operação e possibilita alterá-lo através da associação de outros resistores. A comutação da escala de aceleração é realizada através de um relé controlado pelo Computador Central Embarcado e a digitalização, por um conversor analógico-digital integrador. O Capítulo 5 aborda o funcionamento dos circuitos de aquisição e as características de seus componentes.

Os componentes utilizados para a aquisição de dados do acelerômetro são posicionados próximos aos pinos de saída do sensor, pois reduz a indução de ruídos. O monitoramento térmico desses componentes possibilita minimizar os efeitos da temperatura no processo de amostragem e digitalização e, conseqüentemente, aumentar a precisão dos dados. Assim, cada um dos circuitos de aquisição é montado em uma placa de circuito impresso com o mesmo *layout* e posicionada sobre o acelerômetro, caracterizando a modularidade do circuito de aquisição entre Alpha, Beta, Gamma e Delta.

Os barramentos de comunicação, sinais de controle e tensões de alimentação das placas de aquisição são conectados ao Computador Central Embarcado através de conectores disponíveis na Delta. Para tal, Alpha, Beta e Gamma utilizam conectores fixos à estrutura do bloco acelerométrico e conectadas através de cavidades existentes neste. Imagens e outras características deste bloco são abordadas na seção 4.1.3.

## 4.1.2 Circuito de gerenciamento

Além dos circuitos de aquisição de dados, a UMA é composta por um circuito de gerenciamento, armazenamento e comunicação denominado Computador Central Embarcado (CCE). Este circuito possui a função de requisitar, ler e armazenar os dados dos diversos conversores AD e sensores de temperatura, interfacear, empacotar e transmitir dados e regular as tensões do instrumento. O diagrama do CCE é apresentado na Figura 4.2.

O gerenciamento de todo o sistema da PAANDA II é realizado pelo microcontrolador de duplo núcleo MC9S12XEP100 da Freescale. O núcleo principal, CPU12X, é responsável pelo processamento dos dados, comunicação via telemetria e cabo umbilical, assim como todo processo de comunicação com conversores AD e barramentos seriais I2C e SMBus, monitoramento das tensões e armazenamento dos dados em memória não-volátil. O co-processador, XGATE, realiza a leitura e gerenciamento dos dados de aceleração e temperatura dos quatro circuitos de aquisição ABGD, além de controlar a periodicidade

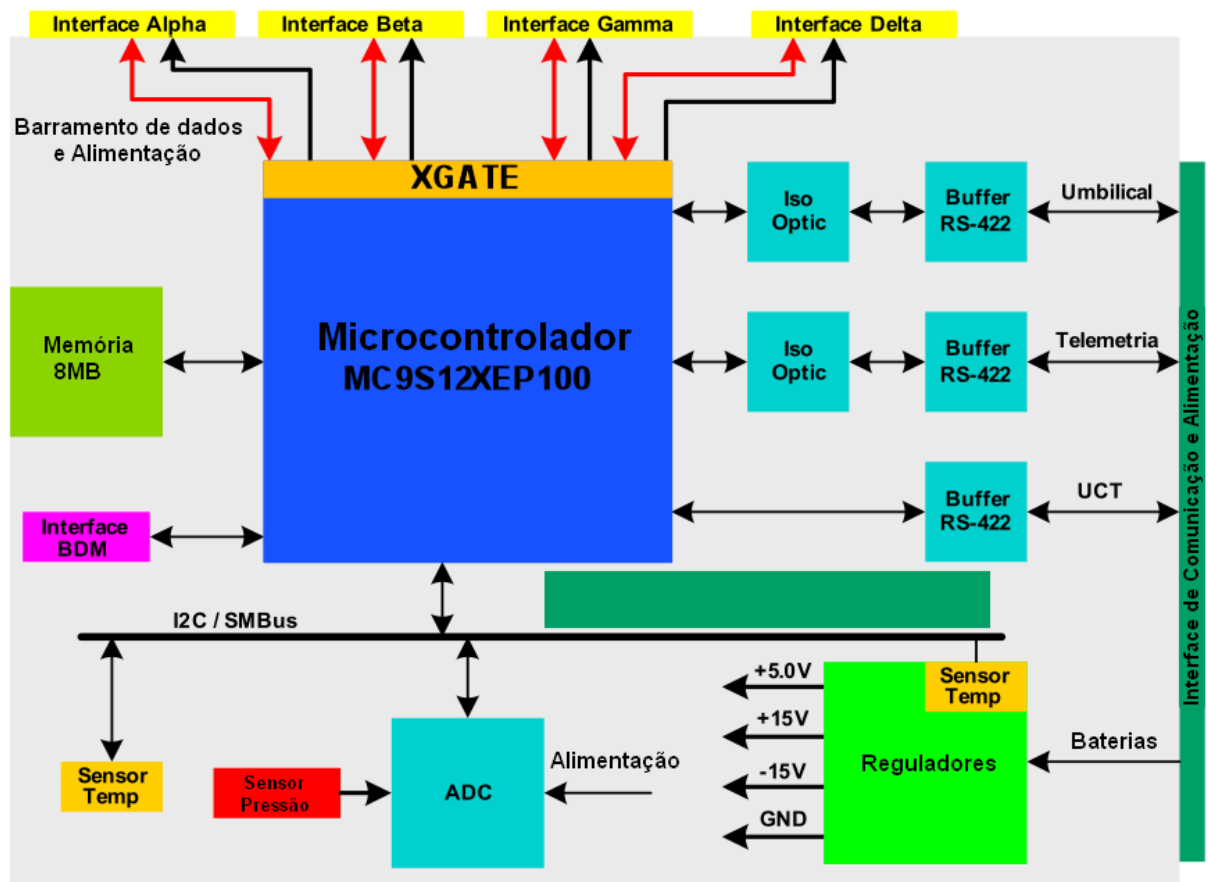


Figura 4.2: Diagrama do Computador Central Embarcado.  
 Fonte: Modificado de Souza et al. (2011)

das aquisições.

As tensões de cada um dos circuitos de aquisição são reguladas individualmente para que, caso ocorra falha em um regulador, apenas um circuito seja afetado e o sistema continue funcionando. Também são utilizados reguladores separados para circuitos analógicos e digitais, reduzindo os efeitos do ruído proveniente dos componentes digitais. O mesmo cuidado é utilizado nas interfaces de comunicação, isolando as linhas de transmissão de dados e as tensões de alimentação desses circuitos, reduzindo os efeitos do ruído proveniente da plataforma de microgravidade e de outras experiências abordo.

A UMA é conectada à Unidade de Energia, Unidade de Codificação para Telemetria e cablagem do foguete através de um conector micro-DB37 localizado no CCE. Desse modo, a alimentação proveniente das baterias, plataforma e cabo umbilical, assim como as interfaces de comunicação, são concentradas nesse único cabo, também utilizado durante o processo de calibração. A conexão do CCE com as placas de aquisição é realizada através da sobreposição desta com a Delta, como citado em 4.1.1.

### 4.1.3 **Bloco acelerométrico**

O bloco acelerométrico ou de sustentação da UMA é uma peça única confeccionada em alumínio aeronáutico com formato de tetraedro regular truncado utilizado para sustentação dos sensores e das placas de circuito impresso, além de ferramenta no processo de calibração do instrumento. Este bloco apresenta superfícies com orientação precisa e acabamento lapidado, e a utilização de ressaltos em três pontos de cada face do tetraedro define um único plano para o processo de calibração. Para a fixação dos sensores e das placas constituintes da UMA são utilizadas estruturas em baixo relevo e furações em suas faces.

Como os acelerômetros são dispostos no centro de cada face hexagonal do tetraedro truncado e sobre eles são montadas as placas contendo os circuitos de aquisição, a simetria apresentada por esse poliedro possibilita o desenvolvimento de apenas uma placa de aquisição para as quatro faces do instrumento. Como o CCE é sobreposto à Delta, a placa contendo o circuito de gerenciamento possui o mesmo formato e tamanho das placas de aquisição, um hexágono regular.

O modelo construtivo do sistema idealizado não utiliza cabos de conexão, mas uma estrutura de conexão. Tal estrutura é integrada ao próprio bloco, de forma a interconectar os módulos de aquisição quando esses forem fixados à estrutura de sustentação. Isso é



possível através da utilização de estruturas em baixo relevo inseridas em cavidades no bloco e um arranjo de conectores capazes de interligar as faces do bloco. A Figura 4.3 ilustra o projeto poliedro.

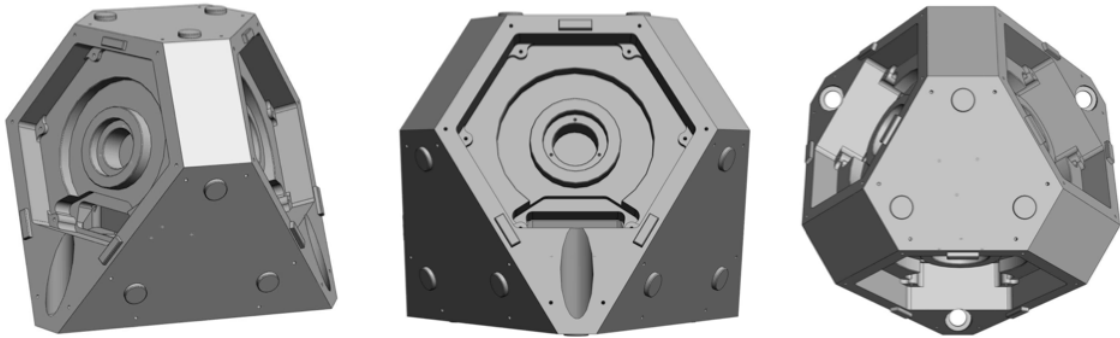


Figura 4.3: Tetraedro regular truncado para suporte e calibração da PAANDA II.  
Fonte: Souza et al. (2011)

## 4.2 Unidade de Codificação para Telemetria

A Unidade de Codificação para Telemetria (UCT) disponibiliza para a plataforma de microgravidade os dados a serem transmitidos via telemetria através de dois canais de comunicação. O primeiro canal utiliza uma codificação que apresenta pouca robustez a erros de transmissão no canal, mas possui algoritmos de codificação e decodificação de fácil implementação, minimizando a probabilidade de imprevistos oriundos de erros de implementação. O segundo canal, por sua vez, realiza uma experiência de telecomunicações com o uso de códigos corretores de erros.

Neste código, cada bloco de informação recebido originalmente é interpretado como um vetor em um espaço linear. Constróem-se combinações lineares utilizando a operação XOR de blocos anteriormente enviados segundo a distribuição de probabilidade para seleção dos blocos a serem incluídos. Conhecidos os blocos usados na construção da combinação linear, é possível construir uma matriz binária da seguinte maneira: a  $i$ -ésima linha corresponde à  $i$ -ésima palavra de código recebida, e a  $j$ -ésima coluna corresponde ao  $j$ -ésimo bloco original anteriormente enviado. O bit na linha  $i$ , coluna  $j$  será 0 caso o  $j$ -ésimo bloco original não tenha sido incluído na  $i$ -ésima palavra de código, e 1 caso tenha sido incluído. Blocos originais também serão incluídos na matriz, com um único bit setado naquela linha, a saber, o bit na coluna correspondente àquele bloco.

Admitindo a presença de uma quantidade suficiente de linhas de maneira que a matriz tenha posto máximo, é possível aplicar eliminação gaussiana à matriz, indicando combi-

nações lineares das palavras de código e blocos originais recebidos que, após calculadas, produzirão como resultado todos os blocos originalmente transmitidos (GAZZONI FILHO et al., 2010).

A UCT é composta, basicamente, por um processador ARM STM32, memória flash NAND, reguladores de tensão, driver e isolador de comunicação. O processador é responsável por receber os dados provenientes do CCE, gravar em memória, codificar e enviar à plataforma de microgravidade. O hardware é acondicionado em uma caixa de alumínio, como ilustrado na Figura 4.4, e fixado ao prato do foguete juntamente com a caixa de baterias e a UMA.

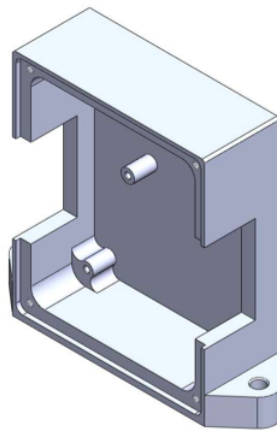


Figura 4.4: Caixa para suporte à Unidade de Codificação para Telemetria.

### 4.3 Unidade de Energia

A Unidade de Energia (UE) tem por finalidade fornecer diferentes níveis de tensão de forma ininterrupta para a UMA por um período maior que 24 h, pois esta é a estimativa de tempo para o lançamento do foguete de sondagem ou acesso ao instrumento. A UE é de grande importância para a PAANDAI, pois determinados parâmetros dos sensores Q-Flex somente são determinados através de processo de calibração, obrigando a UMA permanecer ligada após este processo.

A UE é composta por três *packs* de baterias de Ni-MH da Saft Batteries e um circuito de aquisição e monitoramento da tensão e temperatura de cada um desses *packs*. Todos são acondicionados em uma caixa com acesso externo através de três conectores DB9 utilizados para manutenção do instrumento, substituição e recarga da UE.

No projeto da UMA são utilizados reguladores lineares e, observando os limites de tensão de entrada dos reguladores e a excursão da tensão das células carregadas e descar-

regadas, utilizou-se um arranjo de 9 células em série para o *pack* denominado  $+V/2$  e 17 células em série para os *packs*  $+V$  e  $-V$ . As tensões destes são reguladas em  $+5$  V,  $+15$  V e  $-15$  V, respectivamente. Estimando-se o consumo dos componentes em cada um dos níveis de tensão, são utilizados os modelos VHF16000XP com capacidade de 16 Ah para o *pack*  $+V/2$  e VHD9500XP com capacidade de 9,5 Ah para os demais *packs*.

A caixa de baterias tem função de acondicionar, proteger e isolar as baterias, sistema de monitoramento de tensão e suas conexões. A caixa é construída em alumínio e possui formato de “L”, dentro do espaço disponível no prato ocupado também pela UMA e UCT. Em uma das laterais da caixa de bateria são dispostas três lacunas para a fixação dos conectores DB9 responsáveis pela alimentação da UMA e recarga das células da UE, como ilustrado na Figura 4.5(a).

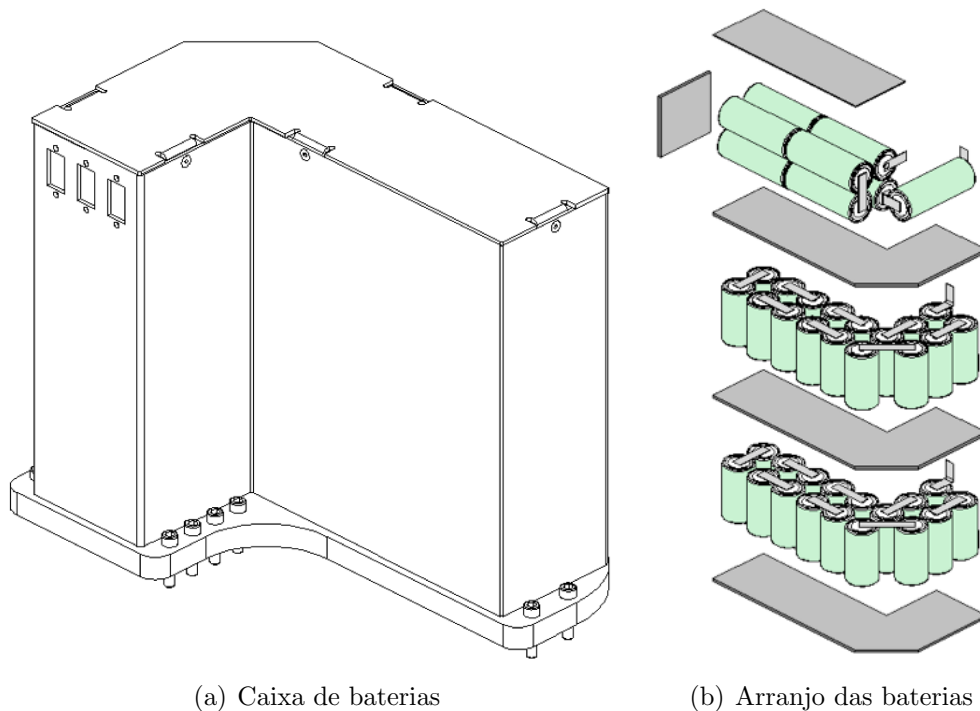


Figura 4.5: Unidade de Energia da PAANDA II.  
Fonte: Souza et al. (2011)

No seu interior, os *packs* previamente isolados recebem proteção mecânica e isolamento elétrico adicional com a utilização de placas de borracha entre os *packs* e nas extremidades superior e inferior da caixa de baterias, como ilustrado na Figura 4.5(b). O espaço interno da caixa de baterias é preenchido com silicone utilizado para proteção de dispositivos eletrônicos e elétricos, promovendo absorção mecânica oriunda de fonte externa ou interna e isolamento termo-elétrico.

As conexões da UE com a UMA são realizadas através de dois conectores DB9 fêmeas

e um conector DB9 macho. Os conectores fêmeas servem para trocar uma unidade de energia esgotada por outra carregada, de forma que a UMA permaneça ligada, enquanto o conector macho é utilizado para recarregar os *packs* de baterias. São utilizados diodos para evitar que uma elevada corrente flua para a bateria descarregada no momento da troca ou em sentido contrário durante a carga das baterias.

A Unidade de Energia também conta com um circuito interno de monitoramento do nível de tensão e da temperatura dos três *packs*. Esse processo é realizado através de um conversor AD com interface serial em conjunto com um circuito para condicionamento das tensões amostradas e sensores digitais de temperatura. Tais dados são utilizados no processo de carga e manutenção das baterias segundo as curvas características das células de Ni-MH, evitando sobrecarga ou superaquecimento.

## 4.4 Unidade de Monitoramento e Controle

A Unidade de Monitoramento e Controle (UMC) é constituída por um computador conectado à PAANDA II via cabo umbilical ou telemetria utilizando interfaces seriais RS-422. Esta unidade também fornece alimentação ao isolamento óptico da interface umbilical e realiza o monitoramento e o controle da UMA através de um *software* em ambiente Labview. Neste ambiente são disponibilizados parâmetros da PAANDA II de forma gráfica, como aceleração, temperaturas observadas, tensões e correntes das baterias.

Outra função da UMC é controlar os processos de carga e manutenção da Unidade de Energia utilizando fontes simétricas controladas através de interface GPIB, também conhecido como IEEE-488. Este processo é de extrema importância visto que o instrumento não deverá ser desligado após a sua calibração. Através das interfaces RS-422 é possível enviar telecomandos ao instrumento em solo ou durante o voo, monitorar e gravar os dados em tempo real ou receber os dados armazenados em memória.

A UMC é projetada para permitir seu uso tanto em laboratório quanto em campo, do local de preparação da carga útil até a casamata, incluindo o transporte da PAANDA II até a rampa de lançamento. Por este motivo é importante ressaltar que a UMC não deve ser dependente exclusivamente da energia disponível na rede elétrica, características obtidas através da utilização de um sistema contendo um computador portátil alimentado por um sistema de No-Break e banco de baterias.

## 5 *Aquisição de dados de um acelerômetro Q-Flex*

### Introdução

Para todo e qualquer circuito de aquisição de dados faz-se necessário conhecer o funcionamento e as características dos sensores utilizados, pois estes são responsáveis por converter uma forma de energia ou quantidade física em outra. Assim, para analisar e projetar um circuito de aquisição de dados de um acelerômetro é necessário compreender os princípios de funcionamento do sensor utilizado.

Um acelerômetro opera através da medida da força de inércia gerada pela aceleração de uma massa, seja esse sensor do tipo eletrostático, massa-mola, pendular, de onda acústica superficial (SAW) ou de fibra óptica (LAWRENCE, 1998). De uma forma geral, os acelerômetros são compostos por ao menos três elementos: massa, suspensão e mecanismo de detecção (*pickoff*). Para acelerômetros servo controlados também são utilizados atuadores e malha de controle com o propósito anular o deslocamento da massa.

Um sistema massa-mola-amortecedor é um acelerômetro básico com um grau de liberdade, onde a relação entre o tamanho da massa, do amortecimento e da rigidez da suspensão determinam as características deste sensor. Em um sistema como este, a rigidez e o amortecimento da suspensão reagem ao deslocamento da massa, devido à inércia deste corpo, quando uma força é aplicada à estrutura ao longo do eixo da mola. A Figura 5.1 ilustra este sistema massa-mola.

O sistema massa-mola citado é considerado um sensor em malha aberta (*open-loop*), onde o deslocamento indica a aceleração sobre a massa. Em acelerômetros em malha fechada (*closed-loop*) a malha de controle e os atuadores mantém a massa em posição nula e, conseqüentemente, a saída do mecanismo de detecção. Como a posição nula pode ser medida com maior exatidão quando comparado com o deslocamento da massa, acelerômetros em malha fechada apresentam melhor desempenho e redução nos problemas de linearidade e de histerese existentes em acelerômetros em malha aberta.

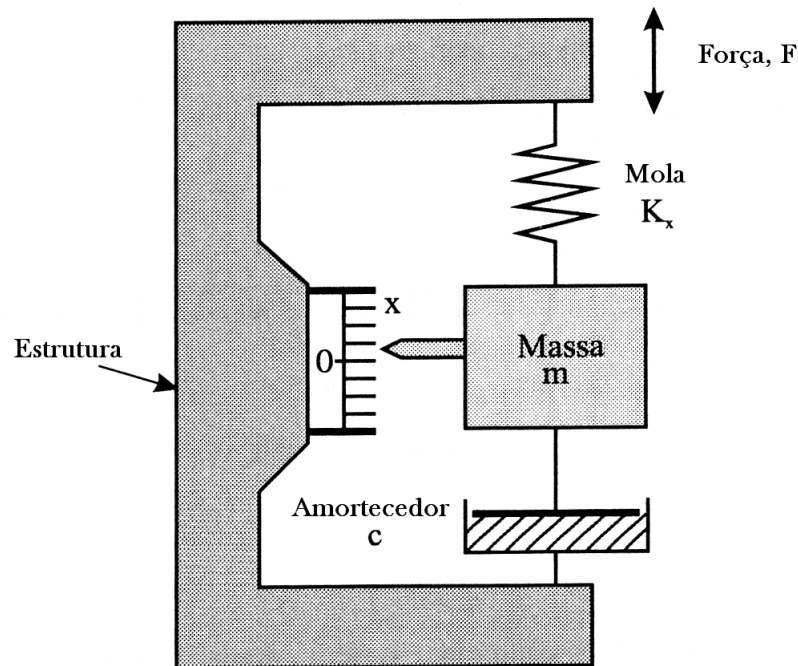


Figura 5.1: Sistema massa-mola.  
Fonte: Modificado de Lawrence (1998)

## 5.1 Acelerômetro pendular em malha fechada

O acelerômetro pendular em malha fechada é utilizado comercialmente e militarmente em sistemas inerciais, além de aplicações espaciais como controle de natação e medidas de aceleração em microgravidade, podendo ser considerado o acelerômetro mais comum em navegação (FOOTE; GRINDELAND, 1992). Apresentando o pêndulo com um grau de liberdade e operado em malha fechada, o acelerômetro pendular é construído por massa, dobradiça, algum amortecimento, mecanismo de detecção, atuador e malha de controle. A Figura 5.2 ilustra uma possível construção deste acelerômetro e define os eixos de entrada, pendular e de saída.

### 5.1.1 Partes e princípios

Como citado anteriormente, este tipo de acelerômetro é composto por um pêndulo e uma massa, incorporada ou associada ao pêndulo, formando o elemento sensível do sensor. Este é suspenso através de uma dobradiça flexível projetada para proporcionar a rotação deste componente apenas no eixo de saída, determinando o eixo de entrada normal ao plano formado pelo eixo ao longo do pêndulo (eixo pendular) e de saída (eixo da dobradiça ou de rotação).

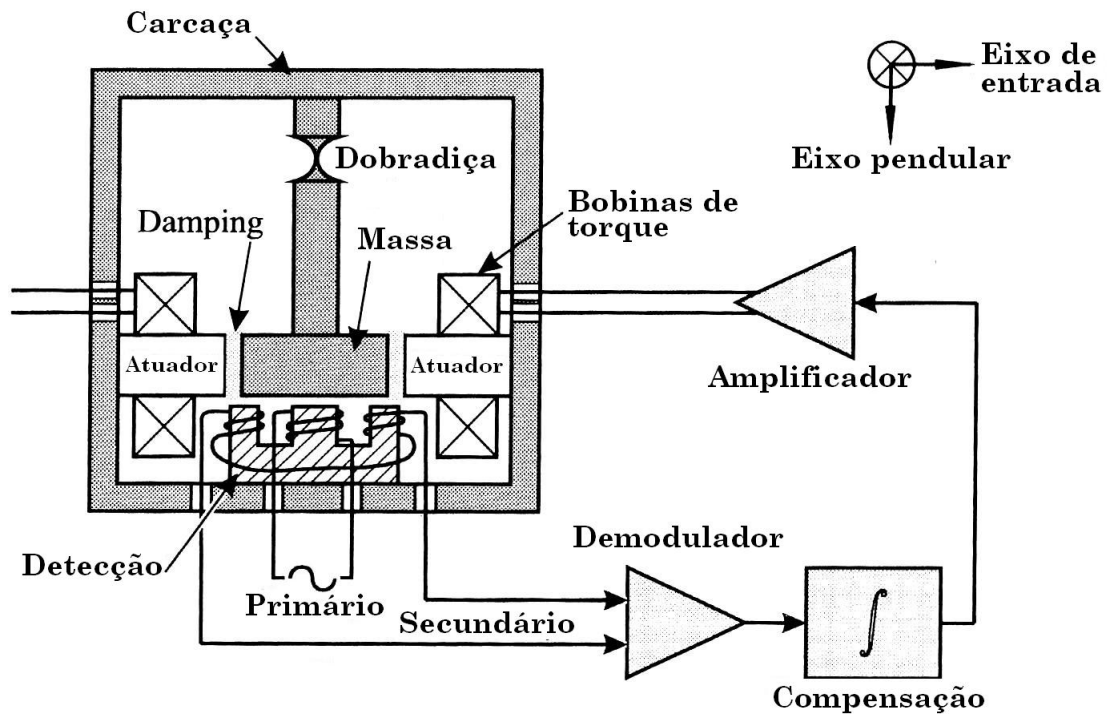


Figura 5.2: Acelerômetro pendular servo controlado.  
 Fonte: Modificado de Lawrence (1998)

Quando não existir aceleração aplicada no eixo de entrada do sensor, o posicionamento do pêndulo é considerado nulo e permanece equidistante às placas do mecanismo de detecção quando este for um sistema capacitivo. Para um sistema indutivo, por exemplo, o mecanismo mede a posição relativa do pêndulo entre as bobinas de detecção, e não a posição nula (TITTERTON; WESTON, 2004).

Assim, considerando um mecanismo de detecção capacitivo, quando uma aceleração é aplicada no eixo de entrada do sensor, a massa de prova tende a rotacionar no eixo de saída e a sair da posição nula, modificando o valor do capacitor diferencial de *pick-off*. Este sinal proporcional ao deslocamento do pêndulo é amplificado, condicionado e aplicado nas bobinas de torque (atuadores) em forma de corrente contínua, de tal forma que esta estrutura produza uma força com sentido oposto e anule o torque do pêndulo, mantendo-o na posição nula.

Este sistema de controle em malha fechada é projetado para anular o movimento do bloco sísmico, mantendo-o em torno de um plano central. Assim, a aceleração aplicada perpendicularmente ao plano da massa sísmica é proporcional à corrente necessária para anular os efeitos da aceleração sobre esta massa.

Para acomodar todos estes elementos é utilizada uma carcaça hermeticamente selada

e preenchida com fluido conhecido. Este fluido pode ser um óleo de baixa viscosidade, que proporciona maior resistência a impactos e vibrações, ou gás seco (TITTERTON; WESTON, 2004).

### 5.1.2 Erros

Além das características determinadas pelo próprio projeto do acelerômetro pendular em malha fechada, as características dos materiais utilizados, tolerâncias e imperfeições nos processos de fabricação e na montagem dos acelerômetros pendulares inserem erros na resposta deste sensor. Erros de fator de escala, *bias* ou *offset*, acoplamento cruzado e erros aleatórios são observados nestes sensores.

O fator de escala é a razão entre o sinal de entrada e de saída do sensor, podendo apresentar termos maiores que de segunda ordem para expressá-lo. Os erros de fator de escala são causados por efeitos da temperatura e pelo comportamento não ideal dos componentes utilizados na fabricação dos sensores.

Contudo, mesmo quando não é aplicado um sinal na entrada do sensor, a saída do sensor é diferente de zero. Segundo Lawrence (1998) e Titterton e Weston (2004), este fator é ocasionado por imperfeições na fabricação do sensor, como resultado do torque residual das bobinas e do deslocamento nulo no dispositivo de *pick-off* utilizado.

Assim como em fatores já citados, as imperfeições no processo de fabricação do pêndulo proporcionam sensibilidade a eixos diferentes do eixo de entrada. Caso ocorra a torção ou desalinhamento do pêndulo com seu plano, o instrumento apresenta sensibilidade ao eixo de saída, enquanto o deslocamento do centro de massa do pêndulo em relação ao eixo de saída proporciona sensibilidade ao eixo pendular. Tal efeito é conhecido como acoplamento cruzado (*cross-coupling*).

Outro erro associado ao pêndulo é a aplicação de vibrações em frequências muito abaixo de sua frequência natural, pois este retorna à sua posição enquanto a aceleração muda de direção. O torque existente sobre a dobradiça nestas condições é denominado erro vibropendular (*vibropendulous*).

Também são encontrados erros aleatórios para o fator de escala e *bias* dos acelerômetros pendulares, como o *random drift*, o *random walk*, *bias* de *turn-on* e o envelhecimento. Estes erros podem ser determinados e corrigidos, quando não estimados, através da recalibração periódica do sensor.



### 5.1.3 Acelerômetro Q-Flex

Dentre os diversos projetos desenvolvidos para acelerômetros pendulares em malha fechada, o acelerômetro Q-Flex é exemplo de projeto utilizado há mais de quatro décadas com diversas aplicações, de sistemas de navegação inercial para aviões comerciais até sistemas de lançamento de satélite ou controle de mísseis (FOOTE; GRINDELAND, 1992). Inicialmente projetado pela Sundstrand Corporation, foi incorporado pela AlliedSignal e hoje é fabricado pela Honeywell.

Este tipo de sensor utiliza uma massa de prova ou sísmica presa a um pêndulo com dupla dobradiça fabricados em uma peça única de quartzo, dando origem à denominação Q-Flex (*quartz flexure*). Junto ao pêndulo são montadas bobinas de torque que podem se acoplar ao campo magnético permanente de magnetos presos à carcaça do sensor, permitindo gerar torque sobre o movimento da massa de prova. As superfícies perpendiculares ao movimento da massa sísmica formam dois capacitores com a carcaça de tal forma que, após serem amplificados diferencialmente, os sinais amplificados destes capacitores são proporcionais à posição da massa de prova no interior do sensor, formando um sensor de posição para tal massa (LAWRENCE, 1998), (TITTERTON; WESTON, 2004) e (FOOTE; GRINDELAND, 1992).

O funcionamento desse acelerômetro é semelhante ao descrito em 5.1.1, contudo a sua construção pode ser observada nas Figuras 5.3 e 5.4. A primeira apresenta a construção do pêndulo, enquanto a segunda ilustra uma visão explodida do sensor, abrangendo todos os seus componentes.

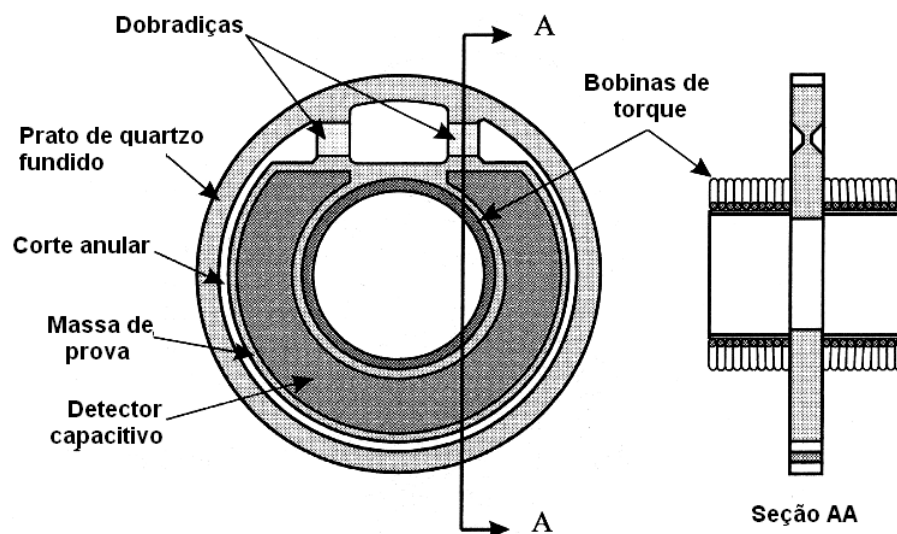


Figura 5.3: Construção do pêndulo Q-Flex.  
Fonte: Modificado de Lawrence (1998)

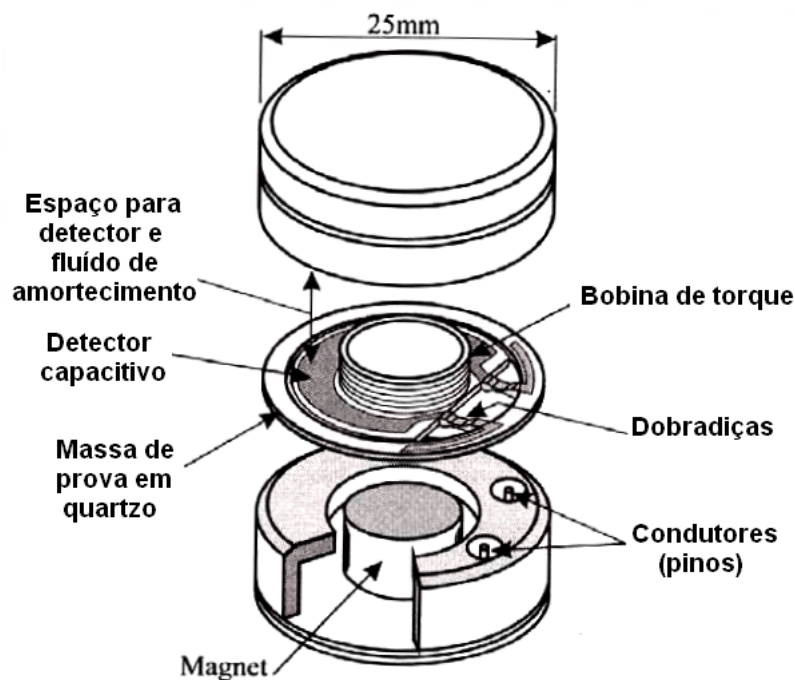


Figura 5.4: Construção do acelerômetro Q-Flex.  
Fonte: Modificado de Lawrence (1998)

As estruturas e os materiais utilizados no projeto do acelerômetro Q-Flex são responsáveis pelas melhorias das características desse sensor, mas observa-se significativa variação do fator de escala e do *bias* com a temperatura do sensor. Outros erros permanecem e necessitam de análise para verificar a sua influência no projeto, como *bias* de *turn-on* e *random walk*.

A utilização de quartzo na fabricação do conjunto massa e pêndulo reduz o erro no fator de escala do acelerômetro, pois a variação da pendulosidade (produto da massa pela distância desta até a dobradiça) é reduzida devido ao menor coeficiente de expansão térmico desse material.

Outra fonte de erro no fator de escala é a variação térmica apresentada nas bobinas de torque, pois o campo utilizado para anular a movimentação da massa de prova é relacionado às características do material magnético utilizado. Para determinar tal variação são fixados sensores térmicos nos ímas, visando posterior compensação.

A utilização de uma dobradiça dividida em duas partes (dupla) proporciona maior resistência ao movimento angular em volta do eixo de entrada e para acelerações ao longo do eixo de saída, minimizando o erro de acoplamento cruzado entre os eixos de entrada e saída.

Assim, o acelerômetro Q-Flex é caracterizado como acelerômetro pendular seco, linear,

com um único eixo sensível (entrada) e controle de torque analógico. Como consequência do seu projeto, a resolução desse tipo de acelerômetro é melhor que  $1 \mu\text{g}$  para uma faixa de operação de até 60 g.

Segundo Lawrence (1998), outros acelerômetros também apresentam sucesso utilizando dobradiças metálicas, como os produzidos pela Japan Aviation Electronics (JAE) e Tamam. Estes também são caracterizados como acelerômetro pendular seco, linear, com um único eixo sensível (entrada) e controle de torque analógico, sujeitos ao mesmo processo de calibração de um acelerômetro Q-Flex, abordado no Capítulo 7.

## 5.2 Circuito para aquisição de dados

O circuito de aquisição de dados é projetado com base nas características do ambiente ao qual o instrumento será exposto, como faixa de aceleração, variação de temperatura e níveis de vibração. Com estas informações é possível determinar o tipo de acelerômetro indicado para a tal aplicação e as escalas utilizadas.

Com a utilização do instrumento proposto em uma plataforma de microgravidade impulsionada por um foguete de sondagem, definiram-se escalas de operação com valores de  $\pm 18$  g para o lançamento do veículo e  $\pm 1,05$  g, com resolução de  $10^{-6}$  g, para o período de microgravidade e a calibração do instrumento. A primeira é suficientemente grande para suportar a aceleração imposta pelo foguete, enquanto a segunda apresenta resolução necessária para validar o ambiente e microgravidade e fundo de escala para calibração com a gravidade.

Os acelerômetros utilizados na PAANDA e PAANDA-II são modelos QA-2000-10 fabricados pela Honeywell, com *bias* menor que  $4 \cdot 10^{-3}$  g e fator de escala entre  $1,20 \cdot 10^{-3}$  g a  $1,46 \cdot 10^{-3}$  g, mas atendendo aos requisitos de fundo de escala e resolução necessários para a aplicação. Como a característica de *bias* e fator de escala do sensor são muito maiores que a resolução e exatidão desejadas, faz-se necessária a calibração do sensor como abordado no Capítulo 7 e aplicação do modelo térmico para correção desses parâmetros.

Os sinais de saída desse acelerômetro apresenta níveis de ruído com resoluções menores que  $1 \mu\text{g}$  em determinada banda de frequências. Neste caso, o sistema eletrônico responsável pelo condicionamento deste sinal deve preservá-lo. O nível de ruído inserido e as variações impostas ao sinal devem ser pequenos o suficiente para não interferir na resolução do instrumento. Por este motivo faz-se necessária a utilização de um circuito de condicionamento e aquisição de dados com propriedades, no mínimo, semelhantes às

do sensor utilizado.

### 5.2.1 Metodologia

Conhecendo-se as características do acelerômetro utilizado, os circuitos envolvidos no processo de conversão do sinal analógico condicionado para sinal digital também devem apresentar exatidão e estabilidade térmica suficientes para não interferir nos dados. E, considerando que cada componente presente entre a saída do sensor e a entrada do conversor AD insere algum erro no sinal, optou-se por não amplificar o sinal adquirido.

Como comentado em 5.1.1, o sinal de corrente apresentado na saída do acelerômetro é proporcional à aceleração sobre o sensor. Assim, para a aquisição da corrente proporcional à aceleração é utilizado um resistor acoplado à saída do acelerômetro para obter uma tensão proporcional à corrente e, conseqüentemente, à aceleração.

Pelo fato da sensibilidade do acelerômetro ser dada em  $mA/g$ , mais especificamente 1,3 mA/g para o QA-2000, o resistor utilizado na saída do sensor é responsável por fechar a malha de controle e estabelecer a escala de operação do acelerômetro. Este é um componente essencial ao sistema de condicionamento do sinal e deve possuir estabilidade térmica suficiente para evitar erros devidos à temperatura.

Assim, a associação momentânea de resistores através do chaveamento de resistências com auxílio de um relé possibilita a mudança de escala de acordo com o instante do voo ou a necessidade do instrumento. Esse fato melhora a qualidade do dado, pois proporciona a redução do ruído em sinais com valores próximos à resolução e evita a saturação em sinais próximos ao fundo de escala.

A tensão sobre o resistor é adquirida por um conversor analógico-digital com quantidade de bits suficiente para digitalizar o sinal com resolução de 1  $\mu g$  na menor escala utilizada, além de amostrar à taxa de 10 Hz. A utilização de um conversor AD integrador apresenta dados sem perda de precisão, fornecendo a saída proporcional à velocidade e o tempo de integração necessário. Assim, para calcular a aceleração média no período, divide-se a velocidade pelo tempo de integração.

A utilização de um conversor AD integrador no circuito de aquisição apresenta um diferencial da PAANDA para os instrumentos similares utilizados principalmente em sistemas de navegação inercial, cuja preferência são conversores do tipo V-F.

Outra informação disponibilizada pelo acelerômetro é a sua temperatura interna, utilizada para compensação do sinal de aceleração, também em corrente e com sensibilidade

de  $1 \mu\text{A}/\text{K}$  para o QA-2000. A utilização de um resistor nessa saída do QA-2000 também define o fundo de escala para tal informação, de modo semelhante à escala de aceleração citada anteriormente. Assim como para o conversor AD do sinal de aceleração, o componente selecionado para digitalizar a temperatura do sensor deve apresentar baixa variação do *offset* e do fator de escala em função da temperatura, além da função autozero ou autocalibração.

Mesmo com a utilização de componentes com elevada estabilidade térmica, sabe-se que a variação da temperatura sobre os componentes é responsável por introduzir erros nos dados adquiridos. Com o objetivo de corrigir os erros inseridos pela temperatura sobre os componentes críticos do circuito de aquisição, adotou-se a compensação do dado digitalizado com o auxílio de uma rede de sensores e o modelo de correção determinado para os componentes ou circuitos utilizados.

### 5.2.2 Componentes e erros

Com a definição de alguns parâmetros do projeto e a determinação dos componentes utilizados é possível analisar as características do circuito de aquisição e os erros observados em cada componente ou bloco utilizado. Os componentes listados nessa seção são críticos, pois interferem diretamente na qualidade e no erro das medidas.

A Tabela 5.1 resume os erros inseridos pelos componentes para a variação térmica de  $0^\circ\text{C}$  a  $70^\circ\text{C}$  apresentados nessa seção.

Tabela 5.1: Erros inseridos pelos componentes para a variação térmica de  $0^\circ\text{C}$  a  $70^\circ\text{C}$ .

Componente	Máximo ( $\mu\text{V}$ )		Microgravidade ( $\mu\text{V}$ )	
	Fator de Escala	<i>Offset</i>	Fator de Escala	<i>Offset</i>
ADC180M	2000	$2 \cdot 10^2$	0,2	40
7320 $\Omega$	–	199,85	–	0,38
10 k $\Omega$	–	110,4	–	–
ADS1100	1000	800	200	160
VRE302	–	300	–	60

### Conversor analógico-digital para sinal de aceleração

Com os parâmetros da máxima tensão de saída do acelerômetro QA-2000 e da resolução desejada para o instrumento é possível determinar o número de *bits* necessário ao conversor analógico-digital. Primeiramente é calculado o valor de tensão que representa

1  $\mu\text{g}$  e, sem seguida, calculado o número de *bits*.

$$\begin{aligned} 1\mu\text{g} &\equiv \frac{V_{FS}}{g_{FS}} = \frac{10(V)}{1,05(g)} \\ 1\mu\text{g} &\equiv 9,52\mu\text{V} \end{aligned} \quad (5.1)$$

$$\begin{aligned} 2^n &= \frac{\Delta V_{maxQA}}{1\mu\text{g}} = \frac{20(V)}{9,52 \cdot 10^{-6}(V)} \\ n &= 21 \text{ bits} \end{aligned} \quad (5.2)$$

Onde,  $V_{FS}$  é a tensão do fundo de escala,  $g_{FS}$  é a aceleração determinada para o fundo da escala de 1,05 g,  $\Delta V_{maxQA}$  é a variação máxima do sinal do QA-2000,  $n$  é o número de bits necessários para o conversor AD adquirir dados com resolução de 1  $\mu\text{g}$ .

Logo, conhecendo-se os limites da variação da tensão de saída do acelerômetro e o número mínimo de *bits* necessários para digitalizar os sinais com 1  $\mu\text{g}$  de resolução, além da grande estabilidade térmica do fator de escala e *offset*, foi selecionado o conversor analógico-digital ADC180M, atualmente fabricado pela Elbert Research Corporation, para adquirir os sinais de aceleração do QA-2000.

O ADC180M é um conversor AD integrador com 26 *bits* de resolução, função de autozero, entrada para sinais com amplitude de  $\pm 10,48$  V, 1 ppm/ $^{\circ}\text{C}$  de variação do fator de escala e 0,2 ppm/ $^{\circ}\text{C}$  de estabilidade do *offset*. A quantidade de *bits* utilizados para a conversão do sinal é relacionada ao capacitor de ajuste do tempo de integração do conversor. Para 21 *bits*, a taxa de conversão é de 10 Hz com a utilização de um capacitor de poliéster de 0,68  $\mu\text{F}$ .

Considerando-se as variações do fator de escala e estabilidade do conversor e a variação térmica máxima especificada para o ambiente de utilização do instrumento ( $-10^{\circ}\text{C}$  a  $90^{\circ}\text{C}$ ), calcula-se os erros adicionados às medidas para o pior caso:

$$\Delta V_{maxS} = \Delta V_{maxin} \cdot S_{fs} \cdot \Delta T \quad (5.3)$$

$$\Delta V_{maxS} = 20 \cdot 1 \cdot 10^{-6} \cdot (90 - (-10))$$

$$\Delta V_{maxS} = 2 \cdot 10^{-3} \text{V}$$

$$\Delta V_{maxOffset} = V_{maxFS} \cdot S_{offset} \cdot \Delta T \quad (5.4)$$

$$\Delta V_{maxOffset} = 10 \cdot 0,2 \cdot 10^{-6} \cdot (90 - (-10))$$

$$\Delta V_{maxOffset} = 2 \cdot 10^{-4} \text{V}$$

Contudo, as acelerações presentes durante o período de microgravidade são muito menores que o valor de fundo de escala de 1,05 g, assim como a variação térmica do ambiente. Assim, o erro inserido pelo fator de escala é reduzido, pois é dependente da entrada aplicada no conversor, enquanto o erro inserido pelo *offset* é dependente do valor do fundo de escala utilizado. Considerando que um ambiente de microgravidade apresenta acelerações menores que  $10^{-2}$  g e variação térmica de  $20^{\circ}\text{C}$ , recalculando-se a Equação 5.3 e 5.4:

$$\begin{aligned}\Delta V_{microgs} &= \Delta V_{microgin} \cdot S_{fs} \cdot \Delta T & (5.5) \\ \Delta V_{microgs} &= 10^{-2} \cdot 1 \cdot 10^{-6} \cdot 20 \\ \Delta V_{microgs} &= 0,2 \mu V\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\Delta V_{microOffset} &= V_{max_{FS}} \cdot S_{offset} \cdot \Delta T & (5.6) \\ \Delta V_{microOffset} &= 10 \cdot 0,2 \cdot 10^{-6} \cdot 20 \\ \Delta V_{microOffset} &= 40 \mu V\end{aligned}$$

Com esses valores é possível observar que o erros de fator de escala inseridos pelo conversor ADC180M nos dados de aceleração pode ser considerado desprezível para o período de microgravidade. Porém, o *offset* insere uma variação de até  $4 \mu\text{g}$ , lembrando-se que  $1 \mu\text{g} \equiv 9,52 \mu\text{V}$  (aproximadamente  $10 \mu\text{V}$ ).

### Resistores para escala de aceleração

Com os parâmetros de sensibilidade (ganho) e a máxima tensão de saída do acelerômetro QA-2000 é possível determinar os valores dos resistores para as escalas de  $\pm 1,05$  g e  $\pm 18$  g, como dado pela Equação 5.7.

$$R_S = \frac{|V_{max}|}{S_{QA} \cdot |g_{max}|} \quad (5.7)$$

Onde  $R_S$  é a resistência adequada para escala,  $|V_{max}|$  é o módulo da tensão máxima de saída do acelerômetro,  $S_{QA}$  é a sensibilidade do acelerômetro e  $|g_{max}|$  é o módulo da máxima aceleração desejada.

Assim, para a escala de  $\pm 1,05$  g utilizada no período de microgravidade:

$$R_{S_{1,05g}} = \frac{|V_{max}|}{S_{QA} \cdot |g_{max}|} = \frac{10(V)}{1,3\left(\frac{mA}{g}\right) \cdot 1,05(g)} = 7326\Omega$$

$$R_{S_{1,05g}} \approx 7320\Omega$$

Para determinar o valor do resistor necessário para a escala de  $\pm 18$  g, calcula-se a resistência equivalente que atende às características desejadas e, em seguida, com o valor de  $R_{S_{1,05g}}$ , o valor do componente de  $R_{S_{18g}}$ .

$$R_{Eq_{18g}} = \frac{|V_{max}|}{S_{QA} \cdot |g_{max}|} = \frac{10(V)}{1,3\left(\frac{mA}{g}\right) \cdot 18(g)} = 427\Omega$$

$$R_{Eq_{18g}} = R_{S_{1,05g}} || R_{Eq_{18g}} = \frac{R_{S_{1,05g}} \cdot R_{S_{18g}}}{R_{S_{1,05g}} + R_{S_{18g}}} \quad (5.8)$$

$$R_{S_{18g}} = \frac{R_{S_{1,05g}} \cdot R_{Eq_{18g}}}{R_{S_{1,05g}} - R_{Eq_{18g}}} = \frac{7320 \cdot 427}{7320 - 427} = 453\Omega$$

Sabendo-se da necessidade da grande estabilidade térmica e a menor tolerância possível dos resistores, foram selecionados os resistores aeroespaciais Vishay da série VH102Z, com tolerância de 0,005% e variação térmica de 0,2 ppm/ $^{\circ}$ C. Considerando uma variação térmica de  $-10^{\circ}$ C a  $+90^{\circ}$ C e o maior erro possível indicado pela tolerância para o resistor  $R_{S_{1,05g}}$  e conhecendo-se a sensibilidade do acelerômetro:

$$\Delta V_{max}|_{R_{S_{1,05g}}} = \Delta R_{S_{1,05g}} \cdot S_{QA} \cdot g_{max} \quad (5.9)$$

$$\Delta V_{max}|_{R_{S_{1,05g}}} = (R_{S_{1,05g}} + \Delta R_{0,005\%}) \cdot S_R \cdot \Delta T \cdot S_{QA} \cdot g_{max} \quad (5.10)$$

$$\Delta V_{max}|_{R_{S_{1,05g}}} = (7320 + 0,366) \cdot 0,2 \cdot 10^{-6} \cdot (90 - (-10)) \cdot 1,3 \cdot 10^{-3} \cdot 1,05$$

$$\Delta V_{max}|_{R_{S_{1,05g}}} = 199,85\mu V$$

Onde  $\Delta V_{max}|_{R_{S_{1,05g}}}$  é a máxima variação térmica inserida pelo resistor da escala de 1,05 g,  $\Delta R_{S_{1,05g}}$  é o valor máximo do resistor utilizado devido à tolerância de 0,01% e  $S_R$  é a sua sensibilidade térmica,  $\Delta T$  é a variação térmica sobre o componente,  $g_{max}$  é a aceleração máxima da escala selecionada.

Contudo, assim como comentado em 5.2.2 para acelerações menores que  $10^{-2}$  g e



variação térmica de 20°C, recalculando a Equação 5.10:

$$\begin{aligned}\Delta V_{microg}|_{R_{S1,05g}} &= (R_{S1,05g} + \Delta R_{0,005\%}) \cdot S_R \cdot \Delta T \cdot S_{QA} \cdot g_{microg} & (5.11) \\ \Delta V_{microg}|_{R_{S1,05g}} &= (7320 + 0,366) \cdot 0,2 \cdot 10^{-6} \cdot 20,1 \cdot 3 \cdot 10^{-3} \cdot 10^{-2} \\ \Delta V_{microg}|_{R_{S1,05g}} &= 0,38 \mu V \equiv 0,038 \mu g\end{aligned}$$

Com esses valores é possível observar que os erros inseridos pela tolerância e variação térmica dos resistores nos dados de aceleração podem ser considerados desprezíveis para o período de microgravidade, assim como observado anteriormente para o fator de escala do ADC180M.

### Resistor para escala de temperatura

O valor do resistor utilizado para escala de temperatura do QA-2000 é indicado pelo manual do sensor, 10 k $\Omega$   $\pm$ 5%. A utilização de outro valor para essa carga resistiva pode causar um pequeno deslocamento no modelo térmico caracterizado pelo fabricante para o sensor utilizado.

O resistor indicado para a saída de temperatura do QA-2000 pode apresentar tolerância de 5% em seu valor, mas visando a qualidade nos dados adquiridos e mantendo o padrão dos componentes utilizados no circuito de aquisição do instrumento, foram utilizados resistores aeroespaciais Vishay da série VH102Z, com tolerância de 0,005% e variação térmica de 0,2 ppm/°C, como nas escalas de aceleração.

Considerando uma variação térmica de -55°C a +95°C e conhecendo-se a tolerância e variação térmica do resistor e a sensibilidade do sensor de temperatura do acelerômetro é possível calcular o pior caso da variação da tensão sobre o resistor para escala de temperatura, como indicado na Equação 5.13.

$$\Delta V_{R_{Temp}} = \Delta R_{Temp} \cdot S_{QA_{Temp}} \cdot T_{max} \quad (5.12)$$

$$\Delta V_{R_{Temp}} = (R_{Temp} + \Delta R_{0,005\%}) \cdot S_R \cdot \Delta T \cdot S_{QA_{Temp}} \cdot T_{max} \quad (5.13)$$

$$\Delta V_{R_{Temp}} = (10k + 0,5) \cdot 0,2 \cdot 10^{-6} \cdot 150 \cdot 1 \cdot 10^{-6} \cdot (273 + 95)$$

$$\Delta V_{R_{Temp}} = 110,4 \mu V$$

Assim, é possível verificar a variação da corrente e, conseqüentemente, do erro na medida de temperatura do acelerômetro devido à tolerância e variação térmica do resistor

utilizado:

$$\begin{aligned}\Delta I_{R_{Temp}} &= \frac{\Delta V_{R+Temp}}{R} \\ \Delta I_{R_{Temp}} &= \frac{110,4\mu}{10k} \\ \Delta I_{R_{Temp}} &= 11,04\eta A \equiv 0,011^{\circ}C\end{aligned}\quad (5.14)$$

Com o erro de  $0,011^{\circ}C$  devido à tolerância e variação térmica do resistor utilizado na escala de temperatura do acelerômetro QA-2000, tal variação pode ser considerada desprezível para toda a faixa especificada para o funcionamento do sensor.

### Conversor analógico-digital para sinal de temperatura do acelerômetro

Conhecendo-se a sensibilidade do sensor de temperatura, o valor do resistor utilizado para converter em tensão tal sinal em tensão e a faixa de operação do sistema de aquisição, é possível determinar a faixa de tensão sobre o resistor e, conseqüentemente, disponível na entrada do conversor AD.

Com a faixa de operação entre  $-10^{\circ}C$  e  $+90^{\circ}C$  determinada para o sistema de aquisição, a Equação 5.17 define a tensão na entrada do conversor analógico-digital.

$$I_{Temp} = S_{Temp} \left( \frac{\mu A}{K} \right) \cdot T(K) \quad (5.15)$$

$$V_{Temp} = I_{Temp} \cdot R_{Temp} \quad (5.16)$$

$$V_{Temp} = S_{Temp} \cdot T \cdot R_{Temp} \quad (5.17)$$

$$V_{Temp_{max}} = 1\mu \cdot (273 + 90) \cdot 10k$$

$$V_{Temp_{max}} = 3,63V$$

$$V_{Temp_{min}} = 1\mu \cdot (273 - 10) \cdot 10k$$

$$V_{Temp_{min}} = 2,63V$$

Onde  $V_{Temp}$  é a tensão sobre o resistor de temperatura do acelerômetro,  $I_{Temp}$  é a corrente relacionada à temperatura interna do acelerômetro,  $S_{Temp}$  é a sensibilidade do sensor de temperatura e  $T$  é a temperatura.

Neste ponto os circuitos de aquisição de dados das duas versões da PAANDA são

diferentes, mas ambos utilizam o conversor analógico-digital ADS1100, fabricado pela Texas Instruments, com tensão de alimentação de 2,7V a 5,5V, 16 *bits* de resolução, ganho ajustável, interface serial e baixo ruído. Além dessas características, para ganho unitário apresenta erro de 1,5  $\mu\text{V}/^\circ\text{C}$  a 8  $\mu\text{V}/^\circ\text{C}$  para a variação térmica do *offset* e 2  $\mu\text{V}/^\circ\text{C}$  para o fator de escala.

O primeiro instrumento utilizava 3,3V para a alimentação da parte digital, incluindo a interface do processador, logo utilizou-se o mesmo nível de tensão para alimentar o conversor AD selecionado. Porém, com tal nível de alimentação a entrada desse conversor é especificada para tensões de até 3,5V, logo temperaturas acima de 77°C devem ser evitadas. Além desta limitação, o ADS1100 utiliza a tensão de alimentação como parâmetro de conversão, logo as variações térmicas e a falta de exatidão apresentadas nos reguladores são transmitidas ao dado adquirido.

Assim, para aumentar a estabilidade térmica e exatidão dos dados de temperatura do acelerômetro foram implementadas modificações no projeto da PAANDA II. Além de utilizar 5V de alimentação, possibilitando adquirir dados de temperatura dos acelerômetros para toda sua faixa de utilização, essa é realizada por uma referência de tensão com alta estabilidade térmica e exatidão.

A referência de tensão VRE305, atualmente fabricada pela Cirrus Logic, apresenta variação térmica de 0,6 ppm $^\circ\text{C}$  e pode fornecer até 10 mA em sua saída. O conversor ADS1100 apresenta baixo consumo, no máximo 150  $\mu\text{A}$ , possibilitando a sua alimentação com a referência selecionada.

Assim como realizado com o ADC180M, considerando-se as variações do fator de escala e estabilidade do conversor e a variação térmica máxima especificada para o ambiente de utilização do instrumento (-10°C a 90°C), calcula-se os erros adicionados às medidas para o pior caso de forma similar às Equações 5.3 e 5.4:

$$\Delta V_{max_S} = \Delta V_{in} \cdot S_{fs} \cdot \Delta T \quad (5.18)$$

$$\Delta V_{max_S} = 5.2 \cdot 10^{-6} \cdot (90 - (-10))$$

$$\Delta V_{max_S} = 1 \cdot 10^{-3} \text{V}$$

$$\Delta V_{max_{Offset}} = S_{offset} \cdot \Delta T \quad (5.19)$$

$$\Delta V_{max_{Offset}} = 8 \cdot 10^{-6} \cdot (90 - (-10))$$

$$\Delta V_{max_{Offset}} = 8 \cdot 10^{-4} \text{V}$$

Considerando a variação térmica de 20°C no ambiente de microgravidade, como considerado para os cálculos do conversor ADC180M e resistores de escala:

$$\Delta V_{max_S} = \Delta V_{in} \cdot S_{fs} \cdot \Delta T \quad (5.20)$$

$$\Delta V_{max_S} = 5.2 \cdot 10^{-6} \cdot 20$$

$$\Delta V_{max_S} = 2.10^{-4} V$$

$$\Delta V_{max_{Offset}} = S_{offset} \cdot \Delta T \quad (5.21)$$

$$\Delta V_{max_{Offset}} = 8.10^{-6} \cdot 20$$

$$\Delta V_{max_{Offset}} = 1,6 \cdot 10^{-4} V$$

Contudo, até este ponto foram desconsideradas as variações presentes na fonte de alimentação do ADS1100. Para o projeto da PAANDA I utilizou-se o regulador REG1117-3.3 com variação de 0,5%, resultando em uma variação de até 16,5 mV. Essa variação é inserida no processo de conversão do ADS1100, pois o dado de saída é função de  $\frac{(V_{in+}) - (V_{in-})}{V_{DD}}$ .

A referência de tensão VRE305 apresenta variação térmica de 0,6 ppm°C, resultando em uma variação de 0,3 mV para a faixa de temperatura de -10°C a 90°. Assim, os erros inseridos pelas variações do REG1117-3.3 e do VRE305 podem ser calculados pela Equação 5.17.

$$\Delta V_{TempREG} = S_{Temp} \cdot \Delta T_{REG} \cdot R_{Temp} \quad (5.22)$$

$$\Delta T_{REG} = \frac{\Delta V_{TempREG}}{S_{Temp} \cdot R_{Temp}} \quad (5.23)$$

$$\Delta T_{REG} = \frac{16,5 \cdot 10^{-3}}{1.10^{-6} \cdot 10.10^3}$$

$$\Delta T_{REG} = 1,65^\circ C$$

$$\Delta V_{TempVRE} = S_{Temp} \cdot \Delta T_{VRE} \cdot R_{Temp} \quad (5.24)$$

$$\Delta T_{VRE} = \frac{\Delta V_{TempREG}}{S_{Temp} \cdot R_{Temp}} \quad (5.25)$$

$$\Delta T_{VRE} = \frac{0,3 \cdot 10^{-3}}{1.10^{-6} \cdot 10.10^3}$$

$$\Delta T_{VRE} = 0,03^\circ C$$

Com esses valores é possível observar que o erro inserido pela variação térmica do regulador de tensão utilizado na PAANDA I necessita de atenção, enquanto o erro apresentado pela referência de tensão pode ser desconsiderado.

# 6 *Redundância aplicada à PAANDA-II*

## Introdução

Por definição, confiabilidade é a capacidade de atender a especificação, dentro de condições definidas, durante certo período de funcionamento e condicionado a estar operacional no início do período. Assim, a seleção das metodologias e componentes utilizados no projeto aumentam a confiabilidade do sistema, pois a prevenção impede a ocorrência ou introdução de falhas.

Segundo Weber (2001), um sistema baseado em técnicas de tolerância a falhas apresenta alta confiabilidade e utilizam alguma forma de redundância, exigindo componentes adicionais ou algoritmos especiais. Tolerância a falhas não dispensa as técnicas de prevenção e remoção, pois sistemas construídos com componentes frágeis e técnicas inadequadas de projeto não conseguem ser confiáveis.

A redundância pode ser por *hardware* ou *software* e adicionam características ou necessidades ao sistemas desenvolvido. A introdução de componentes ou códigos de correção de erro, por exemplo, podem proporcionar aumento no custo, autonomia, dimensões e potência do sistema.

Para o projeto da Unidade de Codificação e Telemetria (UCT) utilizou-se a redundância por *software* e *hardware* para a transmissão dos dados via telemetria, pois utiliza dois canais de transmissão e um código de correção de erro. Como comentado em 4.1, a Unidade de Medida de Aceleração apresenta redundância física devido à utilização de quatro sensores e placas de aquisição de dados.

### 6.1 Sensores redundantes

Inicialmente a utilização de sensores inerciais redundantes (acelerômetros e girômetros) devia-se à segurança em operações críticas, como em controle de aeronaves militares

e espaciais. Nesse período utilizavam-se múltiplas tríades de sensores para a navegação e o controle do veículo.

As primeiras referências de redundância e detecção de falha são baseadas no monitoramento ou comparação dos sinais provenientes de sensores com a mesma direção através de esquemas de votação, possibilitando a detecção de falha nos sensores. Assim, para isolar a falha em apenas um eixo seriam necessários três sensores.

A utilização de sensores redundantes teoricamente aumenta a quantidade de informação disponível ao sistema projetado e permite a detecção de erro. A detecção de erro a nível de sensor aumenta a sua integridade e reduz a probabilidade da movimentação de falhas dentro do sistema. Com o aumento na quantidade de informação disponibilizada pelos sensores também observa-se o aumento da exatidão do instrumento.

### 6.1.1 Configuração e disposição dos sensores

A utilização de quantidade de sensores não múltiplos de três foi desenvolvida por Pejisa (1974), considerando a situação onde qualquer número de sensores são igualmente espaçados em um cone de meio-ângulo  $\alpha$ . O critério aplicado para determinar o meio-ângulo é minimizar a incerteza estatística média da configuração, função do meio-ângulo e da incerteza de cada sensor.

Assim, o cone com meio-ângulo dado pela Equação 6.1 apresenta o resultado ótimo para qualquer número de sensores com a mesma incerteza estatística e equiespaçados ao redor do cone.

$$\alpha = \cos^{-1} \frac{1}{\sqrt{3}} \quad (6.1)$$

Caso um sensor seja posicionado ao longo do eixo central do cone enquanto os demais sensores são posicionados ao redor, o meio-ângulo é dado pela Equação 6.2 e ilustrado na Figura 6.1.

$$\alpha = \cos^{-1} \sqrt{\frac{n-3}{3n-3}} \quad (6.2)$$

A PAANDA-II utiliza quatro acelerômetros QA-2000, número mínimo de sensores com um único eixo de entrada para definir a tríade de um sistema redundante, além de possibilitar a identificação de erro nos sensores ou circuitos de aquisição de dados. Um dos sensores é posicionado ao longo do eixo central do cone e os demais são equiespaçados ao redor do cone, assim o ângulo de meio-cone para o bloco acelerométrico é  $\alpha \cong 70,529^\circ$ .

Segundo Sukkarieh et al. (2000), Shim e Yang (2010) e Qin, Baron e Birglen (2009),

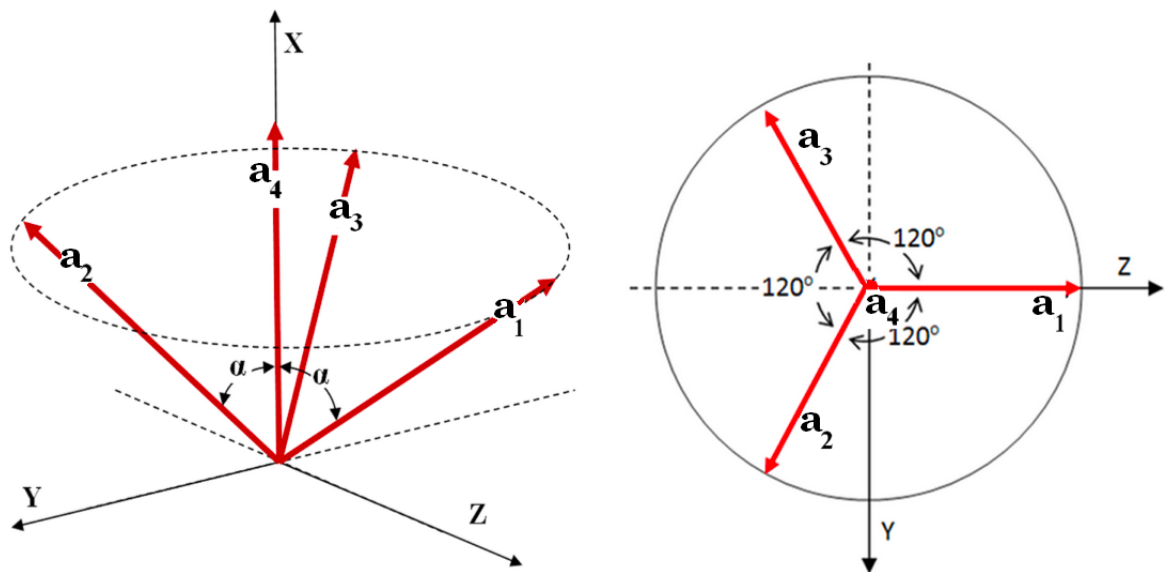


Figura 6.1: Eixo sensível dos acelerômetros em relação ao triedro analítico (x, y, z).  
Fonte: Modificado de Oliveira, Leite Filho e Fonseca (2010)

conforme demonstrado em Pejša (1974), os poliedros regulares apresentam a configuração ótima para sensores iguais, pois maximiza a quantidade de informação disponível para a quantidade de sensores utilizada e as equaliza em todas as direções. As geometrias com tais características são conhecidas como sólidos platônicos e abrangem a utilização de 4, 6, 8, 12 e 20 sensores através do tetraedro, cubo, octaedro, dodecaedro e icosaedro, respectivamente.

### 6.1.2 Mudança de base

A configuração e a disposição dos sensores da PAANDA II sobre um tetraedro regular não formam uma base ortogonal ou um triedro analítico, como observado na Figura 6.1. Considerando que um dos acelerômetros tenha seu eixo colinear com um dos eixos da base ortogonal, os demais estão desalinhados com esta mesma base.

Para que os acelerômetros sejam alinhados com os eixos de referência utiliza-se uma matriz de cossenos diretores que relacione os dados nos eixos dos sensores com o sistema de referência (principal). A matriz de cossenos diretores  $\mathbf{M}$  contém as projeções dos eixos dos sensores no base ortogonal desejada e para a PAANDA-II é dada pela Equação 6.3.

$$\mathbf{M} = \begin{pmatrix} \frac{2\sqrt{2}}{3} & 0 & \frac{1}{3} \\ -\frac{\sqrt{2}}{3} & \frac{\sqrt{6}}{3} & \frac{1}{3} \\ -\frac{\sqrt{2}}{3} & -\frac{\sqrt{6}}{3} & \frac{1}{3} \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (6.3)$$

A relação existente entre as medidas nos eixos dos sensores com o sistema de eixos de referência são dadas pelas Equações 6.4, 6.5 e 6.6.

$$a = \mathbf{M}f \quad (6.4)$$

$$\hat{f} = \mathbf{M}^*a \quad (6.5)$$

$$\mathbf{M}^* = (\mathbf{M}^T\mathbf{M})^{-1}\mathbf{M}^T \quad (6.6)$$

Onde  $a = (a_1 \ a_2 \ a_3 \ a_4)^T$  é o vetor com as medidas dos acelerômetros,  $f = (f_x \ f_y \ f_z)^T$  é o vetor com as acelerações nos eixos de referências,  $\hat{f}$  é a estimativa da aceleração e  $\mathbf{M}^*$  é a pseudo-inversa (inversa generalizada) da matriz cossenos diretores  $\mathbf{M}$ .

### 6.1.3 Características adicionais

Como observado na Figura 6.1 e abordado em 6.1.2, os eixos de entrada dos sensores são deslocados em relação ao triedro analítico, logo as propriedades de resolução e limiar projetadas também são alteradas (SUKKARIEH et al., 2000). Assim, um acelerômetro que forma um ângulo com o sistema de referência apresenta seu limiar e resolução divididos pelo cosseno desse ângulo.

Um cone pode ser utilizado para ilustrar a região onde a aceleração pode ser medida, de forma que o ângulo do cone representa o limiar e a resolução do sensor em relação ao triedro analítico. Caso o sensor seja posicionado fora desta região, não é capaz de detectar pequenas variações, enquanto cones com ângulos maiores significam sensores mais sensíveis e, conseqüentemente, mais caros. A Figura 6.2 ilustra tal região para uma tríade de sensores.

Caso o sensor seja utilizado fora da região de sensibilidade do sensor, o instrumento pode considerar como uma falha no sensor ou sistema de aquisição. Entretanto a PA-ANDA II é um instrumento de pesquisa e não tem intenção de detectar erros ou falhas em tempo real, sendo de interesse a aquisição do maior número possível de informações durante o período de microgravidade.

Posteriormente, os dados podem ser analisados para determinar a ocorrência e a causa de falhas no sistema de aquisição, mas os métodos de detecção e isolamento de falhas não serão abordados neste momento.



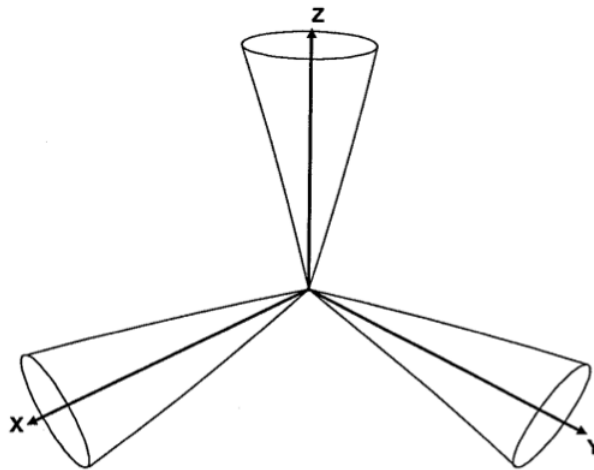


Figura 6.2: Região de sensibilidade dos sensores segundo as características necessárias ao instrumento.

Fonte: Sukkarieh et al. (2000)

# 7 *Calibração dos sensores e dos circuitos de aquisição*

## Introdução

Como comentado no Capítulo 5, os erros presentes nos sensores são devido a imperfeições em sua fabricação e variações com a temperatura das características físicas dos materiais utilizados. Pequenas variações nas propriedades dos materiais conduzem a variações significativas no sinal de saída do sensor, dada à precisão e exatidão necessários para a PAANDA.

Estes erros são revelados nos parâmetros que modelam o sensor, tais como o fator de escala, bias e termos de mais alta ordem. Os procedimentos de calibração permitem corrigir ou minimizar os erros sistemáticos dos sensores e sua dependência com a temperatura. As metodologias de calibração permitem levantar estes parâmetros e se, pertinente, o comportamento com a temperatura.

De forma semelhante, os componentes utilizado para adquirir os sinais provenientes dos acelerômetros podem inserir erros nos dados devido às suas tolerâncias e variações térmicas. Um circuito de aquisição de dados é capaz de descaracterizar os sinais disponibilizados pelos acelerômetros e a confiabilidade do instrumento.

Objetivando melhorar a exatidão do circuito de aquisição de dados, além da seleção dos componentes, realizou-se o levantamento de seus modelos térmicos para posterior correção. Deste modo, as influências da temperatura são minimizadas e os dados observados apresentam fidelidade às acelerações do ambiente de microgravidade.

### 7.1 *Calibração de acelerômetros pendulares*

O processo de calibração de acelerômetros pendulares consiste em realizar testes de multiposição com a finalidade de determinar os parâmetros de fator de escala, *bias*, desalinhamentos, acoplamento cruzado e não linearidades. Para auxiliar o processo é utilizado

o modelo de um acelerômetro pendular desenvolvido com base em seu projeto mecânico, amplamente difundido pelo Instituto de Engenharia Elétrica e Eletrônica (IEEE).

### 7.1.1 Modelo IEEE para acelerômetros pendulares

O modelo matemático desenvolvido para a correção dos dados de acelerômetros pendulares tem como base o seu projeto mecânico, com a finalidade de obter a expressão para o torque de restauração do pêndulo em função da aceleração. Segundo Lawrence (1998), a equação modelo para acelerômetros pendulares descreve o desvio da saída ideal em termos de alguns coeficientes do instrumento e é apresentada na Equação 7.1.

$$A_{\text{ind}} = \frac{E_0}{K_1} = K_0 + a_i + K_2 a_i^2 + K_3 a_i^3 + \delta_o a_p - \delta_p a_o + K_{ip} a_i a_p + K_{io} a_i a_o \quad (7.1)$$

Onde  $A_{\text{ind}}$  é a aceleração indicada ou medida pelo acelerômetro,  $E_0$  é o sinal de saída do acelerômetro,  $a_i$ ,  $a_p$  e  $a_o$  são as componentes da aceleração aplicada respectivamente ao longo dos eixos de entrada, do pêndulo e de saída,  $K_0$  e  $K_1$  são o *bias* e o fator de escala do acelerômetro,  $K_2$  e  $K_3$  são os coeficiente de não-linearidade de segunda e terceira ordem,  $\delta_o$  e  $\delta_p$  são os desalinhamentos do eixo de entrada com o eixo de saída e do eixo de entrada com o eixo do pêndulo e, por fim,  $K_{ip}$  e  $K_{io}$  são os coeficientes de acoplamento cruzado.

Os ângulos de desalinhamento incluem os erros angulares do dispositivo de montagem e da cabeça divisora, caso esta seja utilizada, assim como os desalinhamentos do eixo de entrada em relação ao eixo de referência de entrada. Entretanto, segundo IEEE Std-337 (1972), não existe nenhum modo de distinguir o desalinhamento da sensibilidade linear entre eixos cruzados (acoplamento cruzado).

Segundo a sua aplicação do acelerômetro, alguns dos termos da Equação 7.1 podem ser desconsiderados ou incluídos de modo que apenas um número suficiente de termos deve ser utilizado para descrever adequadamente a resposta do acelerômetro. Tal fato é observado na PAANDA, pois durante o período de microgravidade as acelerações presentes no ambiente são da ordem de  $10^{-5}$  g é possível desconsiderar os termos quadráticos e cúbico das acelerações.

## 7.1.2 Procedimento para calibração de acelerômetros pendulares

O processo de calibração de acelerômetros consistem em avaliar e levantar com exatidão o sinal de saída dos sensores a partir de acelerações conhecidas. O teste estático de 1 g é composto pelo alinhamento o eixo de entrada do acelerômetro com componentes precisas e conhecidas da aceleração da gravidade através da rotação do sensor em torno de um eixo horizontal.

### Alinhamento da mesa

Como o procedimento de calibração utiliza componentes precisas e conhecidas da gravidade como referência, faz-se necessário encontrar uma superfície de referência horizontal. Assim, um desempenho de granito com elevada planicidade e devidamente nivelada com a horizontal é utilizado para a realização do procedimento.

O nivelamento do desempenho de granito pode ser realizado com auxílio de diversas ferramentas, como o nível bolha de precisão e nível eletrônico (Talyvel), após o posicionamento de todos os equipamentos estarem sobre a mesa. A inclinação máxima da superfície é função da resolução do sistema a ser calibrado, de tal forma que para a PAANDA o erro permitido é 1  $\mu\text{g}$  para as medidas verticas. Logo, o ângulo de inclinação máximo permitido é dado pela Equação 7.2, onde  $\delta$  é o ângulo de inclinação máximo permitido para a mesa.

$$\delta = \cos^{-1}(0,999999) \cong 1,4 \cdot 10^{-3} \text{rad} \quad (7.2)$$

### Teste de multiposição

Com a superfície de referência devidamente nivelada, a rotação do sensor em torno deste eixo pode ser realizada com auxílio de uma cabeça divisora ou utilizando uma estrutura de alinhamento que posicione o sensor nas posições angulares necessárias e erro de desalinhamento compatível com o resultado desejado. A Figura 7.1 ilustra o posicionamento dos eixos do acelerômetro para as duas montagens necessárias.

A primeira montagem posiciona o acelerômetro com o seu eixo de saída paralelo ao eixo da cabeça divisora ou ao eixo de rotação da estrutura utilizada, seu eixo pendular para cima e o seu eixo de entrada horizontal. A partir desta posição, adquira os dados  $E_0$ ,  $E_{90}$ ,  $E_{180}$  e  $E_{270}$  nos ângulos  $0^\circ$ ,  $90^\circ$ ,  $180^\circ$  e  $270^\circ$  ao redor do eixo de saída.

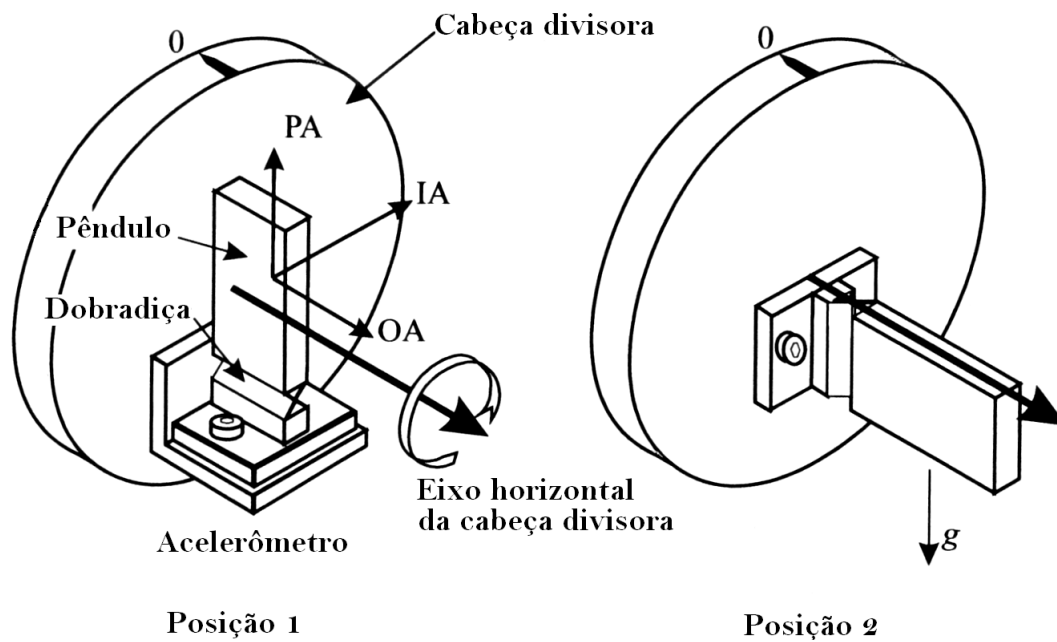


Figura 7.1: Posicionamento dos eixos do acelerômetro para a realização do teste de multiposição.

Fonte: Lawrence (1998)

Quando o eixo de entrada do acelerômetro apontar em  $90^\circ$  e  $270^\circ$ , a aceleração sobre o sensor é de  $\pm 1\text{ g}$  e possibilita o cálculo do fator de escala e, posteriormente, do *bias*. As Equações 7.3 e 7.4 calculam o fator de escala e *bias* utilizando os dados  $E_{90}$  e  $E_{270}$ .

$$K_1 = \frac{1}{2}(E_{90} - E_{270}) \quad (7.3)$$

$$K_0 = \frac{1}{2} \frac{(E_{90} + E_{270})}{K_1} \quad (7.4)$$

Onde  $K_1$  é o fator de escala (unidades/g),  $K_0$  é o *bias* (g),  $E_{90}$  e  $E_{270}$  são dados adquiridos nos ângulos  $90^\circ$  e  $270^\circ$ .

Quando o eixo de entrada do acelerômetro apontar em  $0^\circ$  e  $180^\circ$ , não deveria existir aceleração sobre o eixo de sensível e também possibilita o cálculo do *bias* e, posteriormente, do desalinhamento entre o eixo de entrada e de saída. As Equações 7.5 a 7.6 apresentam as fórmulas utilizadas para o cálculo do *bias* e desalinhamento entre o eixo de entrada e de saída.

$$K_0 = \frac{1}{2}(E_0 + E_{180}) \quad (7.5)$$

$$d_o = \frac{1}{2} \frac{(E_0 - E_{180})}{K_1} \quad (7.6)$$

Onde  $K_1$  é o fator de escala dado em (unidades/g),  $K_0$  é o *bias* (g),  $d_o$  é o desalinhamento entre o eixo de entrada e de saída do acelerômetro,  $E_0$  e  $E_{180}$  são dados adquiridos nos ângulos  $0^\circ$  e  $180^\circ$ .

A segunda montagem posiciona o acelerômetro com seu eixo pendular horizontal ao eixo da cabeça divisora ou ao eixo de rotação da estrutura utilizada, seu eixo de saída para baixo e o seu eixo de entrada horizontal. A partir dessa posição é possível calcular o desalinhamento do eixo de entrada com o eixo pendular, dado pela Equação 7.7.

$$d_p = \frac{1}{2} \frac{(E_{180} - E_0)}{K_1} \quad (7.7)$$

Onde  $K_1$  é o fator de escala dado em (unidades/g),  $d_p$  é o desalinhamento entre o eixo de entrada e pendular do acelerômetro,  $E_0$  e  $E_{180}$  são dados adquiridos nos ângulos  $0^\circ$  e  $180^\circ$ .

## 7.2 Calibração térmica de componentes críticos

Para que os dados adquiridos pela PAANDA apresentem a resolução e a exatidão desejadas, além das correções realizadas pelo modelo proposto em 7.1.1 e pela carta de calibração do acelerômetro, o circuito de aquisição deve apresentar elevada exatidão e estabilidade térmica.

Conforme citado em 5.2.2, os componentes críticos utilizados na aquisição e digitalização dos sinais dos acelerômetros podem inserir pequenos erros devido à variação térmica. Todo e qualquer sistema de medição está submetido à variação da temperatura ambiente e do próprio componente, fatores que contribuem para o aumento das incertezas das medidas.

Com o intuito de minimizar esses efeitos e, conseqüentemente, aumentar a exatidão dos dados de aceleração, estudou-se a possibilidade de modelar os componentes utilizados para posterior correção dos dados digitalizados. Assim, para avaliar o efeito da temperatura nos componentes é necessário medi-la localmente.

### 7.2.1 Procedimentos e testes

Para o processo de levantamento do modelo térmico dos componentes é necessário o controle das variáveis independentes no circuito de aquisição – a temperatura do ambiente ou dos componentes e os sinais de aceleração e temperatura do acelerômetro – e a

aquisição dos dados dependentes – variação das resistências, tensões do circuito e dados digitalizados.

Como a fixação da PAANDA em foguetes de sondagem ocorre em módulo hermético e pressurizado, logo a presença de um fluido proporciona a propagação do calor através de convecção, além dos processos de condução e radiação. Devido a esse fator, os testes de variação térmica dos componentes não são realizados em câmara de vácuo, mas em câmara térmica.

A utilização dos acelerômetros nos testes insere mais variáveis ao processo, porém é possível simular o efeito dos sinais de aceleração e temperatura provenientes do QA-2000 sobre os resistores de escala utilizando uma fonte de tensão. Mesmo tratando-se de uma fonte de tensão estável, faz-se necessário monitorar essa grandeza nas entradas dos conversores AD com elevada exatidão e precisão.

Com a retirada do acelerômetro e utilização de uma fonte de tensão os resistores perdem a sua funcionalidade e podem ser desconectados das entradas dos conversores analógico-digital, permitindo medir a variação de sua resistência diretamente. O instrumento utilizado para tais medidas também deve apresentar elevada exatidão e precisão nos dados amostrados.

Outros dados dependentes são as tensões disponibilizadas pelos reguladores e por uma referência de tensão. Tais sinais são utilizados pelos outros componentes e a sua variação pode influenciar a resposta de todo o circuito de aquisição, logo os sinais de saída desses componentes também são monitorados.

Para os testes foram utilizados os equipamentos listados na Tabela 7.1 devidamente calibrados e conectados conforme ilustrado na Figura 7.2.

A convecção térmica realizada pelo fluido é responsável por uma lenta variação da temperatura dos componentes, pois a câmara promove a variação térmica do fluido, que por sua vez influencia na temperatura do componente. Os ciclos térmicos determinados apresentam a variação de temperatura de  $0^{\circ}\text{C}$  a  $70^{\circ}\text{C}$ , com patamares de 20 minutos em  $0^{\circ}\text{C}$ ,  $25^{\circ}\text{C}$ ,  $50^{\circ}\text{C}$  e  $70^{\circ}\text{C}$ . O tempo estimado para atingir cada um dos patamares é de 20 minutos, devido ao tempo necessário para os componentes atingirem o equilíbrio térmico com o fluido da câmara (ar atmosférico). Assim, a variação apresentada pela câmara térmica pode ser observada na Figura 7.3.

Para a correta amostragem da temperatura é necessário que o sensor apresente resposta mais rápida que a velocidade de variação da grandeza a ser medida e que seja

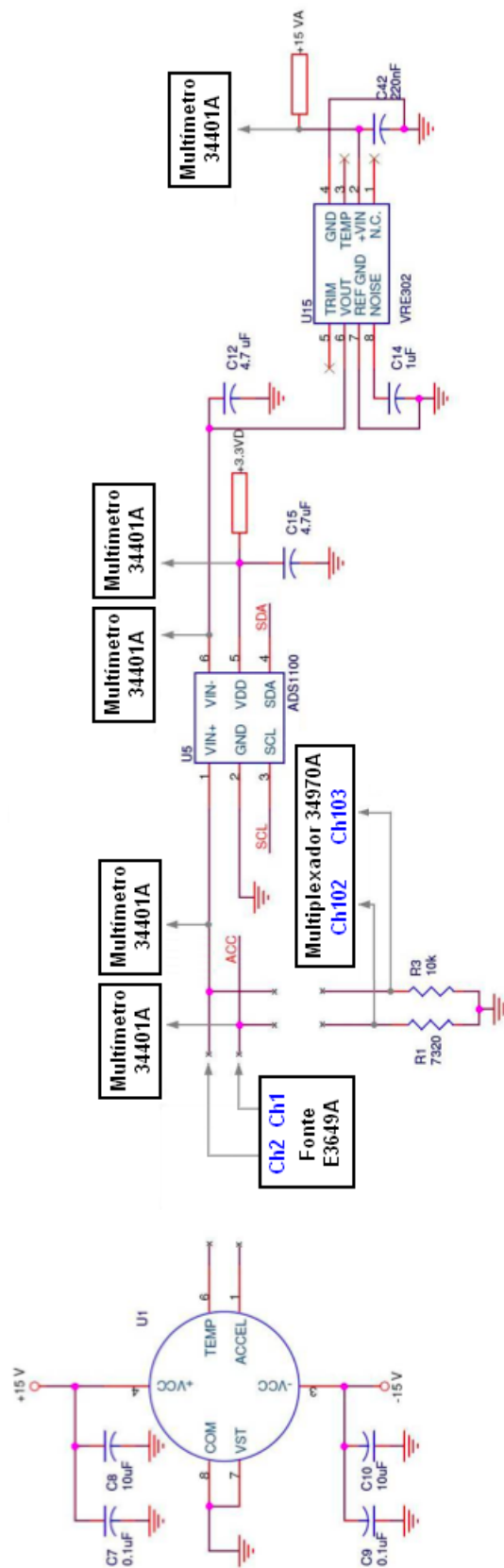


Figura 7.2: Modificações no circuito de aquisição de dados da PAANDA para realização dos testes: fonte de tensão Agilent E3649A simulando os efeitos dos sinais de aceleração e temperatura interna do QA-2000 nas entradas dos conversores ADC180M e ADS1000, multímetros Agilent 34401A adquirindo as tensões de entrada dos conversores analógico-digital e de saída da referência e reguladores de tensão, unidade de aquisição de dados e chaveamento Agilent 34970A adquirindo a resistência dos resistores de escala e do RTD 4W.



Tabela 7.1: Equipamentos utilizados para o levantamento dos modelos térmicos dos componentes críticos do circuito de aquisição da PAANDA.

Qtd.	Descrição e modelo	Utilização
1	câmara térmica Weiss Technik WK11-180/70	variação e controle da temperatura
1	unidade aquisição e chaveamento Agilent 34970A	aquisição de dados do RTD e resistores de escala
1	multiplexador Agilent 34901A	multiplexador utilizados pela unidade de aquisição e chaveamento
5	multímetro 6 $\frac{1}{2}$ dígitos Agilent 34401A	aquisição de dados das entradas dos conversores AD e das saídas dos reguladores e referência de tensão
1	sensor de temperatura PT100 RTD 4W	adquirir dados de temperatura da câmara e calibrar sensores digitais
1	fonte de tensão simétrica Agilent E3649A	simular os efeitos dos sinais de aceleração e temperatura nas entradas dos conversores AD
1	fonte de tensão simétrica Minipa MPL-3303	alimentação dos reguladores

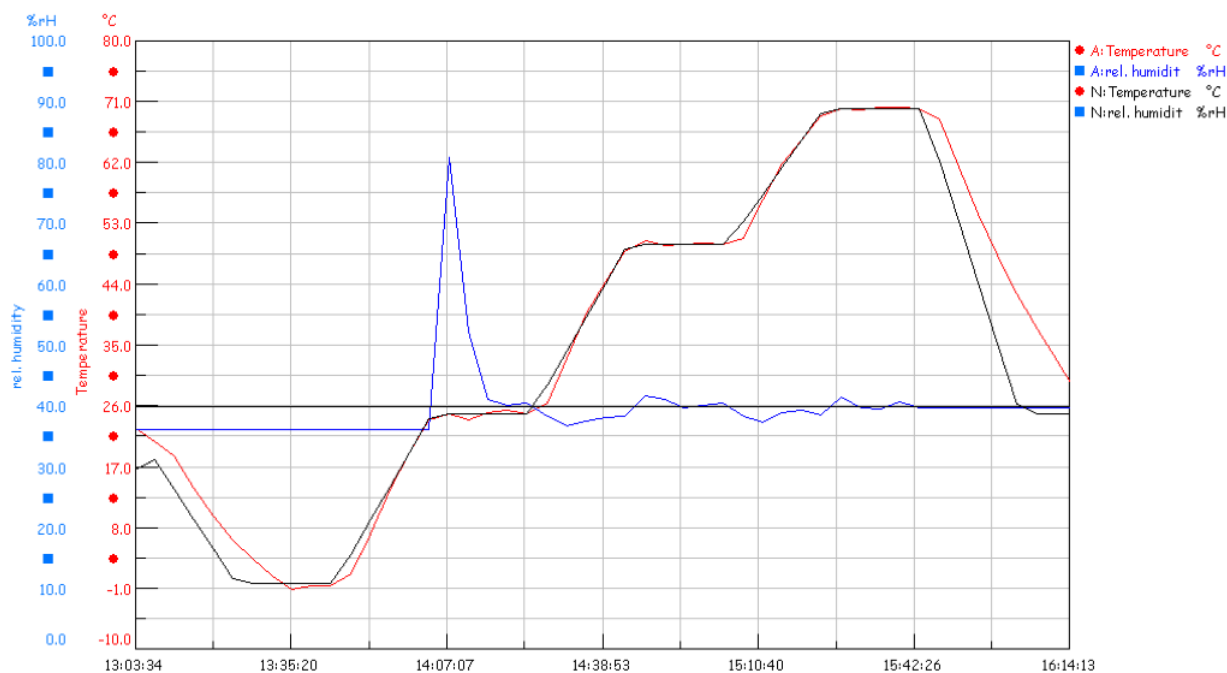


Figura 7.3: Variação térmica proporcionada pela câmara utilizada nos testes, com patamares de 20 minutos em 0°C, 25°C, 50°C e 70°C.

Fonte: IAE

realizada localmente. A temperatura dos componentes críticos utilizados para levantamento do modelo é adquirida através de uma rede de sensores TMP100, fabricados pela Texas Instruments, com comunicação I<sup>2</sup>C e resolução de 9 a 12 *bits*.

Os sensores TMP100 inicialmente foram testados para verificar a sua linearidade e exatidão, tendo como referência um sensor RTD PT100 devidamente calibrado, sem apresentar contato com superfícies de componentes, visando observar a mesma temperatura para ambos os modelos de sensores térmicos. Somente após realizada a sua calibração, os sensores são fixados aos componentes do circuito de aquisição.

Os dados amostrados dos demais componentes durante esse primeiro ciclo térmico não são válidos, pois não possuem sua temperatura monitorada localmente pelos TMP100. Contudo aproveita-se o período para verificar o correto funcionamento dos equipamentos de bancada e do software de aquisição de dados e desenvolvido em linguagem de programação gráfica utilizado para configurar os equipamentos e adquirir os dados de tensão, resistência e temperatura do sistema.

Esse *software* realiza a configuração e controle dos equipamentos de bancada através de barramento GPIB, além de comunicação serial padrão RS-232 com o microprocessador da placa de aquisição. Os resultados de cada um dos ciclos térmicos são armazenados em arquivo de texto, adicionando informações de data e hora para evitar problemas de substituição de arquivos, e disponíveis para visualização gráfica em tempo real.

Para os próximos testes são inseridos diferentes níveis de tensão com o objetivo de simular os efeitos dos sinais do acelerômetro com auxílio da fonte de tensão Agilent E3649A. Os canais disponíveis são utilizados de forma independente e limitados à menor corrente possível (1 mA), o primeiro conectado à entrada do conversor ADC180M e o segundo, à entrada do ADS1100.

Conhecendo-se os limites das entradas dos conversores, foram definidos os valores das tensões utilizadas nas entradas dos conversores do circuito de aquisição para os próximos ciclos térmicos. O objetivo de utilizar toda a excursão do sinal de entrada é encontrar a variação térmica dos diferentes parâmetros presentes em um conversor analógico-digital: fator de escala e *offset*. A Tabela 7.2 apresenta os valores definidos para as entradas de cada um dos conversores AD em cada ciclo térmico.

Todas as possíveis combinações entre os valores definidos de temperatura e tensão de entrada são realizadas com os ciclos propostos na Tabela 7.2. Contudo, para os resistores de escala, referência e fonte de tensão é necessário a realização de apenas um ciclo térmico, visto que suas características dependem exclusivamente da temperatura. Como todas os

Tabela 7.2: Tensões utilizadas para determinar os modelos térmicos dos conversores AD.

Ensaio	$V_{in+}$ ADC180M (V)	$V_{in+}$ ADS1100 (V)
Ciclo 1	9,51	3,25
Ciclo 2	5,00	2,55
Ciclo 3	0	1,70
Ciclo 4	-5,00	1,00
Ciclo 5	-9,51	0

dados são adquiridos simultaneamente durante todos os ciclos, não há necessidade da realização de ciclos térmicos específicos para esses componentes.

## 7.2.2 Resultados

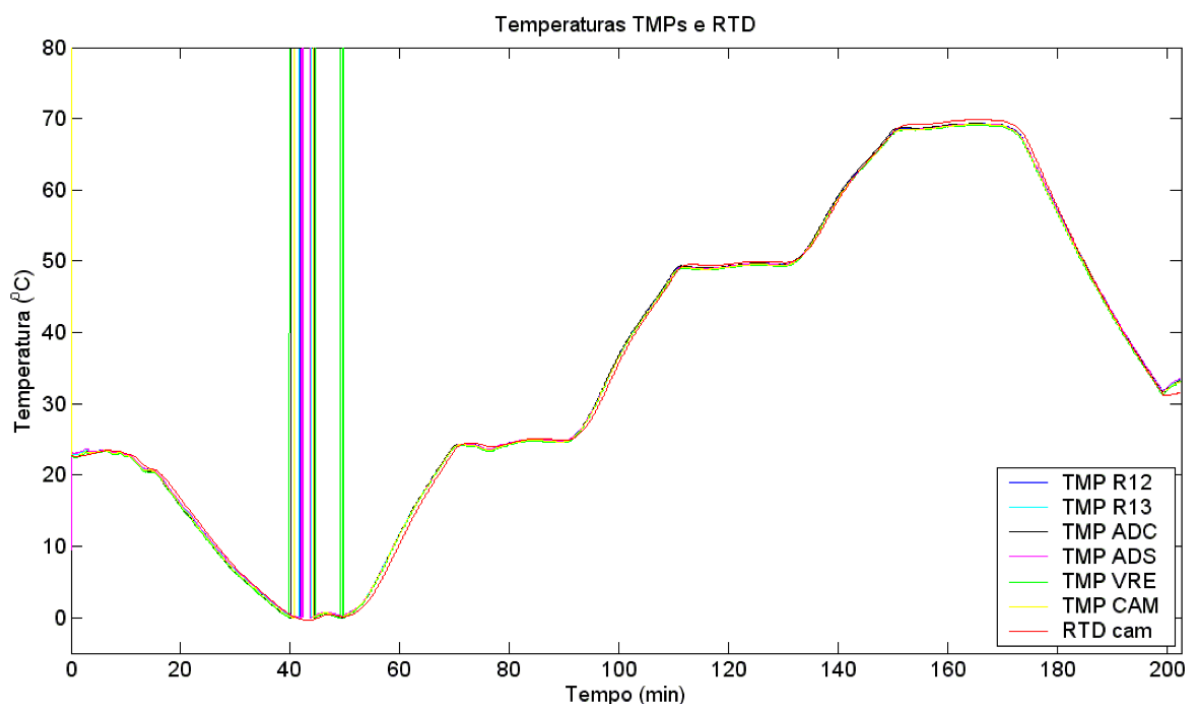
A realização de seis ciclos térmicos compreende o levantamento de dados para a correção dos sensores de temperatura utilizados e demais componentes, como apresentado em 7.2.1 e segundo os valores da Tabela 7.2.

### Sensores de temperatura TMP100

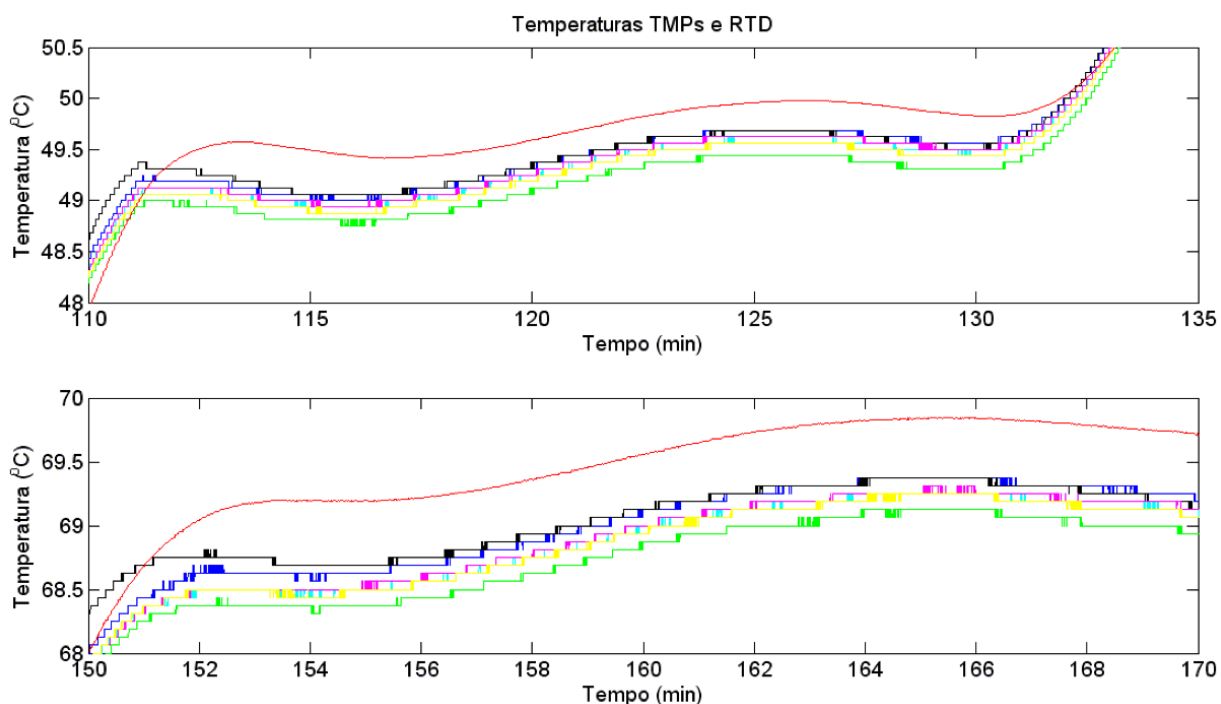
Como comentado anteriormente, o primeiro ciclo térmico aborda a linearidade e a exatidão dos sensores de temperatura com saída digital (TMP100) utilizados, tomando-se o sensor PT100 como referência devidamente calibrada. A proximidade entre os sensores e o fato de não apresentar contato com outros componentes tem como objetivo submetê-los à mesma temperatura dentro de cada ciclo térmico.

A quantidade de sensores de temperatura utilizados para os testes é relacionada à quantidade de componentes monitorados, resultando em cinco TMP100 para os componentes e outro para monitorar a temperatura da própria câmara térmica. Após o primeiro ciclo térmico, os sensores foram fixados aos componentes do circuito de aquisição, recebendo a designação final do componente associado, conforme a Tabela 7.3, enquanto a temperatura digitalizada pelos sensores para o primeiro ciclo térmico é apresentada na Figura 7.4.

Na Figura 7.4(a) é possível verificar um problema no processo de aquisição de dados do sensor de temperatura após 40 minutos de teste, seja por falha na comunicação, conversão ou manipulação matemática. Como é utilizada a média do período com melhor estabilidade térmica para cada patamar, o resultado não é influenciado pelo descarte dos



(a) Variação térmica da câmara amostrada pelos sensores TMP100 e RTD PT100



(b) Detalhe nos patamares de 50°C e 70°C, onde é possível observar a resposta dos sensores utilizados e a diferença existente entre seus dados de temperatura.

Figura 7.4: Dados de temperatura adquiridos pelos sensores TMP100 e RTD PT100 para o primeiro ciclo térmico.

Tabela 7.3: Nomenclatura, localização e cores associadas aos sensores TMP100 utilizados.

Nome	Localização	Cor
TMP R <sub>12</sub>	R <sub>12</sub> – resistor de temperatura interna do QA-2000	Azul
TMP R <sub>13</sub>	R <sub>13</sub> – resistor de aceleração de escala 1,05 g do QA-2000	Cian
TMP ADC	ADC180M – conversor AD da aceleração	Preto
TMP ADS	ADS1100 – conversor AD da temperatura interna do QA-2000	Magenta
TMP VRE	VRE302J – referência de tensão utilizada no ADS1100	Verde
TMP CAM	Câmara – Sem contato dom componentes	Amarelo
RTD CAM	Câmara – Sem contato dom componentes	Vermelho

dados que apresentaram tais erros.

### Resistores de escala VH102Z

Tendo a temperatura monitorada pelo sensor térmico TMP100 colado sobre a superfície de cada um dos resistores VH102Z utilizados, dados sobre a variação da resistência em função da temperatura podem ser adquiridos em um único ciclo térmico. Assim, utilizando-se as cores azul e preto para os valores das resistências utilizadas respectivamente como escala de 1,05 g (R<sub>13</sub>) e temperatura (R<sub>12</sub>), a Figura 7.5 ilustra a variação das resistências durante um dos ciclos térmicos.

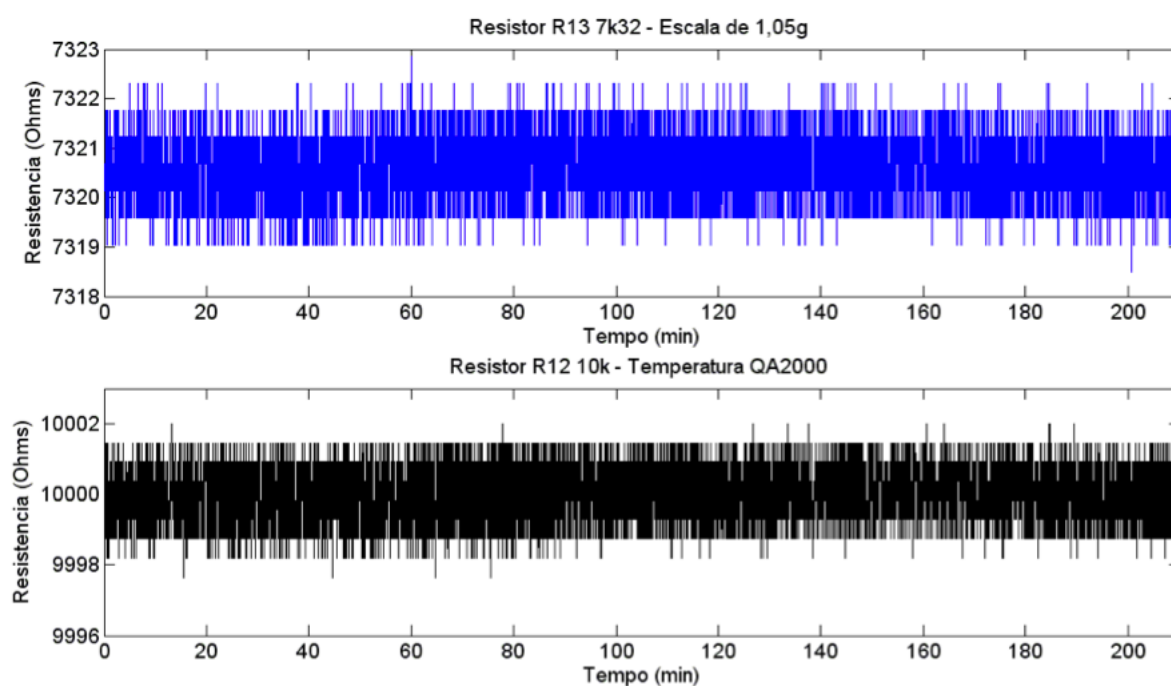


Figura 7.5: Variação da resistência para os resistores Vishay VH102Z durante um ciclo térmico.

## Conversor analógico-digital ADC180M

Os resultados obtidos com o ADC180M são provenientes da variação da temperatura e da tensão de entrada, como definido na Tabela 7.2 para os diversos ciclos térmicos realizados. A tensão disponível na entrada desse conversor analógico-digital simula a saída do acelerômetro QA-2000 acoplado ao resistor VH201Z de  $7,32\text{ k}\Omega$ , enquanto o sensor TMP100 colado sobre a sua superfície metálica monitora a temperatura do AD.

As Figuras 7.6 a 7.8 apresentam os gráficos da representação do sinal de saída do conversor para os diversos valores de tensão aplicados em sua entrada durante os ciclos térmicos. As entradas curto-circuitadas do ADC180M utilizado representam as acelerações observadas em período de microgravidade, dando destaque para a Figura 7.7.

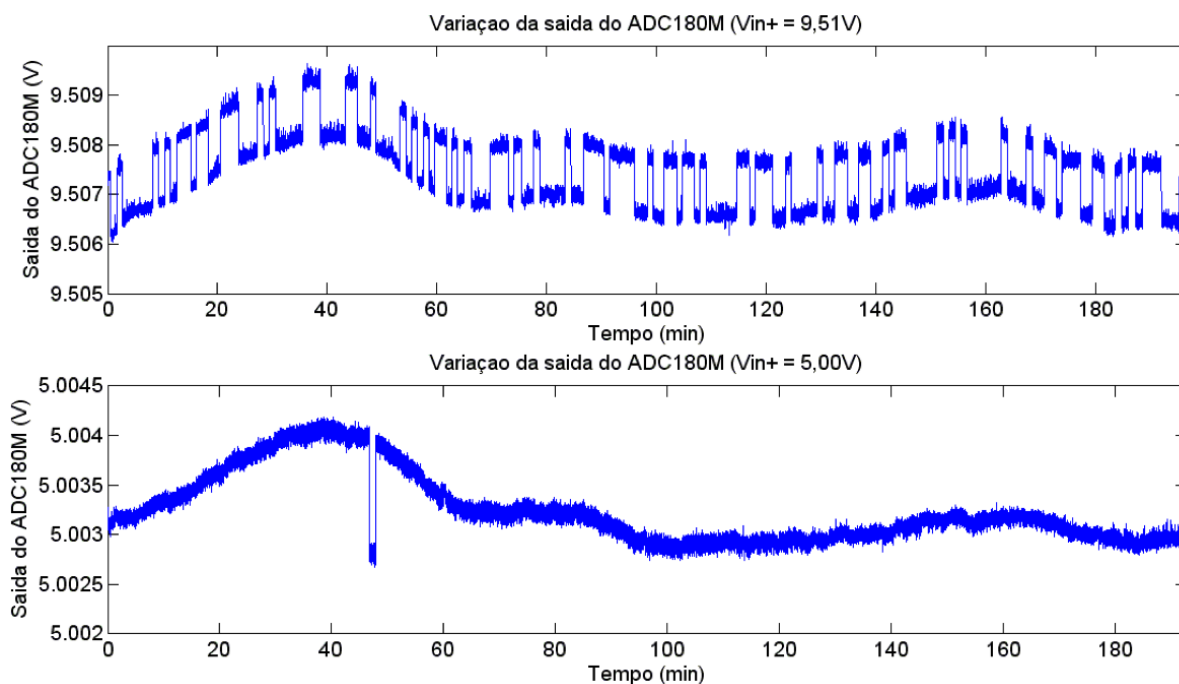


Figura 7.6: Variação da saída do conversor ADC180M para as tensões de 9,51 V e 5,00 V aplicados em sua entrada durante um ciclo térmico.

Na Figura 7.6 e 7.8 é possível verificar a regulação de 1 mV da fonte de tensão utilizada para simular os efeitos da saída do acelerômetro sobre o resistor de escala. Como é utilizada a média do período com melhor estabilidade térmica para cada patamar, o mesmo período das amostras para os dados de entrada e saída do conversor ADC180M e devido à diferença da ordem de grandeza, pode-se considerar que os resultados são válidos mesmo contendo tal variação.

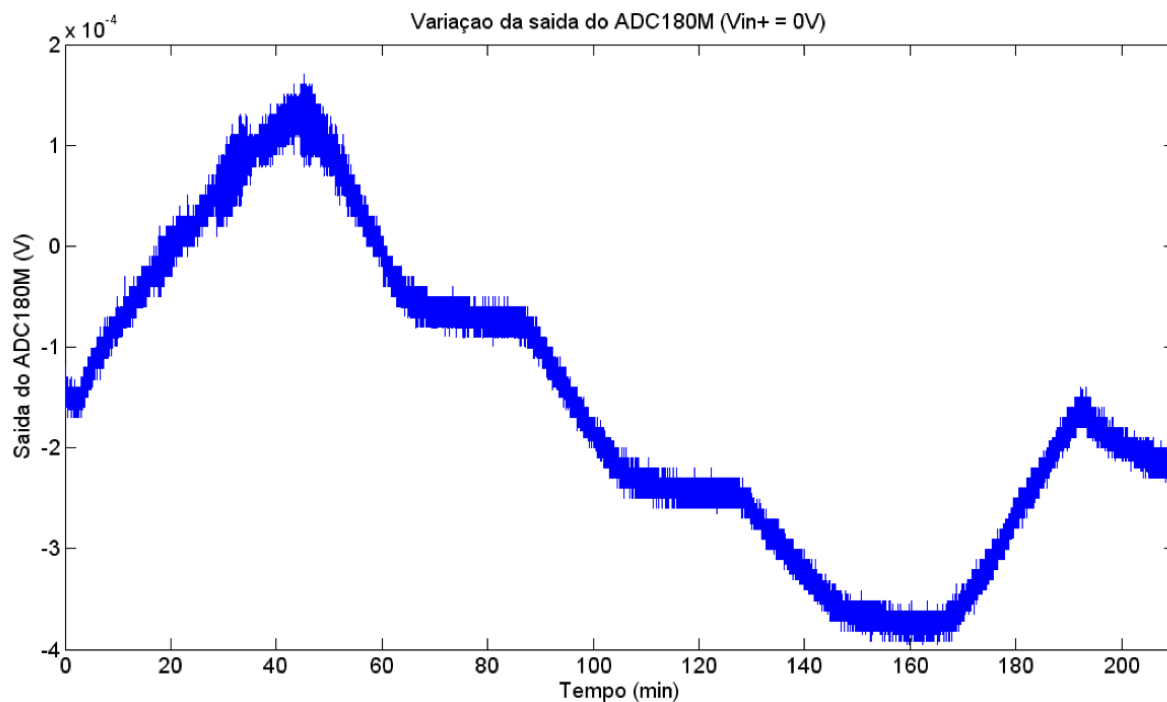


Figura 7.7: Variação da saída do conversor ADC180M para a entrada curto-circuitada durante um ciclo térmico.

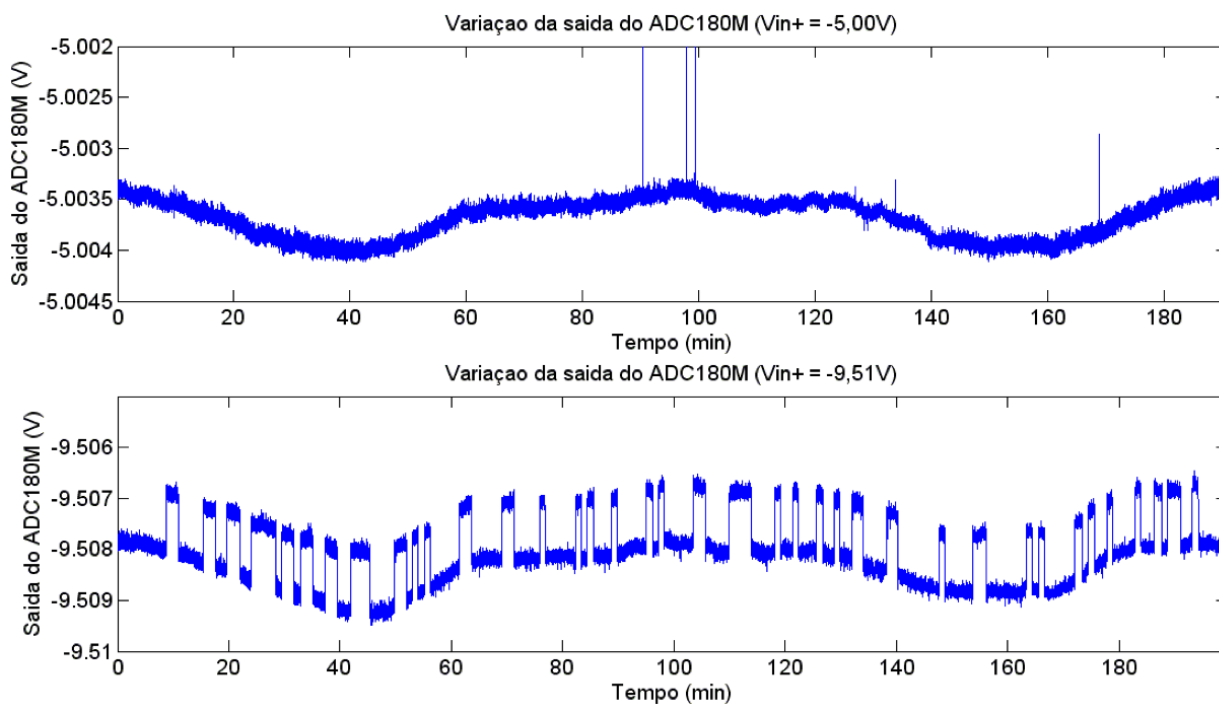


Figura 7.8: Variação da saída do conversor ADC180M para as tensões de -5,00 V e -9,51 V aplicados em sua entrada durante um ciclo térmico.

## Conversor analógico-digital ADS1100

Os resultados obtidos com o ADS1100 são provenientes da variação da temperatura e da tensão de entrada, como definido na Tabela 7.2 para os diversos ciclos térmicos realizados. A tensão disponível na entrada desse conversor analógico-digital simula a saída do sinal de temperatura interna do acelerômetro QA-2000 acoplado ao resistor VH201Z de  $10\text{ k}\Omega$ , enquanto o sensor TMP100 colado sobre a sua superfície monitora a temperatura do AD.

As Figuras 7.9 a 7.11 apresentam os gráficos da representação do sinal de saída do conversor para os diversos valores de tensão aplicados em sua entrada durante os ciclos térmicos. Nessas figuras é possível observar a utilização do circuito de aquisição da PA-ANDA para a realização dos testes, pois a saída do conversor ADS1100 é negativa para valores de entrada menores que  $2,5\text{ V}$  devido à referência de tensão conectada à entrada negativa do conversor em questão.

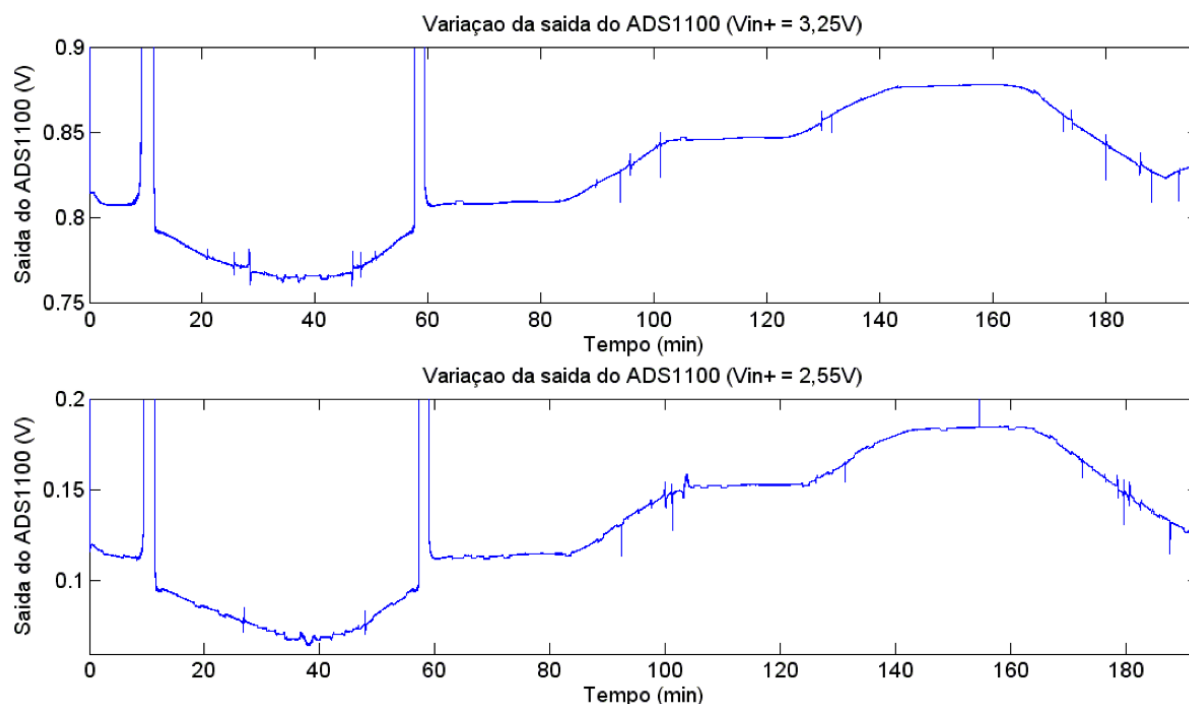


Figura 7.9: Variação da saída do conversor ADS1100 para as tensões de  $3,251\text{ V}$  e  $2,55\text{ V}$  aplicados em sua entrada durante um ciclo térmico.

Nos resultados apresentados pelas Figuras 7.9 a 7.11 é possível verificar problemas no processo de aquisição de dados, seja por falha na comunicação, conversão ou manipulação matemática, e a regulação da fonte de tensão utilizada para simular os efeitos do sinal de temperatura do acelerômetro sobre o resistor de escala. Como é utilizada a média do período com melhor estabilidade térmica para cada patamar, o resultado não é influenciado



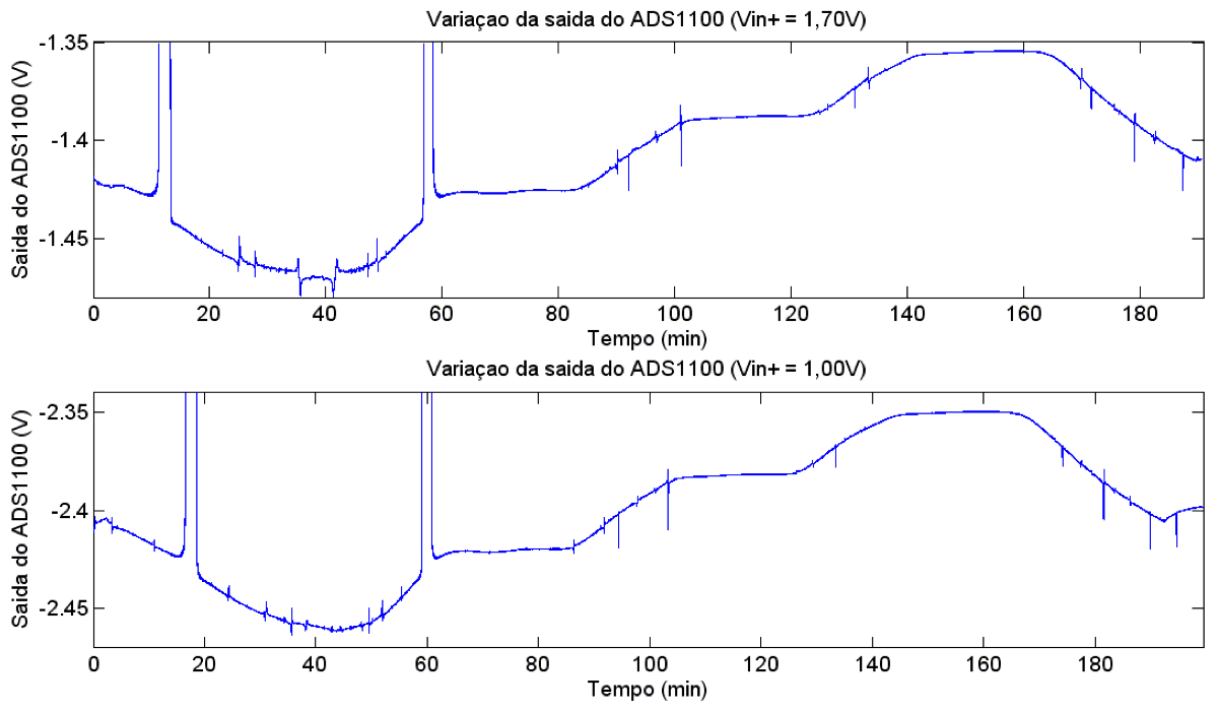


Figura 7.10: Variação da saída do conversor ADS1100 para as tensões de 1,70 V e 1,00 V aplicados em sua entrada durante um ciclo térmico.

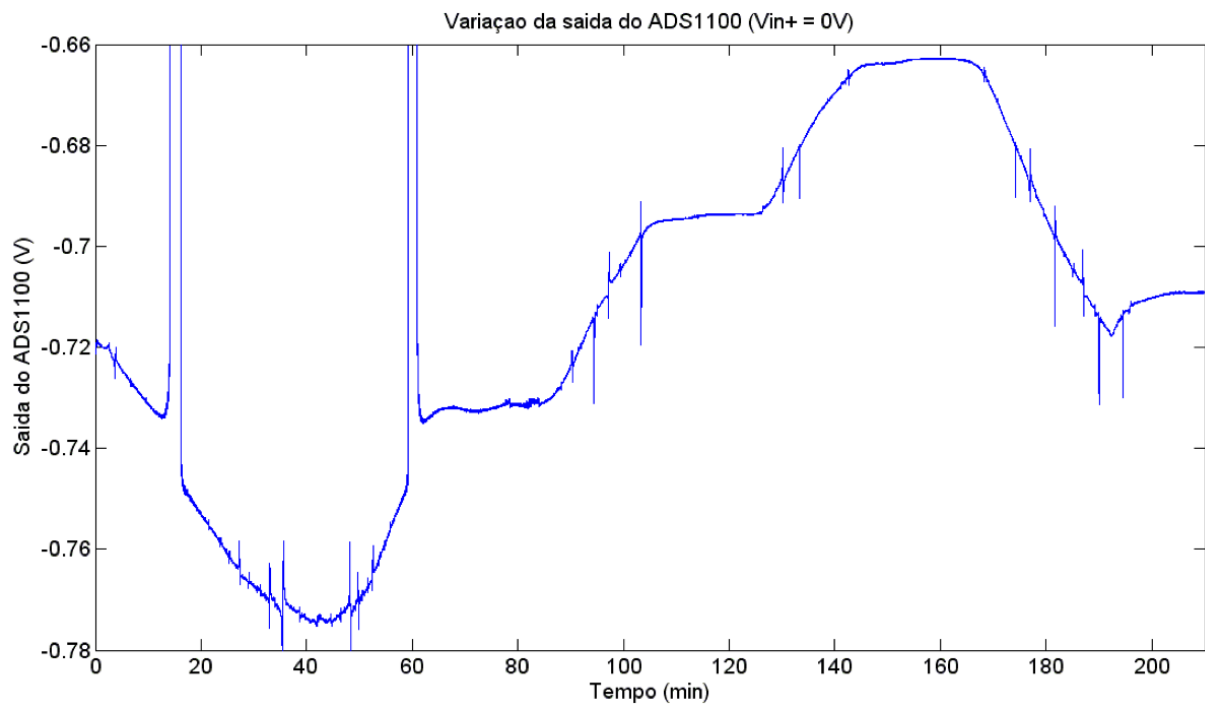


Figura 7.11: Variação da saída do conversor ADS1100 para a entrada curto-circuitada durante um ciclo térmico.

pelo descarte dos dados que apresentaram erros no processo de aquisição.

### Referência de tensão VRE302J

Tendo a temperatura monitorada pelo sensor térmico TMP100 colado sobre o encapsulamento do VRE302J utilizado, o modelo deste componente depende apenas da temperatura e da corrente drenada dessa referência de tensão. Sabendo-se que a referência é conectada ao mesmo ponto do circuito para todos os ciclos térmicos (ADS1100, no caso da PAANDA), a corrente drenada deste componente é fixa para todos os ciclos e não necessita entrar no modelo em desenvolvimento.

Logo, de modo semelhante ao realizado para os resistores de escala, as variações na saída da referência de tensão em função da temperatura podem ser adquiridos em um único ciclo térmico. A Figura 7.12 ilustra a variação da tensão de referência durante um dos ciclos térmicos.

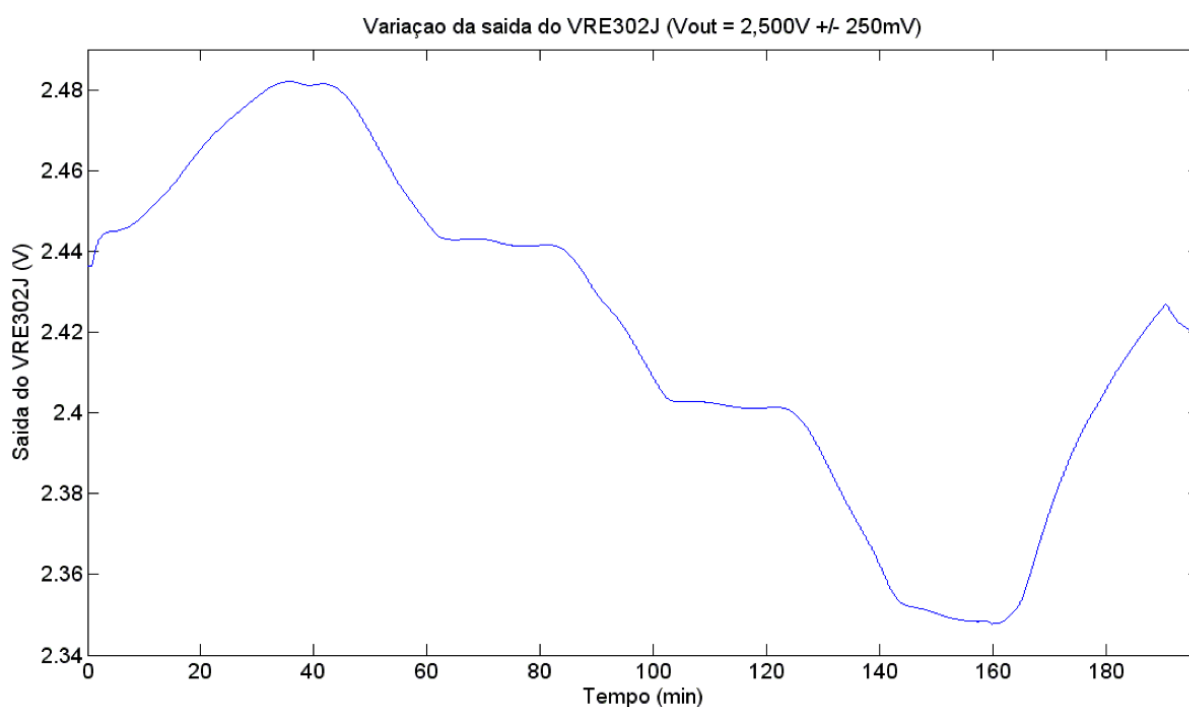


Figura 7.12: Variação da saída da referência de tensão VRE302J durante um ciclo térmico.

### Reguladores de tensão REG1117-3.3 e 78M15

Os níveis de tensão disponíveis para alimentação de determinados componentes no circuito são reguladas através do REG1117-3.3 e do 78M15, ambos fabricados pela Texas Instruments. Contudo, a quantidade de sensores de temperatura TMP100 disponível para a realização dos testes não contemplava os reguladores.

A falta de monitoramento térmico local e da corrente drenada do componente impossibilita o desenvolvimento do modelo térmico para esses reguladores, mas os dados podem ser utilizados para verificar a regulação desses componentes quando sujeitos a uma ampla variação térmica, como a encontrada durante um voo suborbital. A Figura 7.13 ilustra a variação das tensões de 3,3 V e 15 V utilizadas na alimentação do circuito durante um ciclo térmico.

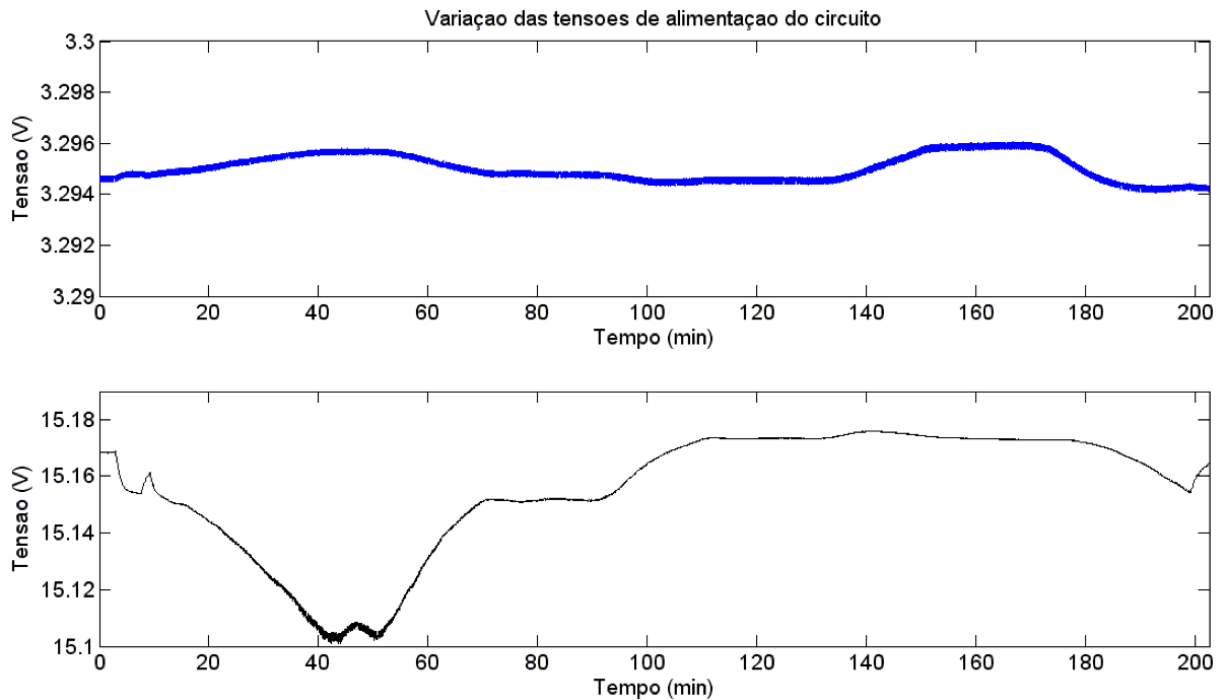


Figura 7.13: Variação da saída da referência de tensão VRE302J durante um ciclo térmico.

### 7.2.3 Análise e levantamento dos modelos térmicos

#### Sensores de temperatura TMP100

Espera-se que o comportamento de um sensor de temperatura seja linear, como observado na Equação 7.8. Aproximar a resposta dos TMP100 para uma reta e utilizar o sensor RTD PT100 devidamente calibrado como referência de resposta linear e exatidão nas temperaturas da câmara térmica resultam na Equação 7.10.

$$\theta_{amb} = \alpha_{sensor} \cdot \theta_{sensor} + \beta_{sensor} \quad (7.8)$$

$$\theta_{RTD} = \theta_{amb} \quad (7.9)$$

$$\theta_{RTD} = \alpha_{TMP} \cdot \theta_{TMP} + \beta_{TMP} \quad (7.10)$$

Onde  $\theta_{amb}$  é a temperatura ambiente,  $\theta_{sensor}$  é a temperatura medida pelo sensor e

$\alpha_{sensor}$ ,  $\beta_{sensor}$  são os parâmetros da reta que condicionam a resposta do sensor com relação à temperatura ambiente e  $\theta_{RTD}$ ,  $\alpha_{TMP}$ ,  $\theta_{TMP}$  e  $\beta_{TMP}$  são similares para os sensores RTD e TMP100 utilizados nos testes.

Os erros nas medidas dos sensores TMP100 foram determinadas através dos gráficos da temperatura do sensor de referência (RTD) pela temperatura do sensor TMP100 utilizando os valores médios de períodos estáveis de cada patamar de temperatura. Com tais pontos é possível determinar as retas de correção para cada um dos sensores através do método dos mínimos quadrados.

Os coeficientes encontrados para a equação linear  $y = a + b.x$  utilizados para a correção dos TMP100 são encontrados na Tabela 7.4.

Tabela 7.4: Coeficientes de correção dos sensores térmicos TMP100 determinados através do método de mínimos quadrados.

Sensor	$a$		$b$	
	Valor	Erro	Valor	Erro
TMP R <sub>12</sub>	-0,31277	0,06437	1,01193	0,00145
TMP R <sub>13</sub>	-0,30153	0,06192	1,01345	0,0014
TMP ADC180	-0,1025	0,01277	1,00836	0,00028
TMP ADS1100	-0,33313	0,05475	1,01371	0,00124
TMP VRE302	-0,01022	0,0606	1,01116	0,00137
TMP câmara	-0,17871	0,07359	1,012	0,00166

Como esperado, os erros presentes no fator de escala e *offset* dos TMP100 são pequenos, pois  $a \cong 0$  e  $b \cong 1$ . A correção dos dados de temperatura é aplicada nos dados de todos os TMP100 utilizados seguindo o mesmo raciocínio, resultando em maior exatidão nas medidas térmicas. Para as análises dos demais componentes são utilizados os dados corrigidos dos TMP100 colados sobre sua superfície.

### Resistores de escala VH102Z

Os dados da variação dos resistores de escala observados na Figura 7.5 permanecem constantes durante todo o ciclo térmico, mas apresentam valores superiores aos determinados em 5.2.2. A variação observada é de aproximadamente  $3 \Omega$ , enquanto esperava-se o erro máximo de  $0,1464 \Omega$  para uma variação térmica de  $100^\circ\text{C}$ .

Analisando a resolução do multímetro Agilent 34401A de  $6 \frac{1}{2}$  casas decimais utilizando a escala de  $10 \text{ k}\Omega$  encontra-se o valor de  $0,01 \Omega$ . Assim, a resolução do multímetro utilizado é insuficiente para adquirir dados da variação dos resistores, impossibilitando a utilização

dos dados adquiridos durante os testes para o levantamento dos modelos térmicos dos resistores.

A utilização de um multímetro com maior resolução para determinar a variação da resistência dos resistores VH102Z, como o Agilent 3458A de  $8 \frac{1}{2}$  casas decimais, e do método dos 4 fios, visando anular o efeito da resistência presente nos cabos, são desejáveis para testes futuros.

### Conversor analógico-digital ADC180M

Como esperado e observado nas Figuras 7.6 a 7.8 a dependência do sinal de saída do ADC180M com o valor disponível em sua entrada e de sua temperatura. A Figura 7.14 apresenta a variação do erro em função da temperatura para os valores de tensão das entradas utilizadas durante os cinco ciclos, conforme a Tabela 7.2.

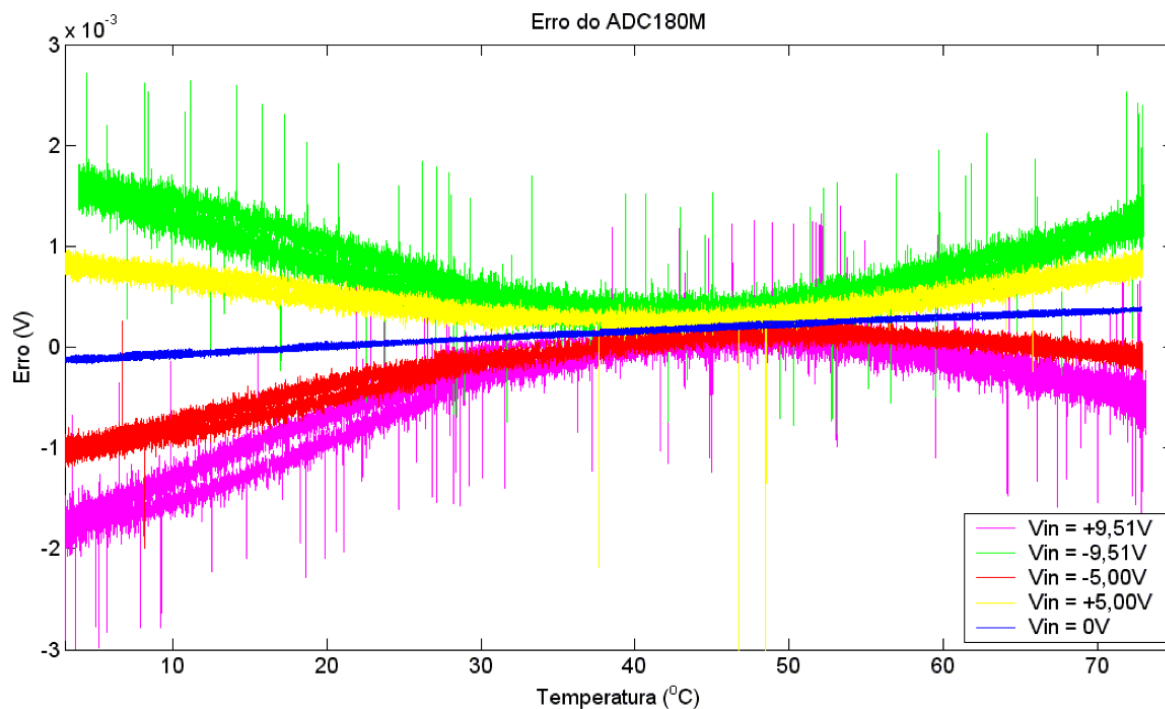


Figura 7.14: Erro apresentado pelo ADC180M para os cinco ciclos térmicos e as respectivas tensões utilizadas na entrada do conversor.

Na Figura 7.14 são observadas duas características do dispositivo com relação ao teste: a histerese do erro e a regulação da fonte. A variação na regulação da fonte é vista nos *ripples* presentes e a histerese do erro, na não sobreposição dos valores dos erros para temperaturas iguais.

A histerese apresentada pode ser relacionada a um gradiente térmico existente entre a superfície interna e externa do ADC180M devido à sua massa e capacidade calórica, intro-

duzindo erro no valor da temperatura. Para facilitar a análise considerou-se os instantes finais dos patamares, onde os gradientes de temperatura foram considerados desprezíveis.

Para um conversor analógico-digital real a Equação 7.11 apresenta a função existente entre o dado de entrada e de saída.

$$V_{in} = \alpha \cdot V_{out} + \beta \quad (7.11)$$

Onde  $V_{in}$  e  $V_{out}$  são, respectivamente, as tensões de entrada e de saída do conversor AD,  $\alpha$  é o fator de escala e  $\beta$  é o *offset* do conversor AD utilizado ( $\alpha \neq 1$  e  $\beta \neq 0$  para conversores reais).

Sabendo que os parâmetros  $\alpha$  e  $\beta$  são dependentes da temperatura e aplicando-os na Equação 7.11, tem-se:

$$V_{in} = \alpha(\theta) \cdot V_{out} + \beta(\theta) \quad (7.12)$$

Onde  $\alpha$  é o fator de escala em função da temperatura  $\theta$  e  $\beta$  é o *offset* em função da temperatura  $\theta$  do o conversor AD utilizado.

Seguindo as tensões de entrada para o ADC180M apresentadas na Tabela 7.2, para cada um dos cinco ciclos térmicos foi aplicada uma tensão e quatro patamares de temperatura diferentes. Assim, tomando-se os valores médios da entrada e da saída do conversor AD é possível relaciona-las para um mesmo patamar térmico através da Equação 7.12, resultando em um conjunto de quatro equações com valores de  $\alpha(\theta)$  e  $\beta(\theta)$ , cujos valores são observados na Tabela 7.5.

$$V_{in}^{0^{\circ}C} = \alpha^{0^{\circ}C}(\theta) \cdot V_{out}^{0^{\circ}C} + \beta^{0^{\circ}C}(\theta) \quad (7.13)$$

$$V_{in}^{25^{\circ}C} = \alpha^{25^{\circ}C}(\theta) \cdot V_{out}^{25^{\circ}C} + \beta^{25^{\circ}C}(\theta) \quad (7.14)$$

$$V_{in}^{50^{\circ}C} = \alpha^{50^{\circ}C}(\theta) \cdot V_{out}^{50^{\circ}C} + \beta^{50^{\circ}C}(\theta) \quad (7.15)$$

$$V_{in}^{70^{\circ}C} = \alpha^{70^{\circ}C}(\theta) \cdot V_{out}^{70^{\circ}C} + \beta^{70^{\circ}C}(\theta) \quad (7.16)$$

Como essas equações depende exclusivamente da temperatura  $\theta$  é possível aproximar o comportamento das variáveis dependentes  $\alpha(\theta)$  e  $\beta(\theta)$  para um polinômio determinado através das curvas  $\alpha(\theta) \times \theta$  e  $\beta(\theta) \times \theta$ . Deste modo, a tensão de entrada pode ser calculada em função da tensão de saída e da temperatura através da utilização dos polinômios  $\alpha'(\theta)$  e  $\beta'(\theta)$ .

$$\alpha'(\theta) = a_{\alpha} + b_{\alpha} \cdot \theta + c_{\alpha} \cdot \theta^2 + d_{\alpha} \cdot \theta^3 + \dots \quad (7.17)$$

$$\beta'(\theta) = a_{\beta} + b_{\beta} \cdot \theta + c_{\beta} \cdot \theta^2 + d_{\beta} \cdot \theta^3 + \dots \quad (7.18)$$

Tabela 7.5: Valores dos parâmetros de  $\alpha(\theta)$  e de  $\beta(\theta)$  para cada um dos patamares de temperatura.

Patamar térmico ( $^{\circ}\text{C}$ )	$\alpha(\theta)$		$\beta(\theta)$	
	Valor	Erro	Valor	Erro
0	0,99982	$7,26135 \cdot 10^{-7}$	$-1,04026 \cdot 10^{-4}$	$4,93452 \cdot 10^{-6}$
25	0,99995	$2,71975 \cdot 10^{-6}$	$1,34412 \cdot 10^{-4}$	$1,84806 \cdot 10^{-5}$
50	0,99999	$1,38448 \cdot 10^{-6}$	$2,49099 \cdot 10^{-4}$	$9,40735 \cdot 10^{-6}$
70	0,9999	$2,47698 \cdot 10^{-6}$	$3,34312 \cdot 10^{-4}$	$?1,68316 \cdot 10^{-5}$

Os coeficientes encontrados através do método de mínimos quadrados para  $\alpha'(\theta)$  e  $\beta'(\theta)$  compreendem um polinômio de terceiro grau, cujos valores preenchem a Tabela 7.6.

Tabela 7.6: Valores dos coeficientes do polinômio de terceiro grau de  $\alpha'(\theta)$  e de  $\beta'(\theta)$ .

Patamar térmico ( $^{\circ}\text{C}$ )	$\alpha'(\theta)$	$\beta'(\theta)$
a	0,9998	$-1,58468 \cdot 10^{-4}$
b	$6,06994 \cdot 10^{-6}$	$1,5556 \cdot 10^{-5}$
c	$1,93679 \cdot 10^{-9}$	$-2,22724 \cdot 10^{-7}$
d	$-9,04493 \cdot 10^{-10}$	$1,40004 \cdot 10^{-9}$

Assim, substituindo os valores em  $\alpha'(\theta)$  e  $\beta'(\theta)$  e aplicando o modelo de correção nos dados do ADC180M a saída do conversor é corrigida, como apresentado na Figura 7.15.

Comparando os parâmetros da resposta ideal ( $\alpha_{ideal} = 1$  e  $\beta_{ideal} = 0$ ) com a resposta corrigida do conversor AD através das curvas de tensão corrigida por tensão de entrada ( $V_{out\ corrigida} \times V_{in}$ ) é possível analisar o erro de forma mais detalhada. Assim, para o fator

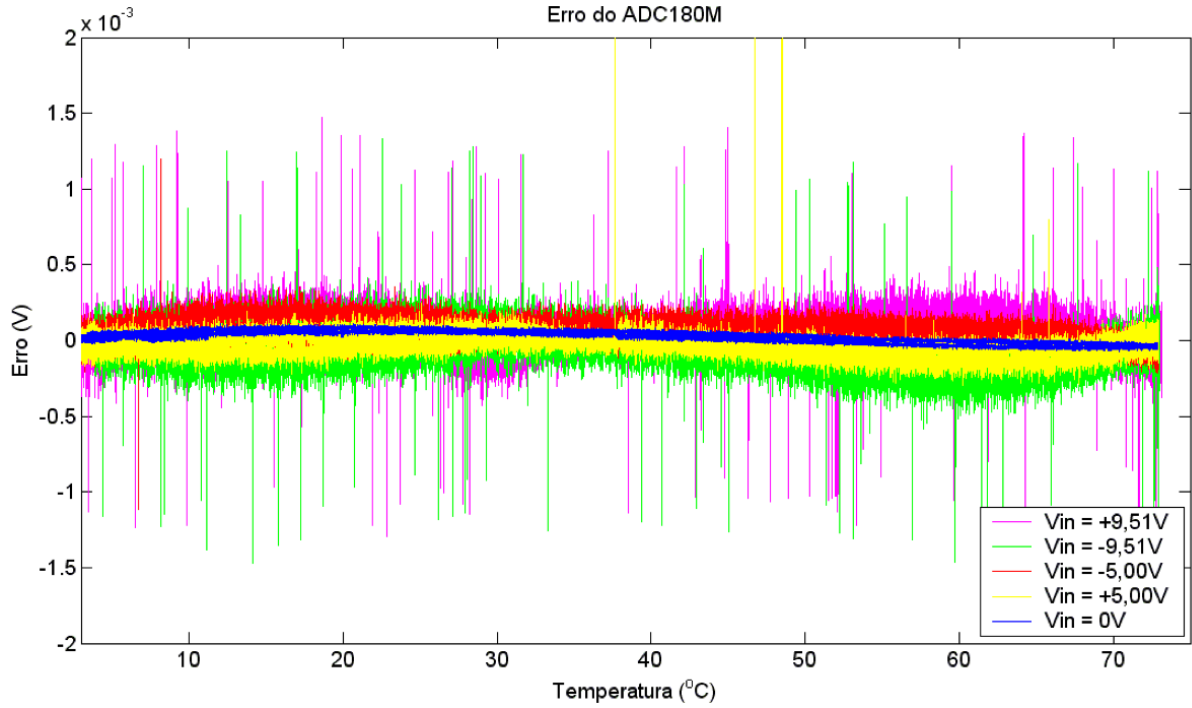


Figura 7.15: Erro apresentado pelo ADC180M para os cinco ciclos térmicos e as respectivas tensões utilizadas na entrada do conversor.

de escala e *offset* do conversor analógico-digital ADC180M:

$$\begin{aligned}\delta'_{escala} &= \alpha_{ideal} - \alpha' & (7.19) \\ \delta'_{escala} &= 1 - 0,99999 = 1.10^{-5} \\ \delta'_{escala \text{ ppm}} &= \frac{\delta'_{escala}}{\Delta T} \\ \delta'_{escala \text{ ppm}} &= \frac{1.10^{-5}}{70} = 0,14 \text{ ppm}/^{\circ}C\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\delta'_{offset} &= \beta_{ideal} - \beta' & (7.20) \\ \delta'_{offset} &= 0 - (-4,34942.10^{-6}) = 4,34942.10^{-6} \\ \delta'_{offset \text{ ppm}} &= \frac{\delta'_{offset}}{\Delta T} \\ \delta'_{offset \text{ ppm}} &= \frac{4,34942.10^{-6}}{70} = 0,062 \text{ ppm}/^{\circ}C\end{aligned}$$

Onde  $\delta'_{escala}$  e  $\delta'_{offset}$  são respectivamente o erro de fator de escala e do *offset* entre os coeficientes das respostas ideal e corrigida,  $\alpha_{ideal}$  e  $\beta_{ideal}$  são os coeficiente das respostas ideais,  $\alpha'$  e  $\beta'$  são os coeficientes das respostas corrigidas,  $\delta'_{escala \text{ ppm}}$  e  $\delta'_{offset \text{ ppm}}$  são os erros de fator de escala e de *offset* das respostas corrigidas em função da temperatura, e  $\Delta T$  é a variação da temperatura durante os testes.



A Tabela 7.7 apresenta as características fornecidas no *datasheet* do componente e calculadas para os dados corrigidos através do modelo desenvolvido.

Tabela 7.7: Estabilidade do conversor analógico-digital ADC180M típica e modelada termicamente.

	Típico ( $ppm/^{\circ}C$ )	Corrigido ( $ppm/^{\circ}C$ )
Fator de escala	1	0,14
<i>Offset</i>	0,2	0,062

Com tais dados é possível observar que os procedimentos e metodologias adotadas para determinar o modelo térmico do conversor analógico-digital ADC180M proporcionam melhora significativa quanto à variação térmica dos dados, melhorando a sua exatidão. Como desejado a correção dos dados utilizando o modelo térmico de componentes de precisão demonstra ser extremamente útil e, em alguns casos, mais que necessária.

### Conversor analógico-digital ADS1100 e referência de tensão VRE302J

Devido à conexão existente da referência de tensão VRE302J com a entrada negativa do conversor analógico-digital ADS1100, os resultados apresentados em 7.2.2 e 7.2.2 são analisados de forma conjunta. Devido à metodologia utilizada, a variação observada na saída do conversor AD não descorrelaciona a saída do VRE302J e a entrada do ADS1100.

A Figura 7.16 apresenta os gráficos de variação da saída do conversor ADS1100 e da saída da referência VRE302J, conseqüentemente entrada negativa do ADS1100, pela temperatura desses componentes.

Calculando a sensibilidade dos dados amostrados:

$$\begin{aligned}
 S_{VRE} &= \frac{\Delta V}{\Delta T} & (7.21) \\
 S_{VRE} &= \frac{(2,350 - 2,482)}{74,2 - 5,2} \\
 S_{VRE} &= -1,92 \text{ mV}/^{\circ}C
 \end{aligned}$$

Onde  $S_{VRE}$  é a sensibilidade da referência de tensão VRE302J ou do conversor ADS1100, visto que não são descorrelacionáveis,  $\Delta V$  é a variação da tensão e  $\Delta T$  é a variação da temperatura durante um ciclo térmico.

A sensibilidade térmica apresentada pelo conjunto é muito similar à encontrada em diodos de silício utilizados como sensores de temperatura, mas distante das especificações

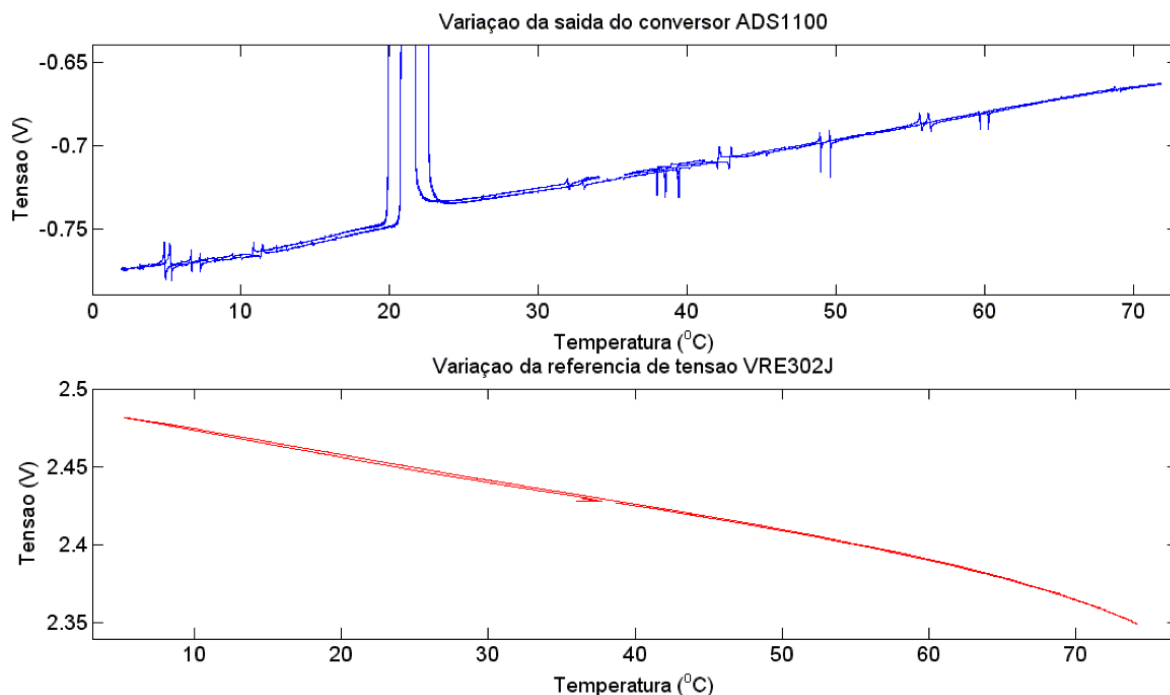


Figura 7.16: Variações presentes na saída da referência de tensão VRE302J e do conversor ADS1100 durante um ciclo térmico em função da temperatura.

dos componentes. Atentando-se a este fato e verificando a utilização de diodos em anti-paralelo como proteção das entradas do conversor, verificou-se a necessidade de realizar outro teste para determinar o correto funcionamento dos dispositivos.

Devido ao término do período de testes na câmara térmica, com a utilização de um multímetro Agilent modelo 3458A de 8 1/2 casas decimais conectado diretamente à saída da referência de tensão e desconectado do conversor A/D, elevou-se a temperatura do componente à, aproximadamente, 70°C. Durante o período de variação térmica, observou-se a compensação realizada pelo VRE302J com a finalidade de manter a saída estável e dentro das características estabelecidas pelo fabricante.

Logo, por exclusão, constatou-se que a condução do diodo de proteção da entrada negativa do conversor ADS1100 causou a variação observada durante os testes. De modo semelhante ao apresentado para o ADC180M, faz-se necessário o estudo do modelo térmico deste componente para que as variações sejam corrigidas.

### Reguladores de tensão REG1117-3.3 e 78M15

Como comentado em 7.2.2, os reguladores de tensão REG1117-3.3 e 78M15 não apresentam sensores de temperatura TMP100 colados sobre suas superfícies e o não monitoramento das correntes de saída impossibilitam o levantamento de seus modelos térmicos.

A variação nas tensões de alimentação observada na Figura 7.13 são determinantes no correto funcionamento dos componentes ADS1100 e VRE302J. A referência de tensão especifica a tensão mínima de alimentação em 13,5 V, enquanto o conversor analógico-digital utiliza a tensão de alimentação como parâmetro durante o processo de digitalização dos sinais.

Os níveis de tensão oferecidos são satisfatórios no sentido de fornecer corrente aos componentes, porém é desejável uma tensão de alimentação mais estável no conversor A/D para uma melhor exatidão nos dados digitalizados. Para o caso específico do ADS1100, o baixo consumo ( $90 \mu A$ ) possibilita utilizar uma referência de tensão para o fornecimento de corrente em níveis estáveis de tensão, como projetado para a PAANDA II.

# 8 *Análises de dados de calibração e voo da PAANDA*

## Introdução

A análise de dados adquiridos durante o processo de calibração e o voo da PAANDA é realizada com auxílio de um *software* de cálculo numérico, como MatLab, Mathematica, Maple ou Octave. A utilização de tais ferramentas possibilita a realização das manipulações necessárias para determinar os parâmetros desejados e a análise de seus resultados, principalmente devido à grande quantidade de dados adquiridos e possibilidade de elaborar funções.

### 8.1 Procedimento de calibração

O procedimento de calibração realizado durante a Operação Cumã II para a PAANDA I compreendia o posicionamento do instrumento sobre um desempenho de granito em diferentes posições angulares, também conhecido como *tumble test*. A superfície do desempenho, onde o teste foi realizado, polida e corretamente alinhada com a gravidade através da utilização de um nível de bolha de alta precisão.

Para o procedimento de calibração foram utilizadas 24 posições, visto que o instrumento apresentava 6 faces e as rotações sobre o plano foram de  $0^\circ$ ,  $90^\circ$ ,  $180^\circ$  e  $270^\circ$  para cada face, com duração de três minutos para cada posição. Foram descartados os 30 primeiros segundos de cada aquisição devido à vibração ocasionada pela movimentação e posicionamento do bloco sobre a mesa de desempenho.

O procedimento foi executado nos dias 11, 13 e 17 de julho em local improvisado. O desempenho de granito foi montado sobre a base da antiga torre de lançamento do Veículo Lançador de Satélite (VLS) devido à grande estrutura de concreto existente. Contudo, o desempenho ficava exposto à poeira, ruídos e oscilações da estrutura da barraca utilizada como proteção, além de não apresentar controle da temperatura local ou sua aquisição.

Os dados utilizados para a análise foram adquiridas no primeiro e segundo procedimento de calibração, onde os dados apresentam valores muito próximos. Para os cálculos foram utilizadas as médias das medidas verticais de aceleração durante o período de calibração. Através destes foram determinados os fatores de escala e os *bias* dos acelerômetros utilizados, segundo a Equação 7.3 e 7.5 lembradas abaixo.

$$K_1 = \frac{1}{2} \cdot (E_{90} - E_{270}) \quad (8.1)$$

$$K_0 = \frac{1}{2} \cdot (E_0 + E_{180}) \quad (8.2)$$

Onde  $K_1$  é o fator de escala do acelerômetro ( $\frac{V}{g}$ ),  $K_0$  é o *bias* do acelerômetro (V) e  $E_x$  é o valor médio das rotações sobre o plano com o eixo de entrada formando o ângulo  $x$  com a horizontal.

Considerando que durante o período de microgravidade o fator de escala pode ser desconsiderado devido à ordem de grandeza das acelerações presentes no ambiente, os valores obtidos para os *bias* dos acelerômetros foram recalculado com o objetivo de ratificá-los.

O novo cálculo utiliza uma janela com período amostral de 1 minuto percorrendo o vetor contendo os dados de aceleração para o eixo desejado, delimitando as amostras utilizadas para o cálculo do seu desvio padrão. Assim, o período com o menor desvio padrão é selecionado e utilizado para o cálculo dos *bias*, como apresentado na Equação 7.5.

Utilizando-se os dados dos eventos de calibração válidos durante a Operação Cumã II para a PAANDA I, os valores determinados para os *bias* dos sensores com todas as amostras válidas para o período de calibração e apenas os dados janelados são observados na Tabela 8.1.

Tabela 8.1: *Bias* dos acelerômetros QA-2000 utilizados durante a Operação Cumã II.

<i>Bias</i> ( $\mu g$ )	Válidos			Janelado		
	X	Y	Z	X	Y	Z
11 de julho	-30	-20	-48	-30,6	-19,2	-48,1
13 de julho	-28	-21	-47	-27,5	-20,8	-47,5

Confirmados os valores dos *bias* através da Tabela 8.1, os mesmos dados dos procedimentos de calibração são submetidos ao processo de calibração abordada no Capítulo 7, Apêndice A.1 e Anexo A. Neste novo procedimento os acelerômetros formam um ar-

ranjo espacial definido, enquanto na metodologia anterior os sensores eram analisados individualmente.

Assim, além de informações individuais dos acelerômetros, como o fator de escala e *bias*, espera-se observar o desalinhamento existente entre os sensores. Os códigos utilizados em MatLab são encontrados no Apêndice A.1, juntamente com os comentários necessários.

Considerando-se inicialmente apenas o segundo evento de calibração, como resultado da função de alinhamento e calibração são obtidas as matrizes de alinhamento e fator de escala, além do vetor de *bias* dos acelerômetros, dados respectivamente por  $\tilde{\mathbf{M}}_{S_a}^l$ ,  $\tilde{\mathbf{F}}\mathbf{c}$  e  $\tilde{b}_a^{S_a}$ .

$$\tilde{\mathbf{M}}_{S_a}^l = \begin{pmatrix} 1.000000327568308 & 0.000120212144475 & 0.001424038058289 \\ -0.000812724812078 & 0.999999951431702 & -0.000337226867407 \\ -0.000419182748952 & 0.001004846987386 & 0.999999657776809 \end{pmatrix} \quad (8.3)$$

$$\tilde{\mathbf{F}}\mathbf{c} = \begin{pmatrix} 1.002459858084803 & 0 & 0 \\ 0 & 1.002538001053217 & 0 \\ 0 & 0 & 1.002656663310447 \end{pmatrix} \quad (8.4)$$

$$\tilde{b}_a^{S_a} = \begin{pmatrix} -0.009026060920302 \cdot 10^{-4} \\ -0.060666542003868 \cdot 10^{-4} \\ 0.390656656773599 \cdot 10^{-4} \end{pmatrix} \quad (8.5)$$

Os dados utilizados para determinar a matriz de alinhamento, fator de escala e *bias* através da função de calibração e alinhamento são os mesmo aplicados nas Equações 7.3 e 7.5. O *bias* é a única incógnita determinada por ambas as análises e apresenta valores muito diferentes.

A justificativa para tamanha diferença é encontrada na forma com que os parâmetros são estimados para as equações de calibração do conjunto de acelerômetros, pois o *bias* e o fator de escala são estimados juntamente com a matriz de alinhamento. O processo de calibração realizado na Operação Cumã II não apresentava estrutura suficiente para a exatidão no procedimento de rotação do bloco de sustentação.

Porém, outras informações estão disponíveis, como a matriz de alinhamento e o fator de escala dos acelerômetros da PAANDA. À primeira vista, a matriz de alinhamento apresenta características interessantes, pois se aproxima de uma matriz identidade. A matriz identidade representaria um sistema perfeitamente alinhado e ortogonal, mas na matriz de alinhamento encontrada apresenta elementos da diagonal principal com valores próximos a 1, e os demais elementos com valores próximos a 0.

A Equação 8.6 possibilita verificar ângulo apresentado pela matriz de alinhamento.

$$\mathbf{M}^* = (\mathbf{M}^T \mathbf{M})^{-1} \mathbf{M}^T \quad (8.6)$$

$$\varepsilon = \arccos(\mathbf{M}^*) \quad (8.7)$$

Onde  $\mathbf{M}$  é a matriz de alinhamento e  $\mathbf{M}^*$  é a pseudoinversa da matriz de alinhamento.

Assim, a matriz de alinhamento apresenta os seguintes valores em graus:

$$\varepsilon = \begin{pmatrix} 0.081876972987522 & 90.006805652745072 & 90.081593637847661 \\ 89.953426254991655 & 0.050397247052905 & 89.980744647059723 \\ 89.976029412743046 & 90.057576351368041 & 0.062366863607990 \end{pmatrix} \quad (8.8)$$

O fator de escala é outro parâmetro disponível quando utilizadas as equações para calibração do conjunto de acelerômetros. Como essa matriz indica o fator de correção dos acelerômetros, é desejável que seja semelhante a uma matriz identidade.

## 8.2 Precisão da PAANDA I

A PAANDA foi construída para adquirir dados de acelerômetros pendulares durante períodos de microgravidade com resolução de  $1 \mu\text{g}$ , mas características como a exatidão e a precisão do instrumento são relacionadas à diversos fatores, como as características dos componentes, projeto, layout, ruídos e outros.

Um dos resultados da análise dos dados da Operação Cumã II é a resolução de  $1,5 \mu\text{g}$  para a aceleração resultante de uma tríade de sensores amostrados durante o período de microgravidade. Tal valor foi calculado através do desvio padrão da aceleração resultante durante um período de 800 amostras em microgravidade. O Apêndice A.2.3 apresenta os cálculos utilizados para o cálculo.

Inseridos nesse valor de resolução estão variações do acelerômetro, temperatura, ruídos de outros instrumentos e experimentos, entre outros. Com interesse no comportamento da resolução em função do número de amostras, o código apresentado no Apêndice A.2.3 disponibiliza o gráfico apresentado na Figura 8.1.

A variação da precisão em função do número de amostras observado na Figura 8.1 indica que a resolução da PAANDA é estabilizada em  $1,5 \mu\text{g}$ , pois a curva tende a esse valor para um número de amostras superior à 250 amostras.

Por outro lado, objetivando verificar a resolução da PAANDA para pequenos termos,

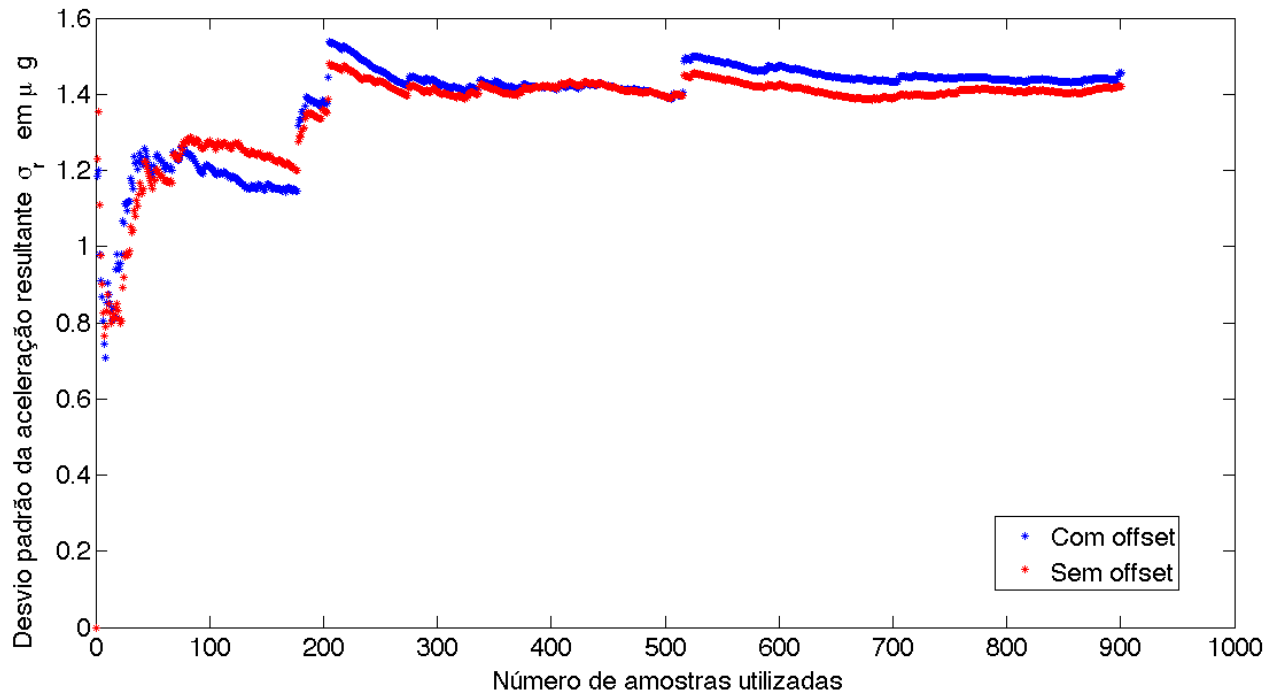


Figura 8.1: Variação da precisão do circuito de aquisição em função do número de amostras utilizadas para o seu cálculo.

foi aplicado o janelamento da aceleração resultante para grupos de 16 e 32 amostras. O código apresentado no Apêndice A.2.3 disponibiliza os gráficos das Figuras 8.2 e 8.3.

Na Figura 8.2 é dada a precisão do dado original e do dado de aceleração subtraído do *offset*, ambos com a utilização de uma janela de 32 amostras durante o período de microgravidade selecionado. Neste gráfico é possível observar que em na maior parte do tempo a precisão da PAANDA fica abaixo de  $1,5 \mu g$  e, em determinados pontos abaixo de  $1,0 \mu g$ .

A Figura 8.3 apresenta a utilização de diferentes tamanhos de janela para o mesmo dado, possibilitando observar que os grupos de 32 amostras apresenta menor variação na precisão, enquanto os grupos de 16 amostras apresentam variações que chegam próximo à  $0,5 \mu g$ .



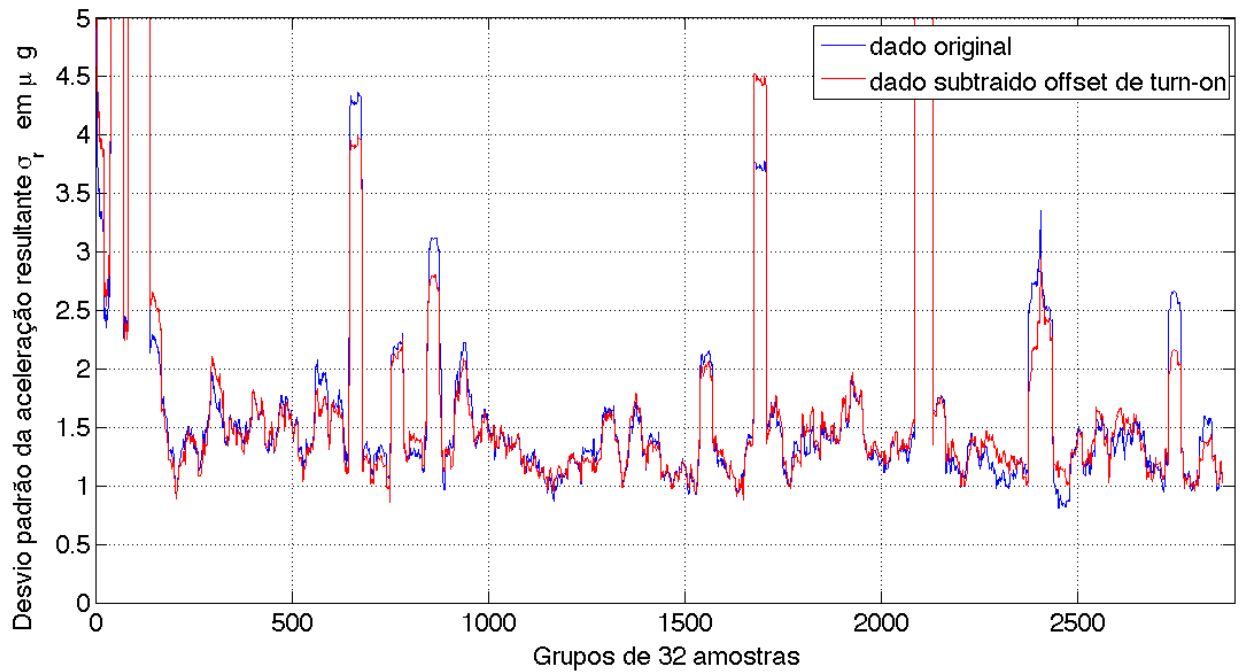


Figura 8.2: Variação da precisão do circuito de aquisição utilizando janelamento de 32 amostras para o dado original e dado subtraído do *offset* dos sensores.

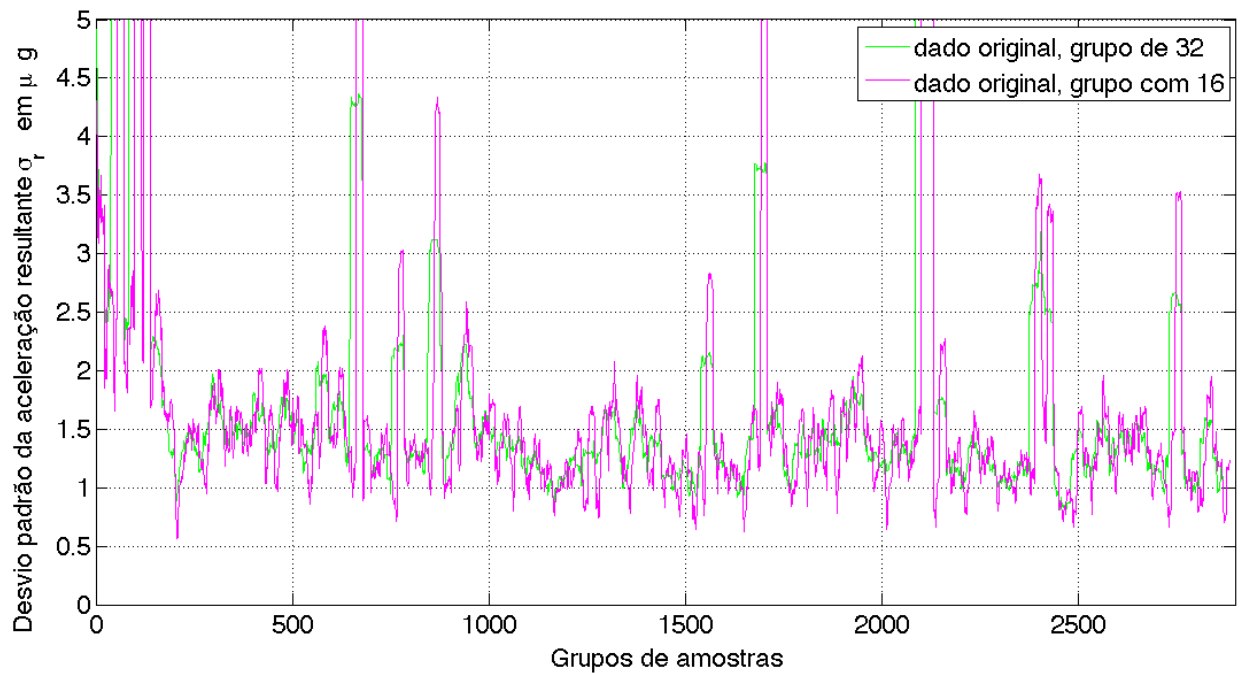


Figura 8.3: Variação da precisão do circuito de aquisição utilizando janelamento de 16 e 32 amostras para o dado original.

## 9 Conclusão

A proposta deste trabalho surgiu da necessidade de realizar o processo de calibração dos acelerômetros pendulares da Plataforma de Aquisição para Análise de Dados de Aceleração II (PAANDA II), caracterizada por utilizar sensores redundantes. O desenvolvimento desse instrumento, a absorção de tecnologia e desenvolvimento de metodologias para corrigir os erros inseridos pelo circuito de aquisição são objetivos dessa dissertação.

Uma das contribuições deste trabalho foi compilar informações sobre o processo de calibração, a utilização de sensores redundantes e o desenvolvimento dos modelos térmicos dos componentes utilizados na PAANDA e PAANDA II. Assim, com auxílio deste material, é possível concluir que o projeto da PAANDA II apresenta as características e tecnologias necessárias para alcançar o seu objetivo: adquirir dados de acelerômetros de alto desempenho com resolução de  $1 \mu\text{g}$  com elevada exatidão e características superiores às apresentadas pela PAANDA.

O levantamento da variação das características dos componentes críticos é proveniente da produção de um método capaz de fornecer informações necessárias sobre o sistema e as variáveis que modificam sua resposta. O método desenvolvido neste trabalho minimiza o erro devido à variação térmica, reduzindo as variações do fator de escala e *offset* apresentados pelo conversor ADC180M para valores menores que os especificados pelo fabricante. Essa metodologia de fácil aplicação pode ser aprimorada ou modificada para aplicação em outros componentes, incluindo sensores e integrados com características comerciais.

A utilização das equações para calibração de conjuntos de acelerômetros combinadas com as especificações do IEEE para calibração possibilitam estimar todos os parâmetros dos acelerômetros pendulares utilizados na PAANDA-II, como fator de escala, *bias* e desalinhamento entre os sensores. A análise dos dados obtidos durante a missão Cumã-II demonstram a capacidade da PAANDA, pois apresenta precisão de  $1,5 \mu\text{g}$  para termos longos e valores próximos à  $0,5 \mu\text{g}$  para grupos de 16 amostras.

Como sugestões para trabalhos futuros estão o desenvolvimento e prototipagem da PAANDA-II, ou sistemas compostos pelos mesmos componentes, para que exista a conti-

---

nuidade na pesquisa, possibilitando a realização de novos testes, modelos e caracterização do instrumento. A análise do desempenho do circuito de aquisição utilizando outros acelerômetros pendulares, conversores, reguladores de tensão (lineares e chaveados) e demais integrados é interessante para comparação dos resultados e podem auxiliar na definição dos componentes segundo as características e necessidades de novos instrumentos. As características apresentadas pela PAANDA indicam um elevado potencial para utilização em navegação inercial e deveria ser explorada tal possibilidade, visto a importância dessa aplicação para o Brasil.

## *Referências Bibliográficas*

- Committee on Microgravity Research. *Toward a microgravity research strategy*. [S.l.], 1992.
- DELOMBARD, R. *Compendium of Information for Interpreting the Microgravity Environment of the Orbiter Spacecraft*. [S.l.], 1996.
- DITTUS, H. Why doing fundamental physics on the iss? - the experimental conditions. *General Relativity and Gravitation*, v. 36, n. 3, p. 601–614, 2004.
- DUNBAR, B. J.; GIESECKE, R. L.; THOMAS, D. A. *The microgravity environment of the Space Shuttle Columbia payload bay during STS-32*. [S.l.], 1991.
- ETTL, J. *Preliminary Post Flight Report – CUMÃ II*. [S.l.], 2007.
- FOOTE, S.; GRINDELAND, D. Model qa3000 q-flex accelerometer high performance test results. In: *Position Location and Navigation Symposium - IEEE PLANS*. [S.l.: s.n.], 1992.
- GAZZONI FILHO, D. et al. Error-correcting codes for reliable communications in microgravity platforms. In: *61st International Astronautical Congress*. [S.l.: s.n.], 2010.
- HAMACHER, H.; RICHTER, H.-E.; DREES, S. A system to measure absolute low frequency acceleration on the international space station. In: *16th IEEE Instrumentation and Measurement Technology Conference*. [S.l.: s.n.], 1999. v. 1, p. 249–253.
- HANKE, W. et al. Properties of wave propagation in a gel-type belousov-zhabotinsky reaction under micro-gravity. *Microgravity Science and Technology*, v. 21, n. 3, p. 239–246, 2009.
- IEEE Std-337. *IEEE Standard Specification Format Guide and Test Procedure for Linear, Single-Axis, Pendulous, Analog Torque Balance Accelerometer*. [S.l.], 1972.
- JUNG, W.; TURNER, J. *Cumã. Flight, Mission Performance and Failure Analysis Report*. [S.l.], 2003.
- KEATING, G. M. et al. The structure of the upper atmosphere of mars: In situ accelerometer measurements from mars global surveyor. *Science*, v. 279, n. 5357, p. 1672–1676, 1998.
- LAWRENCE, A. *Modern inertial technology: navigation, guidance, and control*. 2nd. ed. [S.l.]: Springer, 1998. (Mechanical engineering series).
- MCPHERSON, K. M. et al. A summary of the quasi-steady acceleration environment on-board sts-94 (msl-1). In: *37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. [S.l.: s.n.], 1999.

- MELL, W.; MCGRATTAN, K.; BAUM, H. g-jitter effects on spherical diffusion flames. *Microgravity Science and Technology*, v. 15, p. 12–30, 2004.
- OLIVEIRA, É. J.; LEITE FILHO, W. d. C.; FONSECA, I. M. d. Algoritmo de calibração para umi's com giros de fibra óptica na configuração de tetraedro. In: *VI SBEIN - Simpósio Brasileiro de Engenharia Inercial*. [S.l.: s.n.], 2010.
- PEJSA, A. Optimum skewed redundant inertial navigators. *AIAA Journal*, v. 12, n. 7, p. 899 – 902, 1974.
- QIN, Z.; BARON, L.; BIRGLEN, L. Robust design of inertial measurement units based on accelerometers. *ASME Journal of Dynamics, Measurement and Control*, v. 131, n. 2, March 2009.
- ROGERS, M. J. B. et al. A comparison of low-gravity measurements on-board columbia during sts-40. *Microgravity Science and Technology*, v. 6, n. 3, p. 207–216, 1993.
- SAGHIR, Z. The study of marangoni convection and the solid/liquid interface shape on a germanium float zone in microgravity. *Acta Astronautica*, v. 17, p. 1211–1219, November-December 1988.
- SELIG, H.; DITTUS, H.; LÄMMERZAHN, C. Drop tower microgravity improvement towards the nano-g level for the microscope payload tests. *Microgravity Science and Technology*, v. 22, p. 539–549, 2010.
- SHIM, D.-S.; YANG, C.-K. Optimal configuration of redundant inertial sensor for navigation and fdi performance. *Sensors*, v. 10, p. 6497–6512, 2010.
- SOUZA, L. G. G. et al. Platform for acquisition of acceleration data ii - paanda ii: Preliminary concepts. In: *21st Brazilian Congress of Mechanical Engineering*. [S.l.: s.n.], 2011.
- SUKKARIEH, S. et al. A low cost, redundant inertial measurement unit for unmanned air vehicles. *The International Journal fo Robotics Research*, v. 19, n. 11, p. 1089–1103, November 2000.
- SUTLIFF, T. J. *Requirements and Development of an Acceleration Measurement System for International Space Station Microgravity Science Payloads*. [S.l.], 1997.
- SUTLIFF, T. J. Space acceleration measurement system-ii: microgravity instrumentation for the international space station research community. In: *16th IEEE Instrumentation and Measurement Technology Conference Instrumentation and Measurement Technology Conference*. [S.l.: s.n.], 1999.
- TAMASHIRO, R. Y. et al. *Resumo da análise de vôo do VSB-30 V04*. [S.l.], 2008.
- TITTERTON, D.; WESTON, J. *Strapdown inertial navigation technology*. 2nd. ed. [S.l.]: The Institution of Electrical Engineers, 2004.
- TOSIN, M. C.; GRANZIERA JR, F.; SOUZA, L. G. G. *O Projeto e os Resultados Preliminares da Plataforma de Aquisição para Análise de Dados de Aceleração – PAANDA*. [S.l.], 2008.

TOSIN, M. C.; GRANZIERA JR, F.; SOUZA, L. G. G. Design and operating limits of the platform for acquisition of acceleration data (paanda). In: *61st International Astronautical Congress*. [S.l.]: International Astronautical Federation, 2010.

TOSIN, M. C. et al. *Especificações Técnicas da Plataforma de Aquisição para Análise de Dados de Aceleração II (PAANDA II) - Doc.200*. [S.l.], 2011.

WEBER, T. S. *Tolerância a falhas: conceitos e exemplos*. [S.l.], 2001.

ZARNECKI, J. C. et al. In-flight performance of the hasi servo accelerometer and implications for results at titan. In: *International Workshop Planetary Probe Atmospheric Entry and Descent Trajectory Analysis and Science*. [S.l.: s.n.], 2004.

## *APÊNDICE A -- Códigos em MatLab*

### **A.1 Calibração e alinhamento de acelerômetros**

```

% Calib1.m e Calib2.m
% Apaga dados existentes no workspace e fecha janelas do MatLab
clear all
close all

% Pasta onde estão os arquivos referentes à calibração 2 (13/07)
...
chdir(' /Users/LuisGuilherme/Desktop/Dados Operacao Cuma 2/
      Dados_de_Voo/Resultados de Voo/calib-files/
      calib_barraca_13_07 / ')

% Carregando os arquivos de calibração...
% Eixo X+
load('X/UMB/X+/XU_000.txt'); % [+ 0 0] 0 graus
load('X/UMB/X+/XU_090.txt'); % [+ 0 0] 90 graus
load('X/UMB/X+/XU_180.txt'); % [+ 0 0] 180 graus
load('X/UMB/X+/XU_270.txt'); % [+ 0 0] 270 graus

% Eixo X-
load('X/UMB/X-/XD_000.txt'); % [- 0 0] 0 graus
load('X/UMB/X-/XD_090.txt'); % [- 0 0] 90 graus
load('X/UMB/X-/XD_180.txt'); % [- 0 0] 180 graus
load('X/UMB/X-/XD_270.txt'); % [- 0 0] 270 graus

% Eixo Y+
load('Y/UMB/Y+/YU_000.txt'); % [0 + 0] 0 graus

```

```
load('Y/UMB/Y+/YU_090.txt'); % [0 + 0] 90 graus
load('Y/UMB/Y+/YU_180.txt'); % [0 + 0] 180 graus
load('Y/UMB/Y+/YU_270.txt'); % [0 + 0] 270 graus
```

```
% Eixo Y-
```

```
load('Y/UMB/Y-/YD_000.txt'); % [0 - 0] 0 graus
load('Y/UMB/Y-/YD_090.txt'); % [0 - 0] 90 graus
load('Y/UMB/Y-/YD_180.txt'); % [0 - 0] 180 graus
load('Y/UMB/Y-/YD_270.txt'); % [0 - 0] 270 graus
```

```
% Eixo Z+
```

```
load('Z/UMB/Z+/ZU_000.txt'); % [0 0 -] 0 graus
load('Z/UMB/Z+/ZU_090.txt'); % [0 0 -] 90 graus
load('Z/UMB/Z+/ZU_180.txt'); % [0 0 -] 180 graus
load('Z/UMB/Z+/ZU_270.txt'); % [0 0 -] 270 graus
```

```
% Eixo Z-
```

```
load('Z/UMB/Z-/ZD_000.txt'); % [0 0 +] 0 graus
load('Z/UMB/Z-/ZD_090.txt'); % [0 0 +] 90 graus
load('Z/UMB/Z-/ZD_180.txt'); % [0 0 +] 180 graus
load('Z/UMB/Z-/ZD_270.txt'); % [0 0 +] 270 graus
```

```
% Descrição das colunas:
```

```
% arquivo(:,1) = Acc_X (Aceleração no eixo X)
```

```
% arquivo(:,2) = Acc_Y (Aceleração no eixo Y)
```

```
% arquivo(:,3) = Acc_Z (Aceleração no eixo Z)
```

```
% arquivo(:,4) = Temperatura do ADC180 no eixo X
```

```
% arquivo(:,5) = Temperatura do ADS1100 no eixo X
```

```
% arquivo(:,6) = Temperatura do R3 10K - Temperatura
do QA no eixo X
```

```
% arquivo(:,7) = Temperatura do R2 453 - Escala Alta
18g no eixo X
```

```
% arquivo(:,8) = Temperatura do R1 7K320 - Micro-g no
eixo X
```

```
% arquivo(:,9) = Temperatura do QA2000 no eixo X
```

```
% arquivo(:,10) = Temperatura do ADC180 no eixo Y
```



```

% arquivo(:,11) = Temperatura do ADS1100 no eixo Y
% arquivo(:,12) = Temperatura do R3 10K - Temperatura
do QA no eixo Y
% arquivo(:,13) = Temperatura do R2 453 - Escala Alta
18g no eixo Y
% arquivo(:,14) = Temperatura do R1 7K320 - Micro-g no
eixo Y
% arquivo(:,15) = Temperatura do QA2000 no eixo Y
% arquivo(:,16) = Temperatura do ADC180 no eixo Z
% arquivo(:,17) = Temperatura do ADS1100 no eixo Z
% arquivo(:,18) = Temperatura do R3 10K - Temperatura
do QA no eixo Z
% arquivo(:,19) = Temperatura do R2 453 - Escala Alta
18g no eixo Z
% arquivo(:,20) = Temperatura do R1 7K320 - Micro-g no
eixo Z
% arquivo(:,21) = Temperatura do QA2000 no eixo Z
% arquivo(:,22) = Tensão do pack de baterias +V/2
% arquivo(:,23) = Tensão do pack de baterias +V
% arquivo(:,24) = Tensão do pack de baterias -V

```

```

%

```

```

=====

```

```

% Corrigindo os dados dos acelerômetros:

```

```

% Correção total (indice 1 na função corrige_acc) da aceleração
com a temperatura em X

```

```

XU_000_cor = corrige_acc(XU_000,1);

```

```

XU_090_cor = corrige_acc(XU_090,1);

```

```

XU_180_cor = corrige_acc(XU_180,1);

```

```

XU_270_cor = corrige_acc(XU_270,1);

```

```

XD_000_cor = corrige_acc(XD_000,1);

```

```

XD_090_cor = corrige_acc(XD_090,1);

```

```

XD_180_cor = corrige_acc(XD_180,1);

```

```
XD_270_cor = corrige_acc(XD_270,1);

% Correção total (indice 1 na função corrige_acc) da aceleração
  com a temperatura em Y
YU_000_cor = corrige_acc(YU_000,1);
YU_090_cor = corrige_acc(YU_090,1);
YU_180_cor = corrige_acc(YU_180,1);
YU_270_cor = corrige_acc(YU_270,1);

YD_000_cor = corrige_acc(YD_000,1);
YD_090_cor = corrige_acc(YD_090,1);
YD_180_cor = corrige_acc(YD_180,1);
YD_270_cor = corrige_acc(YD_270,1);

% Correção total (indice 1 na função corrige_acc) da aceleração
  com a temperatura em Z
ZU_000_cor = corrige_acc(ZU_000,1);
ZU_090_cor = corrige_acc(ZU_090,1);
ZU_180_cor = corrige_acc(ZU_180,1);
ZU_270_cor = corrige_acc(ZU_270,1);

ZD_000_cor = corrige_acc(ZD_000,1);
ZD_090_cor = corrige_acc(ZD_090,1);
ZD_180_cor = corrige_acc(ZD_180,1);
ZD_270_cor = corrige_acc(ZD_270,1);

%
=====

% Selecionando o melhor minuto do processo de calibração:

% Melhor minuto (menor desvio padrão em 600 amostras) no eixo X
  (1)
XU_000_bst = melhor_min(XU_000_cor,1);
XU_090_bst = melhor_min(XU_090_cor,1);
XU_180_bst = melhor_min(XU_180_cor,1);
```

```
XU_270_bst = melhor_min(XU_270_cor,1);

XD_000_bst = melhor_min(XD_000_cor,1);
XD_090_bst = melhor_min(XD_090_cor,1);
XD_180_bst = melhor_min(XD_180_cor,1);
XD_270_bst = melhor_min(XD_270_cor,1);

% Melhor minuto (menor desvio padrão em 600 amostras) no eixo Y
(2)
YU_000_bst = melhor_min(YU_000_cor,2);
YU_090_bst = melhor_min(YU_090_cor,2);
YU_180_bst = melhor_min(YU_180_cor,2);
YU_270_bst = melhor_min(YU_270_cor,2);

YD_000_bst = melhor_min(YD_000_cor,2);
YD_090_bst = melhor_min(YD_090_cor,2);
YD_180_bst = melhor_min(YD_180_cor,2);
YD_270_bst = melhor_min(YD_270_cor,2);

% Melhor minuto (menor desvio padrão em 600 amostras) no eixo Z
(3)
ZU_000_bst = melhor_min(ZU_000_cor,3);
ZU_090_bst = melhor_min(ZU_090_cor,3);
ZU_180_bst = melhor_min(ZU_180_cor,3);
ZU_270_bst = melhor_min(ZU_270_cor,3);

ZD_000_bst = melhor_min(ZD_000_cor,3);
ZD_090_bst = melhor_min(ZD_090_cor,3);
ZD_180_bst = melhor_min(ZD_180_cor,3);
ZD_270_bst = melhor_min(ZD_270_cor,3);

% Matriz contendo os dados corrigidos dos acelerômetros em g(
Honeywell) para os eixos
% X, Y e Z (respectivamente) nas 24 posições possíveis para o
ensaio de
```

```

% calibração. A matriz apresenta 600 linhas (1 minuto de
    aquisição de dados
% @10Hz) e 72 colunas (24 posições * 3 sensores [X Y Z])
Dados2_bst = [XU_000_bst XU_090_bst XU_180_bst XU_270_bst ...
    XD_000_bst XD_090_bst XD_180_bst XD_270_bst ...
    YU_000_bst YU_090_bst YU_180_bst YU_270_bst ...
    YD_000_bst YD_090_bst YD_180_bst YD_270_bst ...
    ZU_000_bst ZU_090_bst ZU_180_bst ZU_270_bst ...
    ZD_000_bst ZD_090_bst ZD_180_bst ZD_270_bst];

% Arquivo contendo os dados corrigidos dos acelerômetros em g(
    Honeywell) para os eixos
% X, Y e Z (respectivamente) nas 24 posições possíveis para o
    ensaio de
% calibração. A matriz apresenta 600 linhas (1 minuto de
    aquisição de dados
% @10Hz) e 72 colunas (24 posições * 3 sensores [X Y Z])
save Dados2_bst Dados2_bst;

path (path, '/Users/LuisGuilherme/Desktop/Dados Operacao Cuma 2/
    Dados_de_Voo/Resultados de Voo/calib-files ');
format long;

% Matriz com a sequência de rotações corrigidas
% para o erro de nivelamento da mesa no plano horizontal
% na direção Y (leste)

f0 = [    1    0    0    ;
        1    0    0    ;
        1    0    0    ;
        1    0    0    ;
       -1    0    0    ;
       -1    0    0    ;
       -1    0    0    ;

```

```

-1  0  0  ;
0   1  0  ;
0   1  0  ;
0   1  0  ;
0   1  0  ;
0  -1  0  ;
0  -1  0  ;
0  -1  0  ;
0  -1  0  ;

0   0  1  ;
0   0  1  ;
0   0  1  ;
0   0  1  ;
0   0 -1  ;
0   0 -1  ;
0   0 -1  ;
0   0 -1  ];

```

% Chama a função de calibração e alinhamento

```
[M_align, Fc, bias] = Acel_Align(f0, Dados2_bst);
```

% Funcao para alinhar um conjunto de acelerometros em uma geometria qualquer.

% Sao parametros de entrada:

```
function [M_align, Sf, b_til] = Acel_Align(f0, Ac)
```

% Número de posições ensaiadas

```
E = size(f0,1);
```

```
% Quantidade de acelerômetros no sistema

Qa = size(f0,2);

% Reserva espaço para Fc e A

Fc = eye(Qa);
A = zeros(Qa,E);

% Calculando o valor medio das acelerações – media das colunas
  de Ac.

% | Accx1 | Accy1 | Accz1 | ... | Accx16 | Accy16 | Accz16 |

Am = mean (Ac);

% Construindo a matriz com os vetores de medidas.

for j = 1 : E
    for i = 1 : Qa
        A (i ,j) = Am ((j-1)*Qa + i);
    end
end

% Neste ponto a matriz A é composta por:

% | Accx1  Accx2  Accx3  ...  Accx16 |
% | Accy1  Accy2  Accy3  ...  Accy16 |
% | Accz1  Accz2  Accz3  ...  Accz16 |

% Na análise dos dados de calibração da PAANDA I, são 3 linhas (
  sensores X, Y e Z) e 24 colunas (24 posições na calibração)
% O mesmo vale para o cálculo de Am visto anteriormente!

% Estender a matriz com os vetores de estados
```

```
% concatenando uma nova linha com uns (1).

F = [f0 ' ; ones(1,E) ];

% Calcula a matriz Mbf_til pelos mínimos quadrados.
% Mbf_til é a matriz de forma estendida — concatenada com os
    bias na
% última coluna e multiplicada pelos fatores de correção
% dos acels nas linhas

Mbf_til = A*pinv(F);

% Calcula a matriz com os fatores de correção (pseudo fatores de
    escala)
% para os acelerômetros

for i = 1 : Qa
    Fc(i,i) = 1/norm(Mbf_til(i,1:Qa),2);
end

% Calcula a matriz de forma estendida — concatenada com os bias
    na
% última coluna.
% Retira a contribuição do Fator de correção (Nome Gay para o
    Fator de
% escala)

Mb_til = Fc*Mbf_til;

% Reconstrói a matriz de forma quadrada M_til

M_til = Mb_til (:,1:Qa);

% Obtem o vetor de bias estimados dos acels

b_til = Mb_til(:,Qa+1);
```

```
% Calcula a matriz de alinhamento M_align
```

```
M_align = pinv(M_til);
```

```
% O fator de escala
```

```
Sf = Fc;
```

## A.2 Precisão da PAANDA I

### A.2.1 Precisão para a aceleração resultante da Operação Cumã II

```
% Precisão
```

```
% Apaga dados existentes no workspace e fecha janelas do MatLab
```

```
clear all
```

```
close all
```

```
% Diretório contendo os dados fundidos de Alcantara e Natal  
    corrigidos
```

```
% pelos modelos dos acelerômetros:
```

```
chdir(' /Users/LuisGuilherme/Desktop/Novos dados corrigidos ')
```

```
% Arquivo que contém os dados de voo:
```

```
load DadosFundidosNatal_Alcantara.mat;
```

```
% Filtro para retirar as "amostras nulas" (NumPct_t = 0)
```

```
j = 1;
```

```
for i = 1:size(acc_x_t,2)
```

```
    if (NumPct_t(i) ~= 0)
```

```
        acc_x_t_filt(j) = acc_x_t(i);
```

```
        acc_y_t_filt(j) = acc_y_t(i);
```

```
        acc_z_t_filt(j) = acc_z_t(i);
```

```
        j = j + 1;
```

```
    end
```

```
end
```



```
% Calculando o número de elementos utilizados (NumPct_t ~= 0):
k = find(NumPct_t(3300:4100));
kk = size(k,2);

% Definição:
% Precisão = desvio padrão da amostra)
% Erro padrão = (desvio padrão da amostra) / (raiz quadrada do
    número de
% medidas da amostra)

% Calculando a precisão da PAANDA no período de 300s a 380s para
    a aceleração resultante:
% Como o instrumento apresenta frequência de aquisição de 10Hz e
    esta
% inicia-se 3s antes do lançamento, tem-se o período amostral de
    3300 a
% 4100.

% Considerando offset dos sensores nulos:
off_calib_x = 0;
off_calib_y = 0;
off_calib_z = 0;

acc_res_filt = sqrt((acc_x_t_filt(3300:4100)-off_calib_x).^2 + (
    acc_y_t_filt(3300:4100)-off_calib_y).^2 + (acc_z_t_filt
    (3300:4100)-off_calib_z).^2);
precisao = std(acc_res_filt)
erro_padrao = precisao/sqrt(kk)

% Considerando os valores dos offsets:
off_calib_x = -2.8e-05;
off_calib_y = -2.1e-05;
off_calib_z = -4.7e-05;
plot(NumPct_t, sqrt((acc_x_t-off_calib_x).^2 + (acc_y_t-
    off_calib_y).^2 + (acc_z_t-off_calib_z).^2), 'm.')
```

```

hold off;

% Da mesma forma, calculando a precisão da PAANDA no período de
    300s a 380s para a
% aceleração resultante descontando-se o offset indicado no
    artigo do IAC:
acc_res_filt = sqrt((acc_x_t_filt(3300:4100)-off_calib_x).^2 + (
    acc_y_t_filt(3300:4100)-off_calib_y).^2 + (acc_z_t_filt
    (3300:4100)-off_calib_z).^2);
precisao = std(acc_res_filt)
erro_padrao = precisao/sqrt(kk)

```

### A.2.2 Precisão em função do número de termos para a aceleração resultante da Operação Cumã II

```

% Precisão_by
% Apaga dados existentes no workspace e fecha janelas do MatLab
clear all
close all

% Diretório contendo os dados fundidos de Alcantara e Natal
    corrigidos
% pelos modelos dos acelerômetros:
chdir('/Users/LuisGuilherme/Desktop/Novos dados corrigidos')

% Arquivo que contém os dados de voo:
load DadosFundidosNatal_Alcantara.mat;

% Offset de calibração considerado nulo.
off_calib_x = 0;
off_calib_y = 0;
off_calib_z = 0;

% Filtro para retirar as "amostras nulas" (NumPct_t = 0)
j = 1;
for i = 1:size(acc_x_t,2)
    if (NumPct_t(i) ~= 0)

```

```
        acc_x_t_filt(j) = acc_x_t(i);
        acc_y_t_filt(j) = acc_y_t(i);
        acc_z_t_filt(j) = acc_z_t(i);
        j = j + 1;
    end
end

% Retirando apenas os dados que serão processados na sequencia:
acc_x_reg = acc_x_t_filt(3100:4000);
acc_y_reg = acc_y_t_filt(3100:4000);
acc_z_reg = acc_z_t_filt(3100:4000);

% Calculando a resultante calibração para valores de offset
nulos:
acc_r_reg1 = sqrt((acc_x_reg - off_calib_x).^2 + (acc_y_reg -
    off_calib_y).^2 + (acc_z_reg - off_calib_z).^2);

% Calculando o do desvio padrão em função da quantiade de
amostras
for ii = 1:size(acc_r_reg1,2)
    std_acc_r1(ii) = std(acc_r_reg1(1:ii));
end

% Offset de calibração considerado.
off_calib_x = -2.8e-05;
off_calib_y = -2.1e-05;
off_calib_z = -4.7e-05;

% Calculando a resultante pós-calibração:
acc_r_reg2 = sqrt((acc_x_reg - off_calib_x).^2 + (acc_y_reg -
    off_calib_y).^2 + (acc_z_reg - off_calib_z).^2);

% Calculando o do desvio padrão em função da quantiade de
amostras
for ii = 1:size(acc_r_reg2,2)
    std_acc_r2(ii) = std(acc_r_reg2(1:ii));
```

```
end

% Plot do gráfico de desvio padrão (precisão) x número de
    amostras
t = 1:size(acc_r_reg2,2);
plot(t, 1e6*std_acc_r1, 'b*', t, 1e6*std_acc_r2, 'r*')
xlabel('Número de amostras utilizadas ')
ylabel('Desvio padrão da aceleração resultante  $\sigma_{\{r\}}$  em  $\mu$ 
    g')
legend('Com offset ', 'Sem offset ')
```

### A.2.3 Precisão de pequenos termos para a aceleração resultante da Operação Cumã II

```
% Precisão_mov
% Apaga dados existentes no workspace e fecha janelas do MatLab
clear all
close all

% Diretório contendo os dados fundidos de Alcantara e Natal
    corrigidos
% pelos modelos dos acelerômetros:
chdir('/Users/LuisGuilherme/Desktop/Novos dados corrigidos ')

% Arquivo que contém os dados de voo:
load DadosFundidosNatal_Alcantara.mat;

% Considerando os offsets nulos.
off_calib_x = 0;
off_calib_y = 0;
off_calib_z = 0;

% Filtro para retirar as "amostras nulas" (NumPct_t = 0)
% Copia a amostra anterior se a atual não é válida
j = 1;
for i = 1:size(acc_x_t,2)
    if (NumPct_t(i) ~= 0)
```

```

        acc_x_t_filt(j) = acc_x_t(i);
        acc_y_t_filt(j) = acc_y_t(i);
        acc_z_t_filt(j) = acc_z_t(i);
    else
        if (j > 1)
            acc_x_t_filt(j) = acc_x_t_filt(j-1);
            acc_y_t_filt(j) = acc_y_t_filt(j-1);
            acc_z_t_filt(j) = acc_z_t_filt(j-1);
        else
            acc_x_t_filt(j) = 0;
            acc_y_t_filt(j) = 0;
            acc_z_t_filt(j) = 0;
        end
    end
    end
    j = j + 1;
end

% Retirando apenas os dados que serão processados na sequencia:
acc_x_reg = acc_x_t_filt(1100:4000);
acc_y_reg = acc_y_t_filt(1100:4000);
acc_z_reg = acc_z_t_filt(1100:4000);

% Calculando a resultante pós-calibração:
acc_r_reg1 = sqrt((acc_x_reg - off_calib_x).^2 + (acc_y_reg -
    off_calib_y).^2 + (acc_z_reg - off_calib_z).^2);

% Realizando o janelamento do desvio padrão
for ii = 1:size(acc_r_reg1,2)-31
    std_acc_r11(ii) = std(acc_r_reg1(ii:ii+31));
end

for ii = 1:size(acc_r_reg1,2)-15
    std_acc_r12(ii) = std(acc_r_reg1(ii:ii+15));
end

% Retirando-se o offset:

```

```

off_calib_x = -2.8e-05;
off_calib_y = -2.1e-05;
off_calib_z = -4.7e-05;

% Da mesma forma, calculando a precisão da PAANDA no período de
    300s a 380s para a
% aceleração resultante descontando-se o offset:

% Calculando a resultante pós-calibração:
acc_r_reg2 = sqrt((acc_x_reg - off_calib_x).^2 + (acc_y_reg -
    off_calib_y).^2 + (acc_z_reg - off_calib_z).^2);

% Realizando o janelamento do desvio padrão
for ii = 1:size(acc_r_reg2,2)-31
    std_acc_r21(ii) = std(acc_r_reg2(ii:ii+31));
end

for ii = 1:size(acc_r_reg2,2)-15
    std_acc_r22(ii) = std(acc_r_reg2(ii:ii+15));
end

% Comparação entre c/ e s/ offset
t = 1:size(std_acc_r11,2);
plot(t, 1e6*std_acc_r11, 'b', t, 1e6*std_acc_r21, 'r')
set(gca, 'FontSize', 16)
axis([0 2900 0 5])
grid on;
xlabel('Grupos de 32 amostras')
ylabel('Desvio padrão da aceleração resultante \sigma_{r} em \mu
    g')
legend('dado original', 'dado subtraído offset de turn-on')

% Comparação entre grupos de 16 e 32
figure
t1 = 1:size(std_acc_r11,2);

```

```
t2 = 1:size(std_acc_r12,2);
plot(t1, 1e6*std_acc_r11, 'g')
hold on
plot(t2, 1e6*std_acc_r12, 'm')
hold off
set(gca, 'FontSize',16)
axis([0 2900 0 5])
grid on;
xlabel('Grupos de amostras')
ylabel('Desvio padrão da aceleração resultante  $\sigma_{r}$  em  $\mu$ 
g')
legend('dado original, grupo de 32','dado original, grupo com
16')
```

## ***ANEXO A – Modelamento matemático de um conjunto de acelerômetros***

São utilizados três acelerômetros pendulares servo-assistidos com controle em malha fechada. O modelo utilizado pode atingir resoluções menores que  $10^{-6}$  g, dependendo do fundo de escala utilizado e dos circuitos de aquisição de dados. Os eixos de medida dos acelerômetros formam o sistema de coordenadas dos mesmos. Este sistema de coordenadas ou base dos acelerômetros não é perfeitamente ortogonal, dadas as imprecisões na construção de seu bloco de sustentação, imprecisões no método e procedimento de fixação destes sensores à sua base e outras imprecisões inerentes ao sensor.

### **A.1 Matriz de forma**

Para determinar os desalinhamentos dos eixos de coordenadas ou base dos acelerômetros é necessário definir um sistema de coordenadas perfeitamente ortogonal onde seus erros serão projetados e determinados através do procedimento descrito a seguir.

A matriz de forma dos acelerômetros é definida como aquela que projeta as medidas de força específica, tomadas em uma base local perfeitamente ortogonal, no sistema de coordenadas dos acelerômetros.

Para definir a matriz de forma dos acelerômetros é necessário projetar cada um dos eixos da base dos acelerômetros nesta base local. Desta forma, uma medida de força específica na base local, definido pelo vetor  $\vec{f}$  é relacionada à aceleração resultante lida pelos sensores em sua base ou sistema de coordenadas. Assim:

$$\vec{a} = \tilde{\mathbf{M}}\vec{f} \tag{A.1}$$

$$\begin{pmatrix} a_1 \\ a_2 \\ a_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \hat{a}_1 \cdot \hat{f}_x & \hat{a}_1 \cdot \hat{f}_y & \hat{a}_1 \cdot \hat{f}_z \\ \hat{a}_2 \cdot \hat{f}_x & \hat{a}_2 \cdot \hat{f}_y & \hat{a}_2 \cdot \hat{f}_z \\ \hat{a}_3 \cdot \hat{f}_x & \hat{a}_3 \cdot \hat{f}_y & \hat{a}_3 \cdot \hat{f}_z \end{pmatrix} \begin{pmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{pmatrix}$$



A matriz  $\tilde{\mathbf{M}}$  é definida como a matriz de forma dos acelerômetros e seus elementos são a projeção de cada um dos eixos do sistema de coordenadas dos acelerômetros ( $\hat{a}_1, \hat{a}_2, \hat{a}_3$ ) no sistema de coordenadas local perfeitamente ortogonal ( $\hat{f}_1, \hat{f}_2, \hat{f}_3$ ). Logo  $\hat{a}_i \cdot \hat{f}_j$  representam as projeções de cada um dos eixos da base dos acelerômetros nos eixos da base local. Geometricamente isto é representado pela Figura A.1.

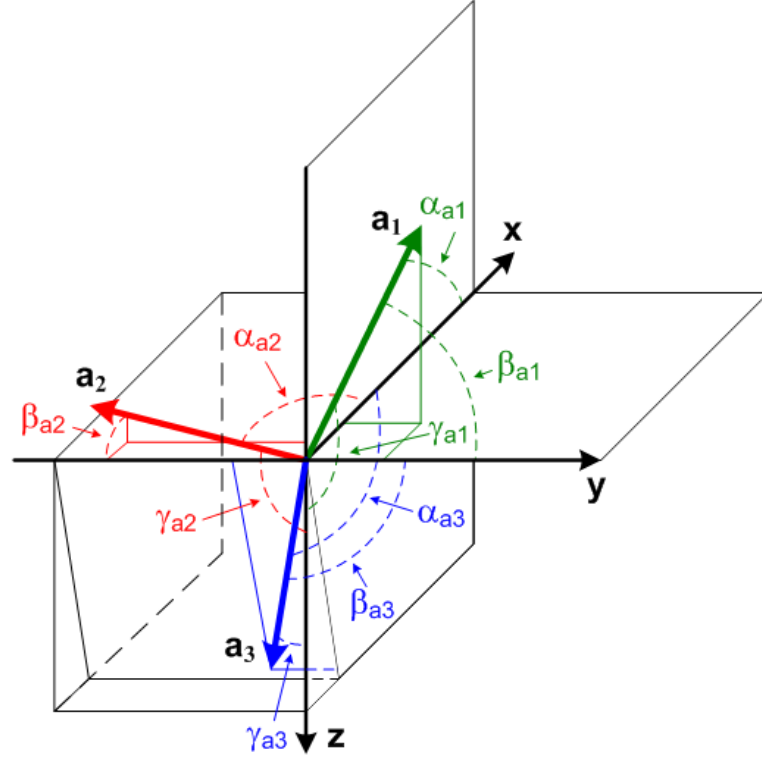


Figura A.1: Erros de ortogonalidade e posição relativa entre o sistema de coordenadas dos acelerômetros e o sistema de coordenadas local da unidade.

Os eixos  $x, y$  e  $z$  são os eixos da base local e os eixos  $a_1, a_2$  e  $a_3$  são os eixos da base dos acelerômetros. Os ângulos  $\alpha_{ai}, \beta_{ai}$  e  $\gamma_{ai}$  são os ângulos de projeção dos eixos  $a_i$  nos eixos  $x, y$  e  $z$ , respectivamente. Estes ângulos incluem os erros de alinhamento dos eixos da base dos acelerômetros com relação à base local ortogonal.

Podemos escrever a matriz de forma  $\tilde{\mathbf{M}}$  em termos dos ângulos  $\alpha_{ai}, \beta_{ai}$  e  $\gamma_{ai}$  na forma de uma matriz de cossenos diretores, assim:

$$\begin{pmatrix} a_1 \\ a_2 \\ a_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \alpha_{a1} & \cos \beta_{a1} & \cos \gamma_{a1} \\ \cos \alpha_{a2} & -\cos \beta_{a2} & \cos \gamma_{a2} \\ \cos \alpha_{a3} & \cos \beta_{a3} & \cos \gamma_{a3} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{pmatrix} \quad (\text{A.2})$$

O termo negativo na matriz é devido ao eixo  $a_3$  ser contrário ao eixo  $x$ . Tomando  $\alpha_{ai} = \beta_{ai} = \gamma_{ai} \cong 0^\circ$  e o restante dos ângulos  $\cong 90^\circ$ , os desalinhamentos poderão ser considerados

nulos e a matriz de forma tornar-se-á:

$$\vec{a} = \mathbf{M}\vec{f}$$

$$\begin{pmatrix} a_1 \\ a_2 \\ a_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{pmatrix} \quad (\text{A.3})$$

Sendo esta a matriz que relaciona dois sistemas cartesianos.

## A.2 Modelo de erros

O modelo matemático descrito relaciona os principais erros de leitura de uma tríade de acelerômetros montado em uma base cartesiana. Este modelo é simples e pode ser utilizado com outros tipos de acelerômetros, pois não descreve erros relacionados a um tipo específico de sensor. O modelo pode ser facilmente adaptado para um número maior de sensores montados em uma geometria qualquer.

Tornando explícita a transformação de base ocorrida na Equação A.1, a matriz de forma  $\tilde{\mathbf{M}}$  torna-se  $\tilde{\mathbf{M}}_l^{S_a}$ , que é um dos erros do modelo. Sua inversa é a matriz de alinhamento  $\tilde{\mathbf{M}}_{S_a}^l$ , o objetivo deste procedimento, transforma os valores lidos dos sensores de aceleração em seu sistema de coordenadas  $S_a$  para valores em um sistema de coordenadas local  $l$  que é perfeitamente ortogonal, corrigindo assim os desalinhamentos do bloco de sustentação dos sensores. O fator de escala e o *bias* são outras características dos sensores que fazem parte do modelo e que devem ser determinadas durante o processo para que a matriz de alinhamento possa ser.

A Equação A.4 mostra o modelo de erros dos acelerômetros.

$$\vec{a}_o^{S_a} = \tilde{\mathbf{M}}_l^{S_a} \vec{f}^l + \vec{b}_a^{S_a} + \vec{\eta}_a^{S_a} \quad (\text{A.4})$$

Onde  $\vec{a}_o^{S_a}$  é o vetor de aceleração lido dos sensores em unidades de aceleração na base dos sensores,  $\vec{f}^l$  é o vetor de forças específicas reais aplicadas ao sistema na base local,  $\vec{b}_a^{S_a}$  é o vetor de *bias* dos sensores na base dos sensores e  $\vec{\eta}_a^{S_a}$  é considerado um ruído gaussiano presente no sinal lido dos sensores.

No processo de calibração um termo multiplicativo que corrige a aceleração lida pela tríade deverá ser encontrado. Este termo, denominado fator de correção ( $\mathbf{F}_c$ ), é uma

matriz de ajuste das informações de aceleração lidas, desta forma:

$$\mathbf{F}_c \vec{a}_o^{S_a} = \tilde{\mathbf{M}}_l^{S_a} \vec{f}^l + \vec{b}_a^{S_a} + \vec{\eta}_a^{S_a} \quad (\text{A.5})$$

Tal como um fator de escala, a inclusão de  $\mathbf{F}_c$  permite que valores de ajuste possam ser encontrados em um procedimento específico. No entanto, os valores em  $\mathbf{F}_c$  para um conjunto limitado de pontos de aceleração também deverá ser estimado pelo processo, pois este deve ser determinado para que a matriz de alinhamento possa ser encontrada. Os valores em  $\mathbf{F}_c$  encontrados não incluem possíveis não linearidades do processo, tão pouco variações com a temperatura. Assim, este fator sempre conterà discrepâncias variando de ensaio para ensaio. Dependendo da finalidade do sistema e da precisão e exatidão almejadas, outro procedimento deve ser empregado para determinar  $\mathbf{F}_c$ .

### A.2.1 Estimação por mínimos quadrados

No processo de estimação por mínimos quadrados serão obtidos de forma direta a matriz de forma  $\tilde{\mathbf{M}}_l^{S_a}$  e o vetor de *bias*  $\vec{\eta}_a^{S_a}$ . Para isto a Equação A.5 será reescrita na forma:

$$\vec{a}_o^{S_a} = \mathbf{F}_c^{-1} \tilde{\mathbf{M}}_l^{S_a} \vec{f}^l + \mathbf{F}_c^{-1} \vec{b}_a^{S_a} + \vec{\eta}_a^{S_a} \quad (\text{A.6})$$

Reescrevendo na forma matricial, temos:

$$\begin{aligned} \begin{pmatrix} \tilde{a}_{o1} \\ \tilde{a}_{o2} \\ \tilde{a}_{o3} \end{pmatrix}_{S_a} &= \begin{pmatrix} F_{c1}^{-1} & 0 & 0 \\ 0 & F_{c2}^{-1} & 0 \\ 0 & 0 & F_{c3}^{-1} \end{pmatrix}_{S_a} \begin{pmatrix} \tilde{M}_{1,x} & \tilde{M}_{1,y} & \tilde{M}_{1,z} \\ \tilde{M}_{2,x} & \tilde{M}_{2,y} & \tilde{M}_{2,z} \\ \tilde{M}_{3,x} & \tilde{M}_{3,y} & \tilde{M}_{3,z} \end{pmatrix}_{l \rightarrow S_a} \begin{pmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{pmatrix}_l + \\ &+ \begin{pmatrix} F_{c1}^{-1} & 0 & 0 \\ 0 & F_{c2}^{-1} & 0 \\ 0 & 0 & F_{c3}^{-1} \end{pmatrix}_{S_a} \begin{pmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{pmatrix}_S + \vec{\eta}_a^{S_a} \end{aligned} \quad (\text{A.7})$$

Multiplicando a matriz de fatores de correção com as matrizes subseqüentes e reescrevendo de forma a mostrar o conteúdo da *i*-ésima linha, temos:

$$\tilde{a}_{oi} = \begin{pmatrix} F_{ci}^{-1} \tilde{M}_{i,x} & F_{ci}^{-1} \tilde{M}_{i,y} & F_{ci}^{-1} \tilde{M}_{i,z} \end{pmatrix}_{l \rightarrow S_a} \begin{pmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{pmatrix}_l + (F_{ci}^{-1} b_{ai})_l + \vec{\eta}_a^S \quad (\text{A.8})$$

$$\tilde{a}_{oi} = F_{ci}^{-1} \tilde{M}_{i,x} f_x + F_{ci}^{-1} \tilde{M}_{i,y} f_y + F_{ci}^{-1} \tilde{M}_{i,z} f_z + F_{ci}^{-1} b_{ai} + \vec{\eta}_a^S$$

Rearranjando de forma a concatenar o *bias* em uma nova coluna da matriz de forma, temos:

$$\tilde{a}_{o_i} = \left( F_{c_i}^{-1} \tilde{M}_{i,x} \quad F_{c_i}^{-1} \tilde{M}_{i,y} \quad F_{c_i}^{-1} \tilde{M}_{i,z} \quad F_{c_i}^{-1} b_{a_i} \right)_{l \rightarrow S_a} \begin{pmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \\ 1 \end{pmatrix}_l + \vec{\eta}_a^S \quad (\text{A.9})$$

Colocando novamente na forma matricial, temos:

$$\begin{pmatrix} \tilde{a}_{o_1} \\ \tilde{a}_{o_2} \\ \tilde{a}_{o_3} \end{pmatrix}_{S_a} = \begin{pmatrix} F_{c_1}^{-1} & 0 & 0 \\ 0 & F_{c_2}^{-1} & 0 \\ 0 & 0 & F_{c_3}^{-1} \end{pmatrix}_{S_a} \begin{pmatrix} \tilde{M}_{1,x} & \tilde{M}_{1,y} & \tilde{M}_{1,z} & b_{a_1} \\ \tilde{M}_{2,x} & \tilde{M}_{2,y} & \tilde{M}_{2,z} & b_{a_2} \\ \tilde{M}_{3,x} & \tilde{M}_{3,y} & \tilde{M}_{3,z} & b_{a_3} \end{pmatrix}_{S_a} \begin{pmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \\ 1 \end{pmatrix}_l + \vec{\eta}_a^S \quad (\text{A.10})$$

$$\vec{\tilde{a}}_o^S = \mathbf{F}_c^{-1} \widetilde{\mathbf{M}}_l^{S_a} \vec{f}_b^l$$

Onde  $\widetilde{\mathbf{M}}_l^{S_a}$  é matriz de forma estendida e  $\vec{f}_b^l$  é o vetor de forças específicas estendido.

No procedimento de calibração vetor  $\vec{f}_b^l$  representa uma aceleração imposta ao sistema ou um estado e o vetor  $\vec{\tilde{a}}_o^S$  representa o sinal de aceleração lido pelo sensor em resposta ao estado imposto. Para determinar a matriz  $\mathbf{F}_c^{-1} \widetilde{\mathbf{M}}_l^{S_a}$  deve-se impor experimentalmente N estados ao sistema obtendo N medidas de aceleração dos sensores. Agrupando estes N estados e N medidas em uma única equação matricial e realizando a multiplicação  $\mathbf{F}_c^{-1} \widetilde{\mathbf{M}}_l^{S_a}$ , temos:

$$\begin{pmatrix} \tilde{a}_{o_{1,1}} & \dots & \tilde{a}_{o_{1,N}} \\ \tilde{a}_{o_{2,1}} & \dots & \tilde{a}_{o_{2,N}} \\ \tilde{a}_{o_{3,1}} & \dots & \tilde{a}_{o_{3,N}} \end{pmatrix}_{S_a} = \begin{pmatrix} F_{c_1}^{-1} \tilde{M}_{1,x} & F_{c_1}^{-1} \tilde{M}_{1,y} & F_{c_1}^{-1} \tilde{M}_{1,z} & F_{c_1}^{-1} b_{a_1} \\ F_{c_2}^{-1} \tilde{M}_{2,x} & F_{c_2}^{-1} \tilde{M}_{2,y} & F_{c_2}^{-1} \tilde{M}_{2,z} & F_{c_2}^{-1} b_{a_2} \\ F_{c_3}^{-1} \tilde{M}_{3,x} & F_{c_3}^{-1} \tilde{M}_{3,y} & F_{c_3}^{-1} \tilde{M}_{3,z} & F_{c_3}^{-1} b_{a_3} \end{pmatrix}_{l \rightarrow S_a} \cdot \begin{pmatrix} f_{x,1} & \dots & f_{x,N} \\ f_{y,1} & \dots & f_{y,N} \\ f_{z,1} & \dots & f_{z,N} \\ 1 & \dots & 1 \end{pmatrix}_l + \vec{\eta}_a^S \quad (\text{A.11})$$

Colocando em uma forma compacta, temos:

$$\mathbf{A} = \mathbf{M}\mathbf{F} \quad (\text{A.12})$$

e

$$\mathbf{M} = \mathbf{F}_c^{-1} \widetilde{\mathbf{M}} \mathbf{b}_l^{S_a} \quad (\text{A.13})$$

A matriz  $\mathbf{M}$  das Equações A.11 e A.12 será estimada calculando-se a pseudo inversa de  $\mathbf{F}$ , desta forma:

$$\widetilde{\mathbf{M}} = \mathbf{A} (\mathbf{F}^T \mathbf{F})^{-1} \mathbf{F}^T \quad (\text{A.14})$$

Através da Equação A.11 é possível verificar que para determinar  $\mathbf{M}$  é necessário um conjunto com  $N = 3$  estados, no mínimo. No procedimento de calibração realizado para a PAANDA foram utilizados  $N = 16$  estados, como abordado no Capítulo 8.

Os valores de  $\widetilde{F}_{c_i}$  devem ser calculados de forma a encontrar a matriz  $\widetilde{\mathbf{M}} \mathbf{b}_l^{S_a}$ . Através da Equação A.2 observa-se que a resultante das projeções dos versores de cada um dos eixos  $\hat{a}_i$  na base local é igual a 1, então:

$$\widetilde{F}_{c_i} = \left[ \sum_{j=1}^3 (\mathbf{M}_{i,j})^2 \right]^{-1/2} \quad (\text{A.15})$$

Pois:

$$\sum_{j=x,y,z} \left( \widetilde{\mathbf{M}}_{l,i,j}^{S_a} \right)^2 = \sum_{j=1}^3 \left( \widetilde{\mathbf{M}} \mathbf{b}_l^{S_a} \right)^2 = 1 \quad (\text{A.16})$$

Através da Equação A.15 a matriz de fatores de correção estimados  $\widetilde{\mathbf{F}}_c$  pode ser preenchida e através da Equação ?? a matriz  $\widetilde{\mathbf{M}} \mathbf{b}_l^{S_a}$  pode ser encontrada, assim:

$$\widetilde{\mathbf{F}}_c \widetilde{\mathbf{M}} = \widetilde{\mathbf{F}}_c \widetilde{\mathbf{F}}_c^{-1} \widetilde{\mathbf{M}} \mathbf{b}_l^{S_a} \quad (\text{A.17})$$

E conseqüentemente:

$$\widetilde{\mathbf{M}} \mathbf{b}_l^{S_a} = \widetilde{\mathbf{F}}_c \widetilde{\mathbf{M}} \quad (\text{A.18})$$

A matriz de forma  $\widetilde{\mathbf{M}}_l^{S_a}$  e o vetor de bias  $\vec{b}_a^S$  estimados podem ser extraídos das três primeiras colunas da matriz  $\widetilde{\mathbf{M}} \mathbf{b}_l^{S_a}$  e de sua última coluna, respectivamente. O formato da matriz  $\widetilde{\mathbf{M}} \mathbf{b}_l^{S_a}$  pode ser visto na Equação A.10. Desta forma:

$$\widetilde{\mathbf{M}} \mathbf{b}_l^{S_a} = \widetilde{\mathbf{M}} \mathbf{b}_l^{S_a} \Big|_{\substack{i=1..3 \\ j=1..3}} \quad (\text{A.19})$$

e

$$\vec{b}_a^S = \widetilde{\mathbf{M}} \mathbf{b}_l^{S_a} \Big|_{i=1..3} \quad (\text{A.20})$$

### A.2.2 Matriz de alinhamento

A matriz de alinhamento  $\tilde{\mathbf{M}}_{S_a}^l$  é obtida pela inversão da matriz de forma, assim:

$$\tilde{\mathbf{M}}_{S_a}^l = \tilde{\mathbf{M}}_l^{S_a}{}^{-1} \quad (\text{A.21})$$

O modelo de erros descrito na Equação A.6 deverá ser utilizado para corrigir as acelerações lidas da tríade de sensores. Analisando esta equação vemos que o sinal lido dos sensores  $\vec{a}_o^{S_a}$  está univocamente relacionado à aceleração real ou força específica  $\vec{f}^l$  imposta ao sistema, uma vez conhecidos e determinados os erros dos sensores. Esta equação pode ser reescrita isolando aceleração real de forma que esta será a aceleração lida dos sensores e corrigida dos erros do modelo. Assim:

$$\begin{aligned} \tilde{\mathbf{M}}_l^{S_a} \vec{f}^l &= \mathbf{F} \mathbf{c} \vec{a}_o^{S_a} - \vec{b}_a^{S_a} \\ \vec{f}^l &= \tilde{\mathbf{M}}_{S_a}^l \mathbf{F} \mathbf{c} \vec{a}_o^{S_a} - \tilde{\mathbf{M}}_{S_a}^l \vec{b}_a^{S_a} \end{aligned} \quad (\text{A.22})$$

O ruído gaussiano agora faz parte dos sinais lidos dos sensores.

### A.2.3 Fator de escala e *bias*

Além da matriz de alinhamento, a matriz de fatores de correção e o vetor de *bias* também são necessários ao modelo de correção da aceleração lida dos sensores, de acordo com a Equação A.22. O fator de correção é matematicamente semelhante ao fator de escala. Este parâmetro é obtido durante o procedimento de alinhamento e é necessário para a obtenção da matriz de alinhamento. É aconselhável que o fator de correção seja determinado em um procedimento distinto e mais preciso que este. Inclusive a dependência deste com a temperatura pode ser determinada.

O vetor de *bias* estimado pode ser obtido pela Equação A.20. O *bias* dos sensores é composto por uma componente constante  $\vec{b}_o$ , uma componente que varia com a temperatura  $\vec{b}_o(T)$  e uma componente constante que assume valores aleatórios sempre que o sensor é ligado e é denominado de *bias* de *turn-on*  $\vec{b}_{Turn\ on}$ . A Equação A.23 mostra isto.

$$\vec{b}_a^{S_a}(T) = \vec{b}_o + \vec{b}_{Turn\ on} + \vec{b}_o(T) \quad (\text{A.23})$$

onde T é a temperatura.

O termo constante  $\vec{b}_o + \vec{b}_{Turn\ on}$  é obtido durante este procedimento de calibração

---

para uma dada temperatura fixa. Já o termo que modela a variação com a temperatura  $\vec{b}_o(T)$  poderia ser obtido em um procedimento distinto. Combinando estes termos como na Equação A.23, esta provê um modelo de *bias* muito mais preciso e acurado. Seu uso na Equação A.22 depende da necessidade da aplicação.