

UNIVERSIDADE ESTADUAL DO MARANHÃO
CENTRO DE CIÊNCIAS EXATAS E TECNOLOGIA
CURSO DE ENGENHARIA DA COMPUTAÇÃO

**DESENVOLVIMENTO DE UM SISTEMA DE BAIXO CUSTO PARA VOOS
SUBORBITAIS**

WALDENÊ DE MELO MOURA

SÃO LUÍS - MA

2019

UNIVERSIDADE ESTADUAL DO MARANHÃO
CENTRO DE CIÊNCIAS EXATAS E TECNOLOGIA
CURSO DE ENGENHARIA DA COMPUTAÇÃO

WALDENÊ DE MELO MOURA

**DESENVOLVIMENTO DE UM SISTEMA DE BAIXO CUSTO PARA VOOS
SUBORBITAIS**

Dissertação apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia de Computação e Sistemas da Universidade Estadual do Maranhão, como pré-requisito para obtenção do título de Mestre em Engenharia da Computação.

Orientador: Prof. Dr. Areolino de Almeida Neto.

Coorientador: Prof. Dr. Alison de Oliveira Moraes.

SÃO LUÍS - MA

2019

WALDENÊ DE MELO MOURA

**DESENVOLVIMENTO DE UM SISTEMA DE BAIXO CUSTO PARA VOOS
SUBORBITAIS**

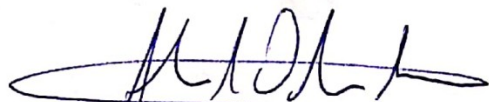
Dissertação apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia de Computação e Sistemas da Universidade Estadual do Maranhão como pré-requisito para obtenção do título de Mestre em Engenharia da Computação.

Aprovado em: 08/07/2019

BANCA EXAMINADORA



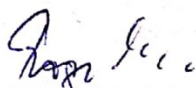
Prof. Dr. Areolino de Almeida Neto (Orientador)
Doutor em Engenharia Aeronáutica e Mecânica
Universidade Federal do Maranhão



Prof. Dr. Alison de Oliveira Moraes (Coorientador)
Doutor em Engenharia Eletrônica e Computação
Instituto de Aeronáutica e Espaço



Prof. Me. Henrique M. C. do Amaral
Mestre em Engenharia de Sistemas e Computação
Universidade Estadual do Maranhão



Ten. Cel. Rogério Moreira Cazo
Doutor em Engenharia Eletrônica e Computação
Centro de Lançamento de Alcântara



Prof. Me. Pedro Brandão Neto
Mestre em Engenharia da Eletricidade
Universidade Estadual do Maranhão

Moura, Waldenê de Melo.

Desenvolvimento de um sistema de baixo custo para voos suborbitais / Waldenê de Melo Moura. - 2019. 90 f.

Orientador: Areolino de Almeida Neto.

Coorientador: Alison de Oliveira Moraes.

Dissertação (Mestrado), Universidade Federal do Maranhão, São Luís - MA, 2019.

1. Altitude. 2. Captura de imagens. 3. Sensor inercial. 4. Voo suborbital. 5. Sistemas embarcados. I. Almeida Neto, Areolino de. II. Moraes, Alison de Oliveira. III. Título.

CDU: 004.4:629.7

Dedico este trabalho a meus pais, Magnólia e Waldemiro (*in memoriam*), pelo amor e incentivo incondicional. A meus irmãos e irmãs, companheiros constantes em todas as jornadas. A meus filhos Vinícius, Lara e Letícia, pelas suas existências. A minha amada companheira, Franciane Lins, pela compreensão e pelas incansáveis lutas diárias.

AGRADECIMENTOS

À Universidade Estadual do Maranhão e ao corpo docente do Programa de Pós-Graduação em Engenharia da Computação e Sistemas - PECS, que proporcionaram momentos únicos de aprendizado.

Ao prof. dr. Areolino de Almeida Neto, pela orientação, apoio, confiança e paciência.

Ao prof. dr. Alison de Oliveira Moraes, pela grande contribuição, dedicação e empenho mostrado em todo desenvolvimento deste trabalho.

Ao funcionário do Instituto de Aeronáutica e Espaço, Geraldo José Rangel, pelo apoio, experiências e dicas repassadas na montagem dos experimentos deste trabalho.

Aos engenheiros Antônio Rogério Torres Carvalho e Raimundo Nonato Bezerra Brasileiro, do Centro de Lançamentos de Alcântara (CLA), por suas incontáveis contribuições teóricas a este trabalho.

Aos colegas e amigos do mestrado, em especial a Cícero Tasso Rego Neto, pelas informações e apoio dado às visitas feitas ao CLA no decorrer deste trabalho.

Aos colaboradores do PECS, em especial à secretária Karoline Silva Meireles, que sempre solucionou, de forma rápida e concisa, todos os problemas administrativos encontrados no decorrer do mestrado.

E, finalmente, à minha amada companheira de luta, Franciane de Jesus Araújo Lins, pelo apoio incondicional dado em todo esse período.

Muito obrigado a todos!

RESUMO

Este trabalho tem como foco o desenvolvimento de um sistema de baixo custo para voos suborbitais que possibilite a medição das variáveis inerciais (ângulos de atitude, pressão, temperatura e altitude) de um veículo espacial, bem como a captura das imagens a bordo, enviando todas as informações capturadas, em tempo real, para uma estação em terra. Para implementação do projeto, definiram-se componentes eletrônicos comerciais de baixo custo (sensores, microcontroladores e microprocessadores) e buscou-se desenvolver e fazer a integração de uma carga útil a ser embarcada em foguetes. Fez-se necessário também, o desenvolvimento de *softwares* embarcados e de apoio em solo, permitindo, assim, o acompanhamento e a gravação das informações capturadas para posterior análise. Com isso, chegou-se a um bom desempenho nos valores observados considerando as limitações impostas pelas condições de velocidade de transmissão de dados disponíveis nos veículos suborbitais.

Palavra-chave: Sensor inercial. Altitude. Captura de imagens. Voo suborbital. Sistemas embarcados.

ABSTRACT

This work focuses on the development of a low cost system for suborbital flights that allows the measurement of inertial variables of a space vehicle (angles of attitude, pressure, temperature and altitude), as well as the capture of the images on board, sending all the information captured, in real time, to an Earth station. To implement the project, it was necessary define low-cost commercial electronic components (sensors, microcontrollers and microprocessors) and sought to develop and integrate a payload to be embedded in rockets. It was also necessary, the development of embedded software and support in soil, thus allowing the monitoring and recording of the information captured for further analysis. This led to a good performance in the values observed considering the limitations imposed by the data transmission speed conditions available in suborbital vehicles.

Keywords: Inertial sensor. Altitude. Images capture. Suborbital flights. Embedded systems.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 - Foguetes suborbitais em atividade fabricados no Brasil.	21
Figura 2 - Plataforma espacial SARA.	21
Figura 3 - Foguetes de treinamento utilizados pelo CLA.	25
Figura 4 - Diagrama de blocos do Sistema FTB.	27
Figura 5 - Fluxograma dos subsistemas do Sistema FTB.	27
Figura 6 - Imagens do subsistema veículo do FTB.	28
Figura 7 - Diagrama lógico da ligação da RES com a RET.	29
Figura 8 - Codificador PCM.	30
Figura 9 - Disposição do quadro PCM.	30
Figura 10 - Detalhe do casulo	31
Figura 11 - Fluxo de ligação entre EGSE e a carga útil.	32
Figura 12 - Diagrama de blocos do Sistema FTI.	34
Figura 13 - Fluxograma dos subsistemas do Sistema FTI	34
Figura 14 - Imagens do Subsistema Veículo do FTI.	35
Figura 15 - Diagrama lógico da ligação da RES com a RET, REA e RED.	36
Figura 16 - Organograma básico do funcionamento de uma estação de lançamentos para uma missão.	39
Figura 17 - Interação entre os subsistemas.	42
Figura 18 - Pinos do módulo STM32F103C8.	44
Figura 19 - Forma de ligação entre dispositivos.	45
Figura 20 - Conexão lógica dos componentes.	45
Figura 21 - Fluxo lógico do software embarcado no módulo STM32F103C8.	46
Figura 22 - Pinos do módulo BMP280.	47
Figura 23 - Pinos do módulo MPU9265.	50
Figura 24 - Giroscópio.	51
Figura 25 - Microestrutura do Acelerômetro.	52
Figura 26 - Funcionamento do Magnetômetro.	52
Figura 27 - Intensidade do campo magnético da Terra.	53
Figura 28 - Declinação do campo magnético da Terra.	53
Figura 29 - Cálculo da declinação magnética no CLA.	54
Figura 30 - Pinos do módulo MAX485CSA.	55
Figura 31 - Pinos do módulo Raspberry Pi 3.	57

Figura 32 - Conexão do SD no módulo Raspberry Pi.	57
Figura 33 - Configuração do módulo Raspberry Pi.	58
Figura 34 - Tela de configuração das <i>interfaces</i> do módulo Raspberry Pi.	58
Figura 35 - Fluxo lógico do <i>software</i> embarcado no módulo RaspBerry Pi.	60
Figura 36 - Detalhe do componente LM350.	62
Figura 37 - Detalhe da ligação lógica do componente LM350.	62
Figura 38 - Circuito e placa de fenolite.	62
Figura 39 - Circuito do sistema de captura dos sensores e placa de fenolite.	63
Figura 40 - Circuito do sistema de captura das imagens.	63
Figura 41 - Detalhes das estruturas.	64
Figura 42 - Tela Inicial do <i>software</i> EGSE de captura de dados inerciais.	65
Figura 43 - Mensagem de erro de porta serial de captura dos dados inerciais não localizada.	65
Figura 44 - Mensagem de alerta de seleção de porta de comunicação.	65
Figura 45 - Mensagem de alerta por falta do nome da campanha.	66
Figura 46 - Mensagem de alerta por falta da data da campanha.	66
Figura 47 - Caixa de diálogo para seleção da pasta de destino.	67
Figura 48 - Mensagem de alerta por falta de informação da pasta de destino.	67
Figura 49 - Exemplo do arquivo onde as informações serão gravadas.	68
Figura 50 - Visualização das informações capturadas.	68
Figura 51 - Visualização individual do acelerômetro.	69
Figura 52 - Visualização individual do magnetômetro.	69
Figura 53 - Visualização individual do giroscópio.	70
Figura 54 - Visualização individual do comportamento dos ângulos em 3D.	70
Figura 55 - Visualização individual da altitude, pressão e temperatura.	71
Figura 56 - Dados de captura armazenados.	71
Figura 57 - Tela inicial do software EGSE de captura das imagens.	72
Figura 58 - Mensagem de erro de porta não localizada.	73
Figura 59 - Mensagem de alerta.	73
Figura 60 - Mensagem de alerta por falta do nome da campanha.	73
Figura 61 - Mensagem de alerta por falta da data da campanha.	73
Figura 62 - Caixa de diálogo para seleção da pasta de destino.	74
Figura 63 - Mensagem de alerta por falta de informação da pasta de destino.	74
Figura 64 - Exemplo de uso com a pasta onde as imagens serão gravadas.	75

Figura 65 - Referências cartesianas.	76
Figura 66 - Ângulos pré-estabelecidos.	77
Figura 67 - Leituras efetuadas no <i>software</i> EGSE.	79
Figura 68 - Exemplo de imagens capturadas nas escalas <i>color</i> e <i>gray</i> .	81
Figura 69 - Imagens transmitidas e recebidas pelo software EGSE de captura de imagens.	83

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Características do VS-30.	22
Tabela 2 - Características do VS-30/ORION.	23
Tabela 3 - Características do VSB-30.	23
Tabela 4 - Características do VS-40.	24
Tabela 5 - Características do FTB.	26
Tabela 6 - Características do FTI.	33
Tabela 7 - Principais características dos métodos mais usados para representação espacial	41
Tabela 8 - Ligações entre o sensor BMP280 e o microcontrolador STM32F103C8.	48
Tabela 9 - Ligações entre o sensor MPU9265 e o microcontrolador STM32F103C8.	50
Tabela 10 - Ligações entre o sensor MPU9265, o microcontrolador STM32F103C8 e o codificador PCM.	56
Tabela 11 - <i>Interfaces</i> do módulo Raspberry Pi 3.	59
Tabela 12 - Levantamento de carga dos circuitos envolvidos.	61
Tabela 13 - Parâmetros de calibração do sensor MPU9265.	76
Tabela 14 - Valores obtidos e erros calculados.	78
Tabela 15 - Parâmetros de calibração do sensor BMP280.	78
Tabela 16 - Relação entre resolução, escala de cor, qualidade, tamanho e tempo de transferência de uma imagem capturada.	81

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

AEB	Agência Espacial Brasileira
ARM®	Arquitetura RISC de microcontrolador (<i>Advanced RISC Machine</i>)
AVIBRAS	Avibras Indústria Aeroespacial S/A
CLA	Centro de Lançamentos de Alcântara
CLBI	Centro de Lançamentos de Barreira do Inferno.
COM	Comunicação (do inglês <i>Communication</i>)
CSB	Seleciona <i>chip</i> (do inglês <i>chip select</i>)
DLR	Centro aeroespacial alemão (<i>Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt</i>)
EGSE	Equipamentos eletrônicos utilizados em solo (<i>Electronical Ground Support Equipment</i>)
EIA	<i>Electronic Industries Alliance</i>
EMA	Estação meteorológica automática
FTB	Foguete de treinamento básico
FTI	Foguete de treinamento intermediário
GNSS	Sistemas de navegação global por satélite (<i>Global navigation satellite systems</i>)
GPIO	Porta de propósito geral (<i>General Purpose Input/Output</i>)
GPS	Sistema de posicionamento global (<i>Global positioning system</i>)
IAE	Instituto de Aeronáutica e Espaço
INMET	Instituto Nacional de Meteorologia
JPEG	Método de compressão de imagens (<i>Joint Photographics Experts Group</i>)
LDR	Resistor dependente de luz (<i>Light dependent resistor</i>)
LED	Diodo emissor de luz (<i>Light Emitting Diode</i>)
MEMS	Sistemas micro eletromecânicos (<i>electrical mechanical systems</i>)
MGSE	Equipamentos mecânicos de suporte em solo (<i>Mechanical ground support equipment</i>)
MIT	<i>Massachusetts Institute of Technology</i>
NRZ-L	Sem retorno a zero (<i>Non-return to zero</i>)
OBDAH	Supervisão de bordo (<i>On board data handling</i>)
PCM	Modulação por código de pulso (<i>pulse-code modulation</i>)
PNAE	Programa Nacional de Atividades Especiais
PSI	Unidade de pressão (<i>Pound force per square inch</i>)
PSM	Plataforma Suborbital de Micro Gravidade

PSS	Suprimento de Energia (Power Supply Subsystem)
RBF	Remote Frame Buffer protocol
REA	Rrede elétrica auxiliar de radar
RED	Rede elétrica de terminação de voo.
REG	Rede de segurança
RES	Rede elétrica de serviço
RET	Rede elétrica de telemetria
RF	Rádio frequência
RISC	Computador com um conjunto reduzido de instruções (<i>Reduced Instruction Set Computer</i>)
RTV	Rede de terminação de voo
S	Estrutura (<i>Structure</i>)
SARA	Satélite de Reentrada Atmosférica
SCL	Sincronização serial (<i>serial clock</i>)
SCI	Seleciona <i>interface</i> (<i>select interface</i>)
SDA	Dado serial (<i>serial data</i>).
SDO	Saída de dados do barramento SPI (<i>SPI Data Output</i>)
SO	Sistema operacional
SPI	Protocolo de comunicação serial (<i>Serial Peripheral Interface</i>)
SRAM	Memória estática de acesso randômico (<i>Static Random Access Memory</i>)
SSH	Protocolo de rede criptografado (<i>Secure Shell</i>)
TTL	Lógica transistor-transistor (<i>Transistor-transistor logic</i>)
USART	Transmissor/receptor universal síncrono e assíncrono (<i>Universal synchronous asynchronous receiver transmitter</i>)
USB	Barramento universal serial (<i>Universal Serial Bus</i>)
VLM	Veículo Lançador de Micro e Nano Satélite
VLS	Veículo Lançador de Satélites.
VNC	Sistema de compartilhamento gráfico (<i>Virtual Network Computing</i>)

LISTA DE SÍMBOLOS

°/sec	Graus por segundos
°C	Graus centígrados
μA	Micro Ampere
1080p30	Resolução de imagem em 1920x1080 pontos em 30Hz
1-Wire	Sistema de barramento a dois fios
480p60/90	Resolução de imagem em 640x480 em 60Hz ou 90Hz
720p60	Resolução de imagem em 1280x720 pontos em 60Hz
<i>bits/s</i>	<i>Bits</i> por segundo
dps	Dot per second
Hz, MHz	Hertz, mega Hertz
J/mol/K	Unidade do SI dos gases perfeitos (Joule / mol / Kelvin)
K	Kelvin
K/m	Kelvin por metro
kbps	Kilo <i>bits</i> por segundo
<i>kbytes</i>	Kilo <i>bytes</i>
<i>kbytes/s</i>	Kilo <i>bytes</i> por segundo
m/s ²	Metro por segundo ao quadrado
mA	Mili ampere
Mp	Mega pixel
ms	Milissegundo
NRZ-L	Sem retorno a zero (<i>Non-return to zero</i>)
Pa, kPa, hPa	Unidade de medida do SI de pressão (Pascal, kiloPascal e hectoPascal)
$\sin^{-1}$	Arco seno
$\tan^{-1}$	Arco tangente
μT	Unidade de medida do SI da indução magnética (micro Tesla)
Ω	Unidade de medida do SI de resistência elétrica
θ	Ângulo de arfagem
ψ	Ângulo de guinada
φ	Ângulo de rolamento

SUMÁRIO

1.	INTRODUÇÃO	16
1.1	Objetivo	17
1.2	Motivação	17
1.3	Trabalhos Relacionados	18
1.4	Organização do trabalho	19
2.	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	20
2.1	Foguetes de sondagem	20
2.1.1	VS-30	22
2.1.2	VS-30/Orion	22
2.1.3	VSB-30	23
2.1.4	VS-40	24
2.1.5	SARA	25
2.2	Foguetes de Treinamento	25
2.2.1	FTB	26
a)	Subsistema Veículo	28
b)	Subsistema Casulo Lançador	31
c)	Subsistema <i>Mechanical Ground Support Equipment</i> (MGSE)	31
d)	Subsistema <i>Electronical Ground Support Equipment</i> (EGSE)	31
2.2.2	FTI	33
a)	Subsistema Veículo	35
b)	Subsistema <i>Mechanical Ground Support Equipment</i> (MGSE)	38
c)	Subsistema <i>Electronical Ground Support Equipment</i> (EGSE)	38
2.3	Estrutura do campo de lançamentos	38
3	SISTEMA DE BAIXO CUSTO PARA VOOS SUBORBITAIS	41
3.1	Representação Espacial	41
3.2	Descrição do Sistema Proposto	41
a)	Suprimento de Energia (PSS - <i>Power Supply Subsystem</i>)	42
b)	Supervisão de bordo (OBDH - <i>On Board Data Handling</i>)	43
c)	Comunicação (COM - <i>Communication</i>)	43
d)	Equipamentos de Solo (EGSE - <i>Electrical Ground Support Equipment</i>)	43
e)	Estrutura (S - <i>Structure</i>)	43
3.2.1	Módulo de Processamento de Dados	43

3.2.2	Módulo Barométrico.....	47
3.2.3	Módulo de Sensores Inerciais e Magnetômetro.....	49
3.2.4	Módulo de <i>Interface</i> RS485.....	55
3.2.5	Módulo de Desenvolvimento Raspberry Pi 3 <i>Model B</i>	56
3.2.6	Montagem.....	61
a)	<i>Software</i> EGSE de captura dos dados inerciais:.....	64
b)	<i>Software</i> EGSE de captura das imagens:.....	71
4.	RESULTADOS	76
4.1	Sistema de Coleta de Parâmetros de Voo	76
4.2	Sistema de Captura de Imagem	80
5.	CONCLUSÃO.....	85
5.1	Trabalhos Futuros	86
	REFERÊNCIA	87

1. INTRODUÇÃO

No início do programa espacial brasileiro, de acordo com Palmério (2017), os foguetes de sondagem suborbitais atmosféricos foram largamente utilizados para sondagem meteorológica, possibilitando o aprimoramento e o desenvolvimento da tecnologia espacial brasileira, devido ao baixo custo e o pouco investimento necessário para sua fabricação e lançamento.

A partir dessas experiências iniciais, evoluiu-se para o desenvolvimento de uma família de foguetes de sondagens que permitiu ao país o domínio das tecnologias necessárias para o lançamento de foguetes. (IAE, 2019).

Hoje, os veículos de sondagens desenvolvidos no país, disponibilizam uma grande capacidade em termos de cargas úteis e tempo de permanência em ambiente de micro gravidade, permitindo o embarque de experimentos científicos entre outros dispositivos.

Consequentemente, em decorrência dos avanços alcançados, viu-se a necessidade da criação de um campo de lançamentos de foguetes que oferecesse condições para o lançamento e rastreio de foguetes de sondagem. Nesse contexto, foi inaugurado em 1965, o Centro de Lançamentos de Barreira do Inferno (CLBI), no Rio grande do Norte. (CLBI, 2019).

Novos desafios foram vislumbrados e nasceram novos projetos. Como destaque, tem-se o projeto do Veículo Lançador de Satélites (VLS), desenvolvido pelo Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), que impôs a criação de um novo centro de lançamentos. Isso se deu em virtude do CLBI apresentar restrições aos lançamentos de foguetes de maior porte, apesar de possuir características vantajosas, experiência acumulada e qualidade comprovada. (CLA, 2019).

Assim, em 1982, foi constituído o grupo inicial para gerenciar as atividades de implantação do Centro de Lançamentos de Alcântara (CLA), no Maranhão, com vistas a atender as necessidades do programa espacial brasileiro, além de permitir crescimento para o futuro. (CLA, 2019).

Atualmente, acompanhando a tendência mundial, destaca-se o projeto do Veículo Lançador de Micro e Nano Satélites (VLM), do mesmo Instituto, tendo como principal função dotar o país de capacidade para explorar o nicho de mercado dos lançamentos comerciais de micro e nano satélites. (PNAE, 2012).

Outros projetos, como o Satélite de Reentrada Atmosférica (SARA) e a Plataforma Suborbital de Micro gravidade (PSM), também do mesmo Instituto, têm dado condições para que os experimentos científicos, criados por instituições de pesquisa, possam ser embarcados, possibilitando a expansão do conhecimento e o desenvolvimento aeroespacial no Brasil.

Assim, fica claro que o Brasil apresenta todas as condições necessárias ao desenvolvimento científico na área aeroespacial. Porém, não se pode deixar de mencionar, que, em geral, todos os projetos desenvolvidos e/ou em desenvolvimento, têm em comum, a utilização de tecnologias caras e frequentemente inacessíveis a pequenos pesquisadores e Instituições de Pesquisas. Portanto, é imprescindível buscar alternativas de equipamentos e dispositivos de fácil acesso e de baixo custo, visando impulsionar o desenvolvimento e o conhecimento aeroespacial no Brasil.

1.1 Objetivo

O objetivo geral deste trabalho é desenvolver e integrar uma carga útil, em forma de um sistema de baixo custo, a ser embarcado em foguetes suborbitais com o intuito de efetuar, em tempo real, a medição das variáveis inerciais e da altitude, bem como a captura das imagens do compartimento interno do foguete.

Para isso, é fundamental, investigar e definir componentes comerciais de baixo custo (sensores para aquisição de dados inerciais, microcontroladores e microprocessadores) que comporão o dispositivo, além do desenvolvimento de *softwares* de controle, a serem embarcados nos microcontroladores e microprocessadores, e *softwares* de apoio, que darão suporte para recebimento das imagens enviadas em tempo real e checagem dos sensores em solo.

Como o projeto será independente do sistema do foguete, espera-se também elaborar e validar subsistema de energia para prover alimentação aos sistemas a serem desenvolvidos na plataforma além da criação de uma estrutura que resista às vibrações e aceleração ao qual o foguete será submetido na decolagem.

1.2 Motivação

Com o rápido crescimento tecnológico, caracterizado por uma miniaturização de componentes e a consequente diminuição de custos, vem ocorrendo uma atração cada vez

maior de pesquisadores e do público em geral, ao promissor mercado aeroespacial.

A crescente utilização de drones; micro e nano satélites; comunicação sem fio; aquisição de dados remotos em tempo real etc., tem criado uma demanda cada vez maior por serviços que vão desde a necessidade de informação diária, como localização via Sistema de Posicionamento Global (GPS, do inglês *global positioning system*), até informações em longo prazo (como medidas meteorológicas para auxílio no plantio e segurança de fronteiras em lugares menos populosos).

Neste contexto, o Centro de Lançamento de Alcântara (CLA) se apresenta com o propósito maior de ser um centro especializado em lançamento de foguetes de sondagens e lançadores de satélites em geral. Nesse ínterim, os lançamentos de foguetes de treinamento suborbitais vêm sendo uma prática constante para a manutenção operacional do CLA, bem como, para obtenção de dados visando a análise de voo, o que abre janelas de oportunidades constantes para a realização de experimentos e pesquisas científicas.

Na perspectiva de dar suporte a esses experimentos, este trabalho traz a proposta de desenvolver um sistema de baixo custo em forma de uma ferramenta auxiliar às pesquisas, servindo como alternativa à integração das comunicações do foguete com as estruturas físicas de comunicação já existentes nos Centros de Lançamentos.

1.3 Trabalhos Relacionados

O uso de dispositivos construídos com sistemas micro eletromecânicos (MEMS, do inglês *micro electro mechanical systems*) comerciais de baixo custo, já tem se tornado uma prática bastante comum em experimentos inerciais com foguetes.

Davis (1998) descreve o uso bem sucedido de um foguete instrumentado com dispositivos MEMS (acelerômetro, giroscópio e telemetria customizada). Dispositivos estes, de baixo custo e disponíveis comercialmente. As análises dos dados de voo foram comparadas com os dados do rastreamento efetuado em Terra pelo radar, apresentando bons resultados.

Campos (2012) faz uma avaliação entre a acurácia dos sensores inerciais, GPS e câmera com a carga computacional necessária para coletar os dados medidos, concluindo pela possibilidade de utilização de componentes com baixa capacidade computacional e sensores de baixo custo para realização de tarefas de medições, conseguidas apenas por sensores refinados.

Por sua vez, Chatterjee *et al.* (2015) mostram uma comparação entre sensores inerciais de baixo custo e sensores de precisão. Nesse estudo, os autores definem estratégias de estimação de valores das variáveis inerciais através de simples fusões dessas variáveis, bem como, técnicas de melhorias de desempenho nas medições de sensores de baixo custo.

Costa (2013) faz a modelagem matemática, em espaço de estados, de sensores inerciais de baixo custo a serem utilizados em um quadricóptero. Neste estudo, é apresentada, também, a modelagem dos estimadores de atitude, aceleração e posição.

Mori (2013) descreve uma abordagem prática de sistemas inerciais, utilizando sensores de baixo custo, para apoio a uma plataforma de sistemas de navegação global por satélite (GNSS, do inglês *global navigation satellite systems*) veicular.

1.4 Organização do trabalho

Este trabalho está organizado em cinco capítulos, a saber, Introdução, Fundamentação Teórica, Materiais e Métodos, Resultados e Conclusão.

No Capítulo 2, são apresentados os foguetes de sondagens fabricados no Brasil, suas principais características físicas e finalidades operacionais, bem como, os foguetes de treinamentos e seus subsistemas, aos quais são utilizados para testes operacionais dos centros de lançamentos de Alcântara e Barreira do Inferno. Finalizando o capítulo, é apresentada a estrutura básica necessária para permitir o lançamento e rastreamento do veículo espacial em um centro espacial.

No Capítulo 3, são apresentados os materiais e os métodos utilizados na elaboração do trabalho, destacando-se os componentes envolvidos, sua montagem e detalhamento do desenvolvimento e das funções dos *softwares* embarcados nos dispositivos e dos *softwares* de captura de dados e de imagens.

No Capítulo 4, são apresentados os resultados obtidos após a montagem do sistema, destacando a calibração e testes de validação dos dispositivos envolvidos.

Por fim, no Capítulo 5, são apresentadas as conclusões e trabalhos futuros.

2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

2.1 Foguetes de sondagem

Geralmente, quando se faz referência a foguetes, pensa-se automaticamente em foguetes lançadores de cargas úteis e foguetes de sondagens. Os primeiros caracterizam-se por alcançar uma órbita pré-definida e, após se estabilizarem, lançam a carga útil, fazendo com que esta entre em órbita. Já os foguetes de sondagens realizam um voo balístico e, após alcançarem uma altura pré-determinada, mantêm-se por um determinado período, normalmente em ambiente de micro gravidade, e depois retornam ao solo.

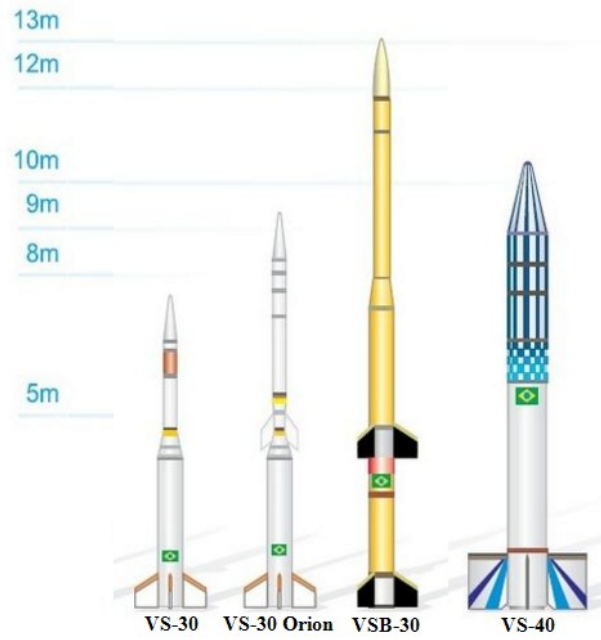
De acordo com Palmério (2017), existe uma grande demanda por foguetes de sondagens para a realização de experimentos em ambiente de micro gravidade. A razão disso decorre da constatação de que, neste ambiente, as manifestações físico-químicas se fazem de maneira uniforme em todas as direções, resultando em melhores propriedades de compostos químicos, tais como, medicamentos e ligas metálicas.

Da Mata (2017) relata aplicações importantes desses foguetes para fins espaciais na área de sondagem atmosférica de altas altitudes, onde os balões meteorológicos não conseguem acessar. O autor expõe, também, aplicações na área de micro gravidade, dando destaque ao Programa Micro gravidade desenvolvido pela Agência Espacial Brasileira (AEB), cuja intenção é fomentar o desenvolvimento de pesquisas e promover o lançamento de veículos suborbitais.

Atualmente, o Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE) possui cinco projetos de veículos suborbitais em atividade, sendo: quatro foguetes (VS-30, VS-30/Orion, VSB-30 e VS-40) e uma plataforma espacial para experimentos em ambiente de micro gravidade conhecida por Satélite de Reentrada Atmosférica - SARA (IAE, 2018 e PALMÉRIO, 2017). Os foguetes e a plataforma são mostrados nas Figuras 1 e 2, respectivamente.

Os centros de lançamentos (CLA e CLBI), por sua vez, utilizam dois foguetes de sondagem (FTB e FTI), cujo projeto, em forma de documentação técnica, foi realizado pelo IAE e posteriormente repassado para a AVIBRAS, que o desenvolveu e o construiu (PALMÉRIO, 2017). Esses foguetes serão vistos com mais detalhes nos próximos itens.

Figura 1 - Foguetes suborbitais em atividade fabricados no Brasil.



Fonte: Adaptado pelo autor

Figura 2 - Plataforma espacial SARA.



Fonte: PNAE, 2012.

Destacam-se abaixo, inicialmente, os foguetes de sondagens utilizados pelo IAE.

2.1.1 VS-30

O foguete VS-30 é um veículo suborbital mono estágio à propulsão sólida, com capacidade de efetuar missões com cargas úteis na faixa de 260 a 330 kg para um apogeu de 120 a 160 km de altitude, proporcionando até cinco minutos de permanência em ambiente de micro gravidade. (IAE, 2018).

De acordo com Palmério (2017), o VS-30 é composto do primeiro estágio do foguete Sonda III com a carga útil acoplada diretamente ao flange dianteiro do motor.

Em termos de robustez, esse veículo tem apresentado um excelente desempenho, tendo transportado cargas úteis do programa espacial europeu de micro gravidade com sucesso. (BRASIL, 2009).

Na Tabela 1, veem-se as principais características.

Tabela 1 - Características do VS-30.

Veículo com carga útil de	330 kg
Massa de decolagem	1.508 kg
Comprimento total	8.525 mm
Apogeu	160 km
Tempo de micro gravidade	300 s

Fonte: Adaptado pelo autor.

2.1.2 VS-30/Orion

O foguete VS-30/ORION é um veículo suborbital de dois estágios à propulsão sólida, com capacidade de efetuar missões com cargas úteis de 160 kg para um apogeu de 350 km de altitude. O primeiro estágio é constituído pelo propulsor S30 e o segundo estágio pelo propulsor *Improved Orion*. (IAE, 2018).

Os propulsores Orion, de fabricação alemã, são oriundos de aplicações militares. Em virtude de não serem mais fabricados, todo estoque existente é excedente de guerra. Este foguete apresenta como vantagem a confiabilidade e o baixo custo. (PALMÉRIO, 2017).

Na Tabela 2, veem-se as principais características:

Tabela 2 - Características do VS-30/ORION.

Veículo com carga útil de	160 kg
Massa de decolagem	1.800 kg
Comprimento total	8.800 mm
Apogeu	350 km

Fonte: Adaptado pelo autor.

2.1.3 VSB-30

O VSB-30 é um veículo suborbital com dois estágios à propulsão sólida, com capacidade de efetuar missões com cargas úteis de 400 kg para um apogeu de 270 km de altitude, proporcionando até seis minutos de permanência em ambiente de micro gravidade. Este foguete foi criado pela necessidade do centro aeroespacial alemão (DLR, do alemão *Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt*) de desenvolver um propulsor como motor de decolagem (*booster*) para o VS-30, com vistas a melhorar seu desempenho. (IAE, 2018).

De acordo com Palmério (2017), o VSB-30 é composto por um VS-30 acrescido de um primeiro estágio (com o motor S31). Seu motor, por ter uma queima muito rápida após a ignição, produz, no foguete, um efeito de catapulta. Este foguete possui um sistema de impulsão de rolamento (*spin up*), cujo objetivo é dar uma maior estabilidade dinâmica. Outra característica que se destaca é a separação entre estágios feita através de um efeito propulsivo. Esse efeito causa o maior arrasto do primeiro estágio, em relação ao segundo estágio, proporcionando a perfeita separação entre os estes.

Na Tabela 3, veem-se as principais características desse veículo.

Tabela 3 - Características do VSB-30.

Motor	S31
Diâmetro externo	557 mm
Tempo de ação	14 s
Comprimento	2.550 mm
Massa de propelente	650 kg
Massa estrutural	219 kg
Empuxo máximo no vácuo	255 kN
Veículo com carga útil de	400 kg
Massa de decolagem	2.500 kg
Comprimento total	12.583 mm
Apogeu	270 km
Tempo de micro gravidade	360 s

Fonte: Adaptado pelo Autor.

2.1.4 VS-40

O VS-40 é um veículo suborbital de dois estágios à propulsão sólida, com capacidade de efetuar missões com cargas úteis de 500 kg para um apogeu de 650 km de altitude. O primeiro estágio é constituído pelo propulsor S40 do Sonda IV e o segundo estágio, pelo propulsor S44. O projeto inicial visava exclusivamente ser uma etapa intermediária do projeto VLS-1, porém mostrou-se ser altamente promissor como foguete de sondagem, tanto pelo tempo de voo em micro gravidade, como pelo volume de transporte de carga útil. (IAE, 2018).

De acordo com Palmério (2017), o VS-40 proporciona aproximadamente 13 minutos de permanência em ambiente de micro gravidade. Na Tabela 4, veem-se suas principais características.

Tabela 4 - Características do VS-40.

Motor primeiro estágio	S40
Diâmetro externo	1.007 mm
Tempo de ação	40 s
Comprimento	5.041 mm
Massa de propelente	4.244 kg
Massa estrutural	1.028 kg
Empuxo no vácuo	254 kN
Motor segundo estágio	S44
Diâmetro externo	1.009 mm
Tempo de ação	57,3 s
Comprimento	1.710 mm
Massa de propelente	814 kg
Massa estrutural	150 kg
Empuxo médio no vácuo	39 kN
Veículo com carga útil de	500 kg
Massa de decolagem	6.736 kg
Comprimento total	7.390 mm
Apogeu	650 km
Tempo de micro gravidade	760 s

Fonte: Adaptado pelo Autor.

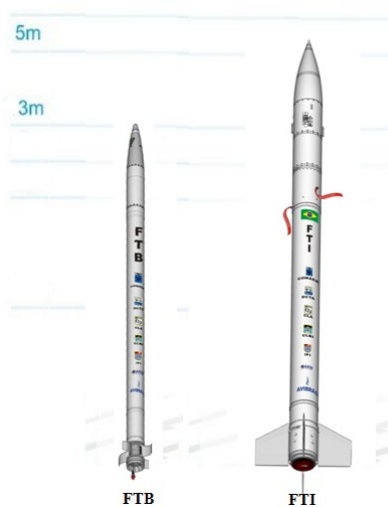
2.1.5 SARA

O satélite de reentrada atmosférica (SARA), mostrado na Figura 2, é uma plataforma suborbital de 350 kg, apropriada para experimentos em ambiente de micro gravidade. O SARA foi projetado para operar em órbita circular a 300 km de altitude, por um período de dez dias. Sua estrutura externa foi idealizada para resistir às cargas em voo, às variações térmicas e ao impacto com a água na fase de reentrada na atmosfera. Destaca-se, entre outras características, o sistema de recuperação, constituído de um conjunto de paraquedas que diminui a velocidade de descida para o impacto com a água. (IAE, 2018).

2.2 Foguetes de Treinamento

Como visto no item anterior, os foguetes de treinamento básico (FTB) e intermediário (FTI) são amplamente utilizados para aprimoramento operacional ao efetivo dos centros de lançamentos (CLA e CLBI), exercitando as principais funções de comunicação, telemetria, rastreamento, gerenciamento dos procedimentos de segurança e comandos para lançamentos. (AVIBRAS, 2011a e 2011c). Na Figura 3, tem-se um comparativo dos referidos foguetes.

Figura 3 - Foguetes de treinamento utilizados pelo CLA.



Fonte: Adaptado pelo Autor.

Abaixo, observa-se com mais detalhes o funcionamento de cada um dos foguetes de treinamento, juntamente com seus subsistemas.

2.2.1 FTB

O FTB é um foguete de treinamento básico à propulsão sólida, instrumentado com telemetria na banda S, com capacidade de efetuar missões com cargas úteis para experimentos embarcados de 5 kg. Este foguete atinge um apogeu de 30 km de altitude e é estabilizado através de quatro empenas envoltentes que se abrem após a saída do Casulo-Lançador. De acordo com Avibras (2011a e 2011b), ele é utilizado para embarque de pequenos experimentos, além de servir como aprimoramento e manutenção operacional dos centros de lançamentos.

Na Tabela 5, veem-se suas principais características.

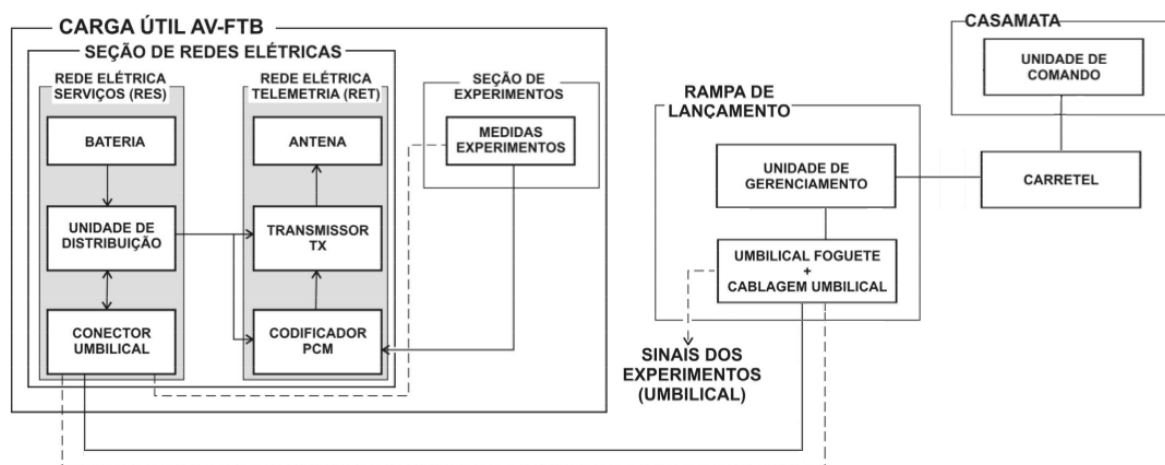
Tabela 5 - Características do FTB.

Modelo	AV-FTB
Calibre nominal	127 mm
Diâmetro externo máximo (turgência)	129,5 mm
Comprimento do motor foguete	2.280 mm
Comprimento da carga útil	612,5 mm
Comprimento total	3.050 mm
Peso do motor foguete	47,6 kgf
Peso total	69,1 Kgf
Peso da carga útil	21,5 kgf
Peso reservado para experimento	5 kgf
Comprimento útil reservado ao experimento	9,38 cm
Diâmetro útil reservado ao experimento	11,9 cm
Antena de telemetria e sensores	Banda S
Peso do propelente (composto sólido)	29,165 kgf
Temperatura de operação	-15 °C a +65 °C
Temperatura de armazenagem	-5 °C a +40 °C

Fonte: Adaptado de Avibras (2011a).

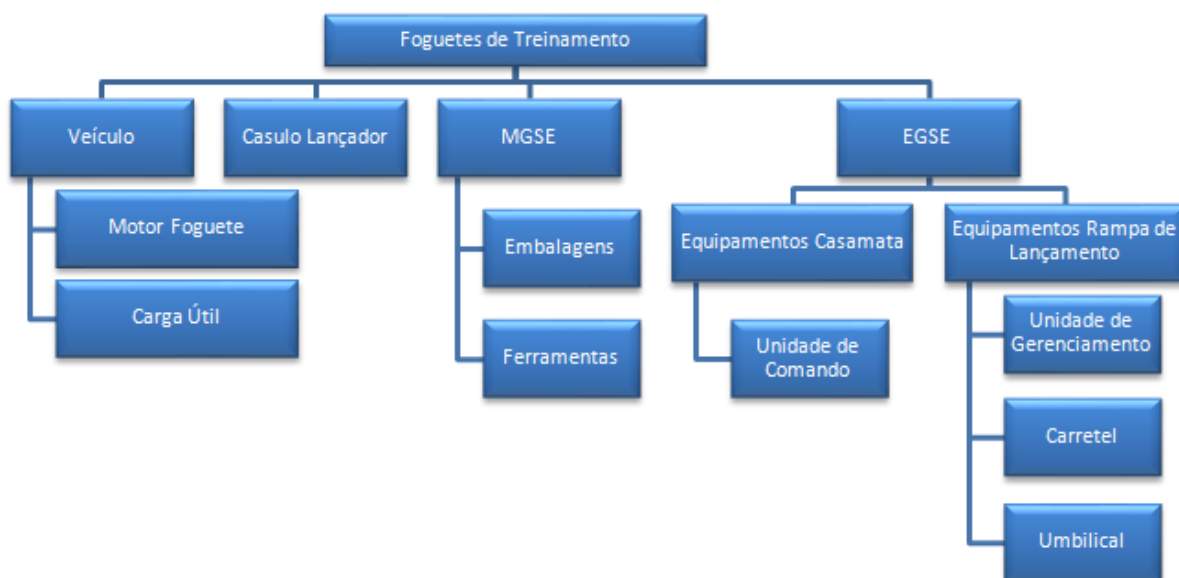
Nas Figuras 4 e 5, são mostrados, respectivamente, o diagrama de blocos e o fluxograma dos subsistemas do Sistema FTB.

Figura 4 - Diagrama de blocos do Sistema FTB.



Fonte: Adaptado de Avibras (2011c)

Figura 5 - Fluxograma dos subsistemas do Sistema FTB.



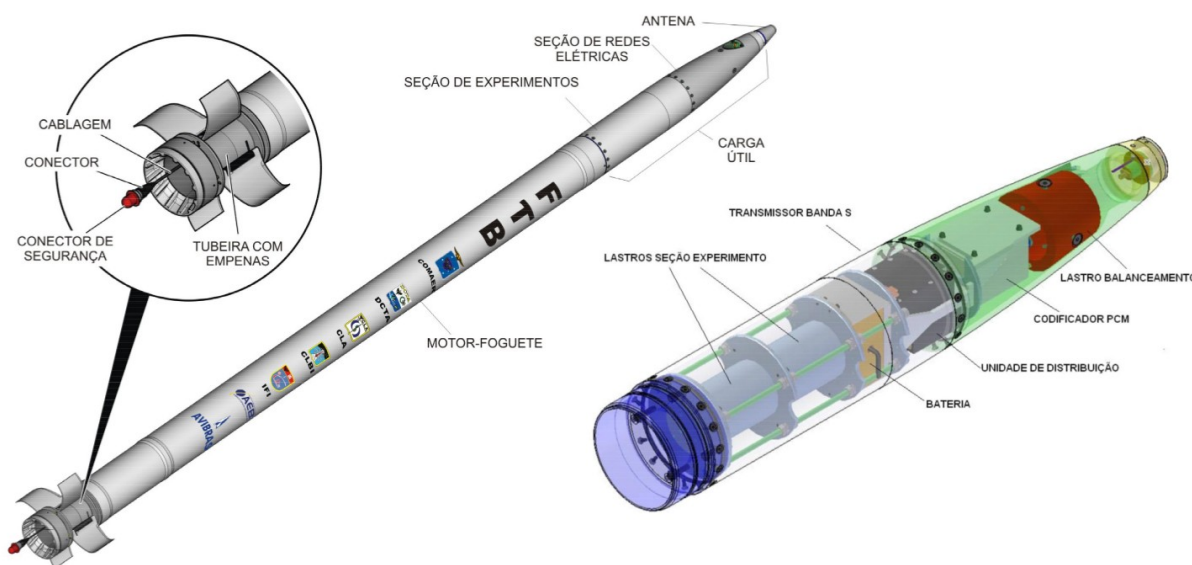
Fonte Adaptado de Avibras (2011a)

Seguindo o texto, é feito o detalhamento de todos os subsistemas do Sistema FTB, na ordem em que aparecem no fluxograma apresentado na Figura 5.

a) Subsistema Veículo

Conforme mostrado na Figura 6, o subsistema veículo é formado por um motor foguete (oriundo do foguete AV-SS-30 do Sistema ASTROS II, de propelente sólido e tubeiras com empenas móveis) e por uma carga útil (que compreende uma seção de experimentos, uma seção de redes elétricas e uma antena de banda S para telemetria do veículo). (AVIBRAS, 2011b).

Figura 6 - Imagens do Subsistema Veículo do FTB.



Fonte: Adaptado de Avibras (2011a).

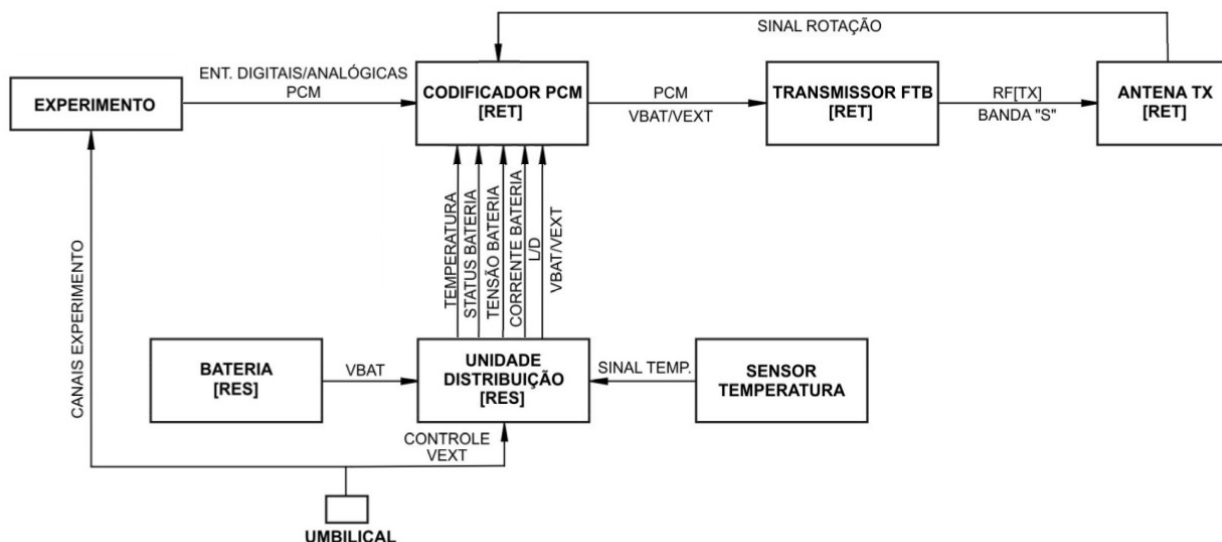
A seção de experimentos da carga útil permite o embarque de dispositivos e sistemas experimentais com até 5 kg, que serão utilizados durante o voo do veículo de acordo com a missão. Quando não existem experimentos a serem embarcados, o espaço, destinado a estes, é preenchido com lastros para manter o equilíbrio giroscópico do sistema.

A seção de redes elétricas da carga útil, de acordo com a Figura 4, é formada pela rede elétrica de serviço (RES) e pela rede elétrica de telemetria (RET). O diagrama lógico de ligação da RES com a RET pode ser visto na Figura 7.

A RES é responsável pelo armazenamento e distribuição de energia para os equipamentos do veículo. Ela é composta pelo sistema de baterias, que fornecem uma tensão de 28,8 Vdc nominal; pela unidade de distribuição de energia, que provê o fornecimento de energia para os equipamentos da RET; e pelo conector umbilical, que permite a conexão da

seção de redes elétricas com a unidade de gerenciamento (quando o veículo se encontra na rampa de lançamentos) e sua desconexão (durante a decolagem do veículo).

Figura 7 - Diagrama lógico da ligação da RES com a RET.



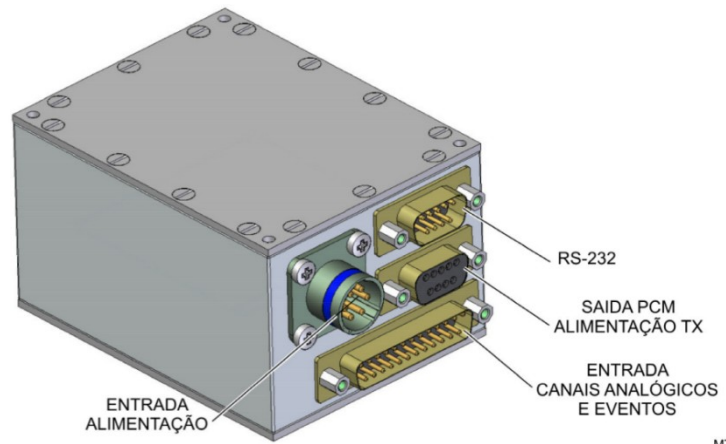
Fonte; Adaptado de Avibras (2011b).

A RET é responsável por coletar e transmitir para o solo as informações dos sensores internos do veículo, bem como, as informações disponibilizadas pela seção de experimentos. Esta rede é formada pelo codificador de modulação por código de pulso (PCM, do inglês *pulse-code modulation*), pelo transmissor e antena na banda S.

Os sensores internos do veículo são um resistor dependente de luz (LDR, do inglês *light dependent resistor*), um transdutor de temperatura, um de corrente e um de tensão da bateria. O sensor LDR mede a rotação do veículo fornecendo um sinal analógico para o codificador PCM. O transdutor de temperatura envia, para o codificador PCM, a temperatura da carga útil. Já o transdutor de corrente e o de tensão, fornecem para o codificador PCM, respectivamente, as informações da corrente e da tensão da bateria do veículo.

O codificador PCM recebe sinais analógicos e digitais através de seus canais, codifica-os e os envia através de um quadro PCM para o módulo transmissor de rádio frequência (RF) de banda S. Este, por sua vez, amplifica e transmite o sinal, através de uma antena, para a estação de telemetria do centro de lançamento. A Figura 8 mostra a ilustração do codificador PCM destacando a entrada da conexão serial em nove vias do tipo DB9(M) para disponibilização do canal através do protocolo RS232. Já a Figura 9 mostra a disposição dos canais no quadro PCM.

Figura 8 - Codificador PCM.



Fonte: Avibras (2011b).

Figura 9 - Disposição do quadro PCM.

SINCRONISMO	CA01	CA02	CA03	CA04	CA05	CA06	CA07	CA08	EVENTOS	SERIAL	CONTADOR
-------------	------	------	------	------	------	------	------	------	---------	--------	----------

Fonte: Avibras (2011a).

O comprimento do quadro PCM é de 130 *bits*, sendo composto por uma sequência de sincronismo de 20 *bits* e onze canais de 10 *bits*, sendo: nove canais analógicos (CA01 a CA08 e „eventos“) com variação de 0 a 5 V; um canal digital („serial“) com protocolo RS232 e um „contador“ incremental. A taxa de transmissão do quadro é da ordem de 500 kbps com frequência de amostragem a 3846 Hz com codificação no padrão NRZ-L.

De acordo com a Figura 9, o canal analógico CA01 é utilizado para informar a rotação do sensor LDR do veículo. O canal CA02, para informar a temperatura capturada através do transdutor de temperatura do veículo. O canal CA03 informa a tensão da bateria capturada através do transdutor de tensão do veículo. E finalmente, o canal CA04 informa a corrente na bateria capturada através do transdutor de corrente do veículo.

Ainda de acordo com a mesma figura, o *bit* de número 1 do canal „eventos“ informa o *status* do monitor da bateria, assumindo o valor 0 V para o estado inativo e 5 V para estado ativo.

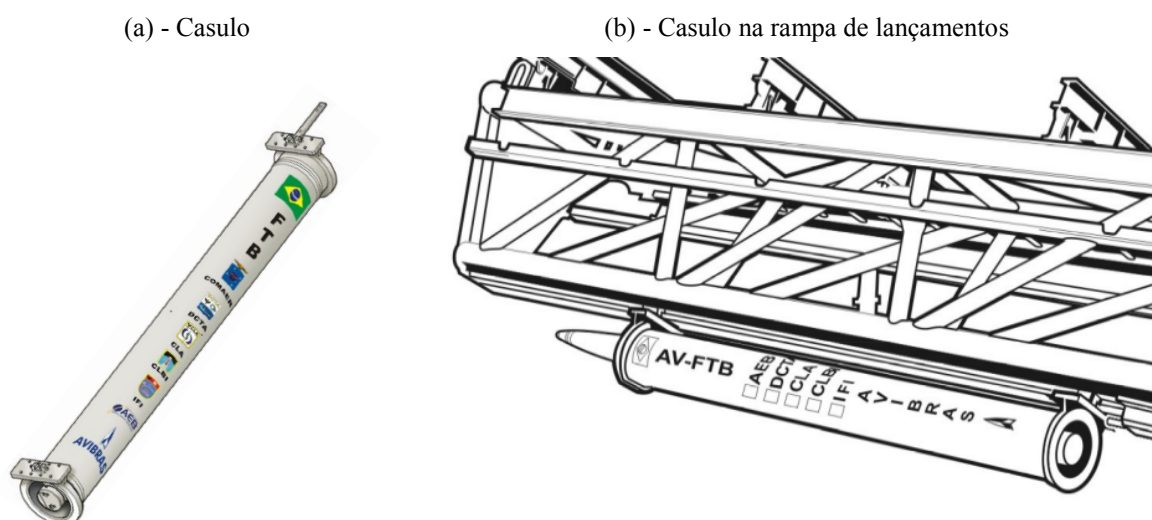
Por fim, os canais analógicos CA05 a CA08, o canal „serial“ e os *bits* de número 2 a 10 do canal „eventos“ estão livres e podem ser usados para os experimentos embarcados.

Mais informações sobre o codificador PCM podem ser consultadas em Horan (2002). Informações sobre os canais podem ser encontradas em Avibras (2011a).

b) Subsistema Casulo Lançador

Para o acoplamento do veículo FTB à rampa de lançamentos, faz-se necessário o uso de um casulo-lançador, reutilizável, fixado à rampa, para servir de tubo de lançamento do foguete. (AVIBRAS, 2011a). As Figuras 10 (a) e (b) mostram os detalhes do casulo e o mesmo afixado à rampa de lançamentos.

Figura 10 - Detalhe do casulo



Fonte: Adaptado pelo Autor

c) Subsistema *Mechanical Ground Support Equipment* (MGSE)

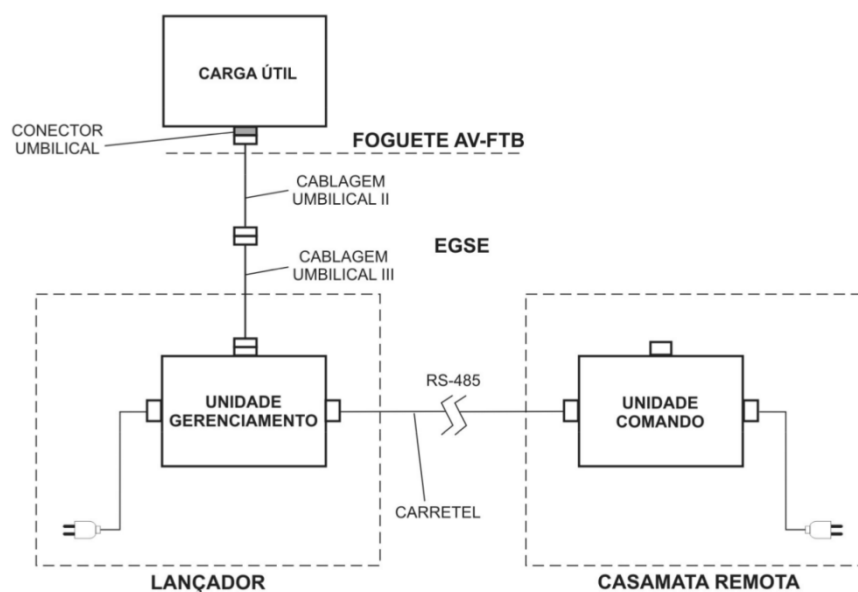
É constituído pelos equipamentos mecânicos de suporte em solo. Compõem-se pela bancada e pelo conjunto de ferramentas de montagem, desmontagem e manutenção do sistema que compõe o FTB, bem como, pelas embalagens para transporte e armazenamento do mesmo. (AVIBRAS, 2011a).

d) Subsistema *Electronical Ground Support Equipment* (EGSE)

Constitui-se pelos equipamentos eletrônicos utilizados em solo. De acordo com a Figura 5, o subsistema é composto pelos equipamentos da casamata (formado pela unidade de comando) e pelos equipamentos da rampa de lançamentos (constituído pela unidade de gerenciamento, carretel e cabo umbilical).

A Figura 11 mostra a ligação do EGSE e a carga útil do veículo.

Figura 11 - Fluxo de ligação entre EGSE e a carga útil.



Fonte: Adaptado de Avibras (2011b).

A unidade de comando é uma unidade remota responsável em “ligar/desligar” os circuitos internos da carga útil, bem como fazer a seleção de alimentação interna/externa dos equipamentos da seção de redes elétricas da carga útil. Esta seleção é realizada por comandos enviados via comunicação serial RS485, através do carretel quando o veículo se encontra na rampa de lançamentos.

A unidade de gerenciamento, instalada na rampa de lançamentos, por sua vez, recebe os comandos vindos da unidade de comando através do carretel, e os envia para a carga útil através do umbilical, entregando as informações à seção de redes elétricas. No sentido oposto, efetua as leituras do *status* da bateria e do fornecimento de energia externa da carga útil e as envia para a unidade de comando, também através do carretel.

O carretel é responsável por interligar a casamata à rampa de lançamentos. Isso se dá através do envio de sinais, via protocolo serial RS485, entre os equipamentos da unidade de controle e unidade de gerenciamento.

O umbilical é o cabo que conecta a unidade de gerenciamento à carga útil. Este cabo é responsável por conduzir os sinais da unidade de comando à seção de redes elétricas, além de prover energia para o carregamento da bateria quando o foguete está na rampa de lançamentos.

Este cabo permite ainda, a conexão de alimentação para a seção de experimentos, além de disponibilizar vias de conexões que podem ser utilizadas para controle dos experimentos embarcados. Essas conexões interligam o experimento à casamata através da

unidade de comando. Tal cabo é automaticamente desconectado com o lançamento do veículo.

2.2.2 FTI

O FTI é um foguete de treinamento intermediário à propulsão sólida, instrumentado com telemetria na banda S, com capacidade de efetuar missões com cargas úteis para experimentos embarcados de 30 kg. Este foguete atinge um apogeu de 60 km de altitude e é estabilizado através de empenas retas e dotado de sistema de terminação de voo.

De acordo com a Avibras (2011c e 2011d), assim como o FTB, o FTI é utilizado para embarque de pequenos experimentos, além de servir como aprimoramento e manutenção operacional dos centros de lançamentos.

Na Tabela 6, veem-se as principais características desse foguete.

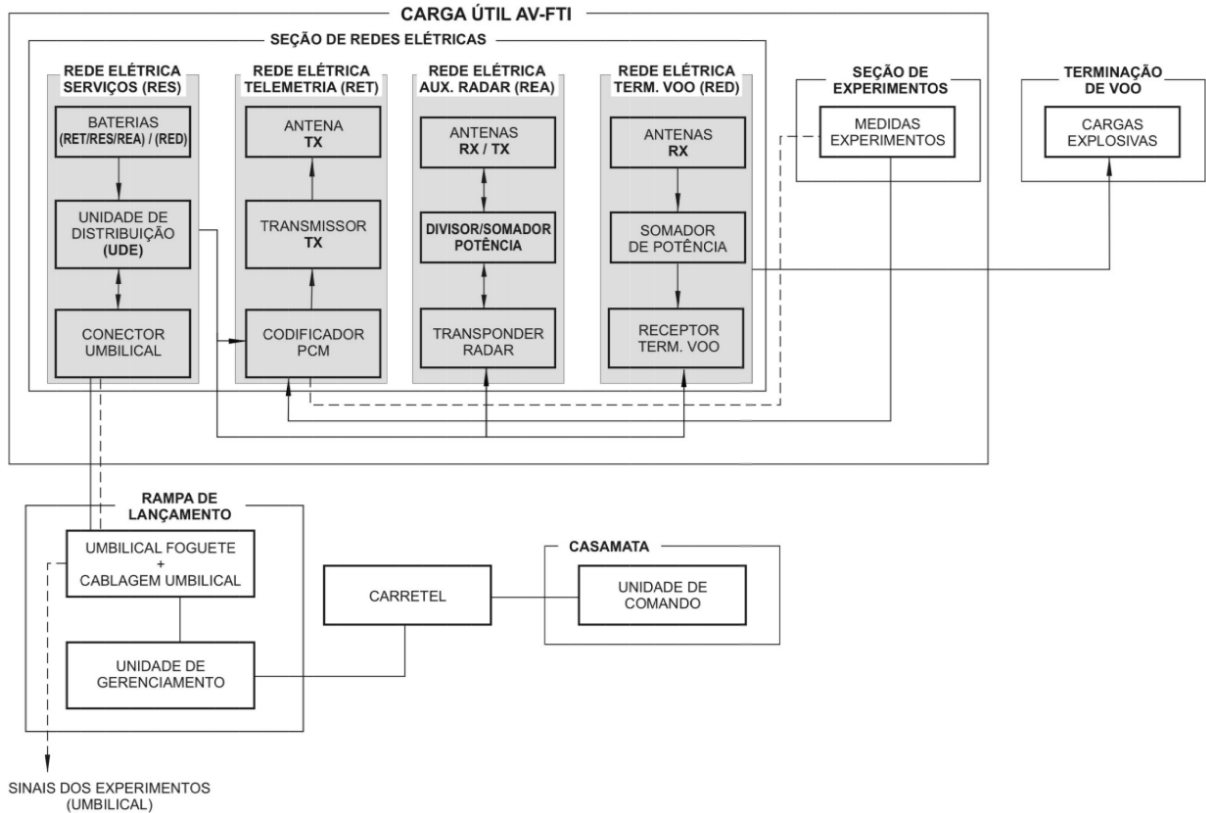
Tabela 6 - Características do FTI.

Modelo	AV-FTI
Calibre nominal	300 mm
Diâmetro externo máximo (turgência)	306,3 mm
Comprimento do motor foguete com terminação de voo	3.799,6 mm
Comprimento da carga útil com antena	1.732 mm
Comprimento total (com carga útil)	5.510 mm
Peso do motor foguete com terminação de voo	388,5 kgf
Peso da carga útil (com antena e contrapesos)	101,5 kgf
Peso reservado para experimento	30 kgf
Peso do propelente (composto sólido)	253 kgf
Carga explosiva	0,9 kg
Peso total (com carga útil)	490 kgf
Temperatura de operação	-15 °C a +65 °C
Temperatura de armazenagem	-5 °C a +40 °C
Antena de telemetria	Banda S

Fonte: Adaptado de Avibras (2011c).

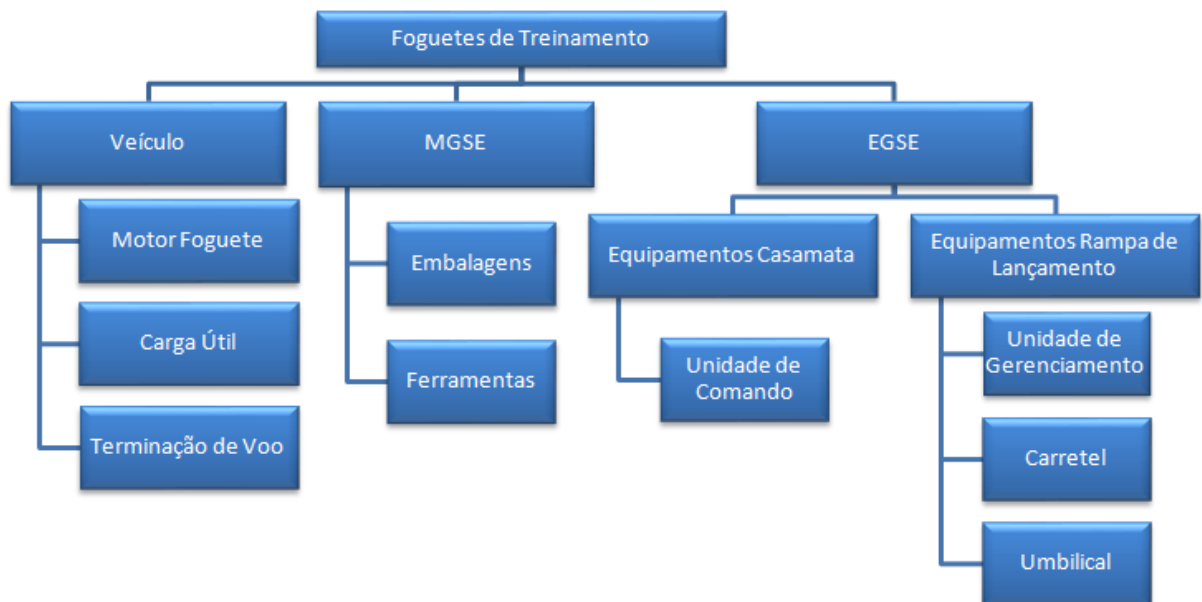
A Figura 12 e 13 mostram, respectivamente, o diagrama de blocos e o fluxograma dos subsistemas do Sistema FTI.

Figura 12 - Diagrama de blocos do Sistema FTI.



Fonte: Adaptado de Avibras (2011c).

Figura 13 - Fluxograma dos subsistemas do Sistema FTI



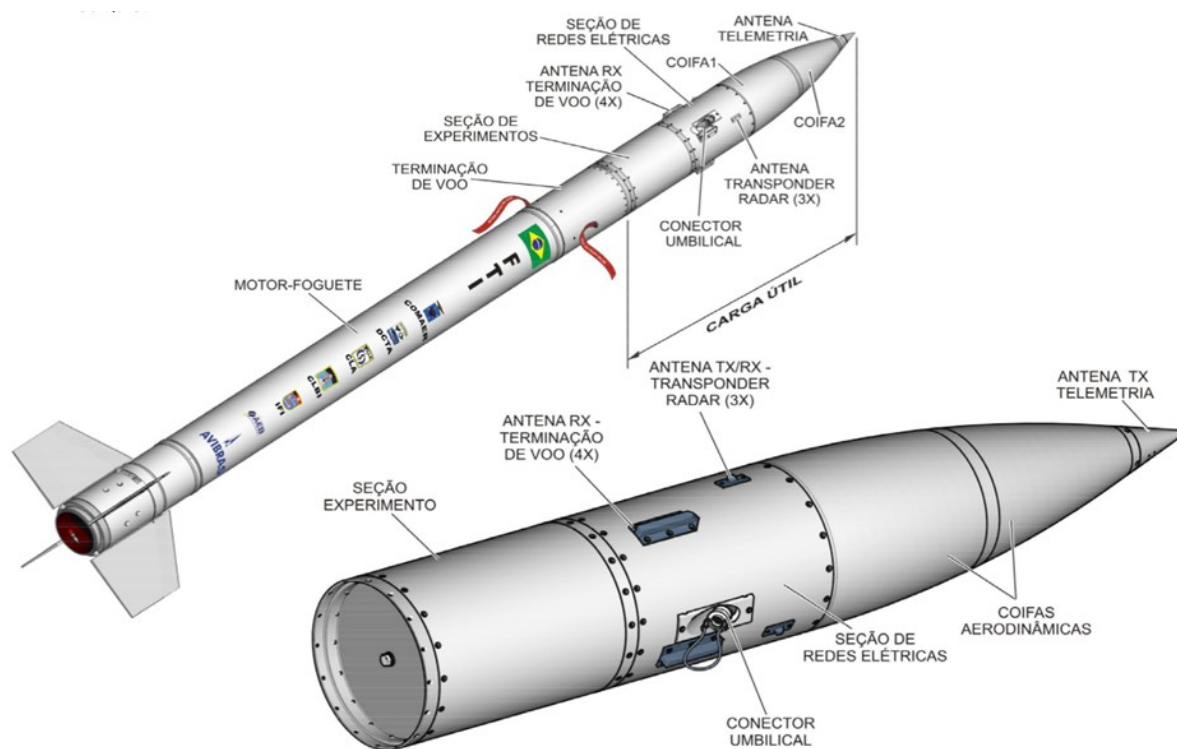
Fonte: Adaptado de Avibras (2011c)

Abaixo, é feito o detalhamento de todos os subsistemas do Sistema FTI, na ordem em que aparecem no fluxograma apresentado na Figura 13.

a) Subsistema Veículo

De acordo com a Figura 14, o subsistema veículo é formado por um motor foguete (oriundo do foguete AV-SS-60 do Sistema ASTROS II, de propelente sólido e tubeiras retas), por uma carga útil (que compreende uma seção de experimentos, uma seção de redes elétricas, três antenas *transponder*, quatro antenas de terminação de voo e uma antena de banda S para telemetria do veículo) e por uma seção de terminação de voo. (AVIBRAS, 2011b).

Figura 14 - Imagens do Subsistema Veículo do FTI.



Fonte: Adaptado de Avibras (2011c).

A seção de experimentos da carga útil permite o embarque de dispositivos e sistemas experimentais com até 30 kg, que serão utilizados durante o voo do veículo de acordo com a missão. Da mesma forma que no FTB, quando não existem experimentos a serem embarcados, o espaço, destinado a estes, é preenchido com lastros.

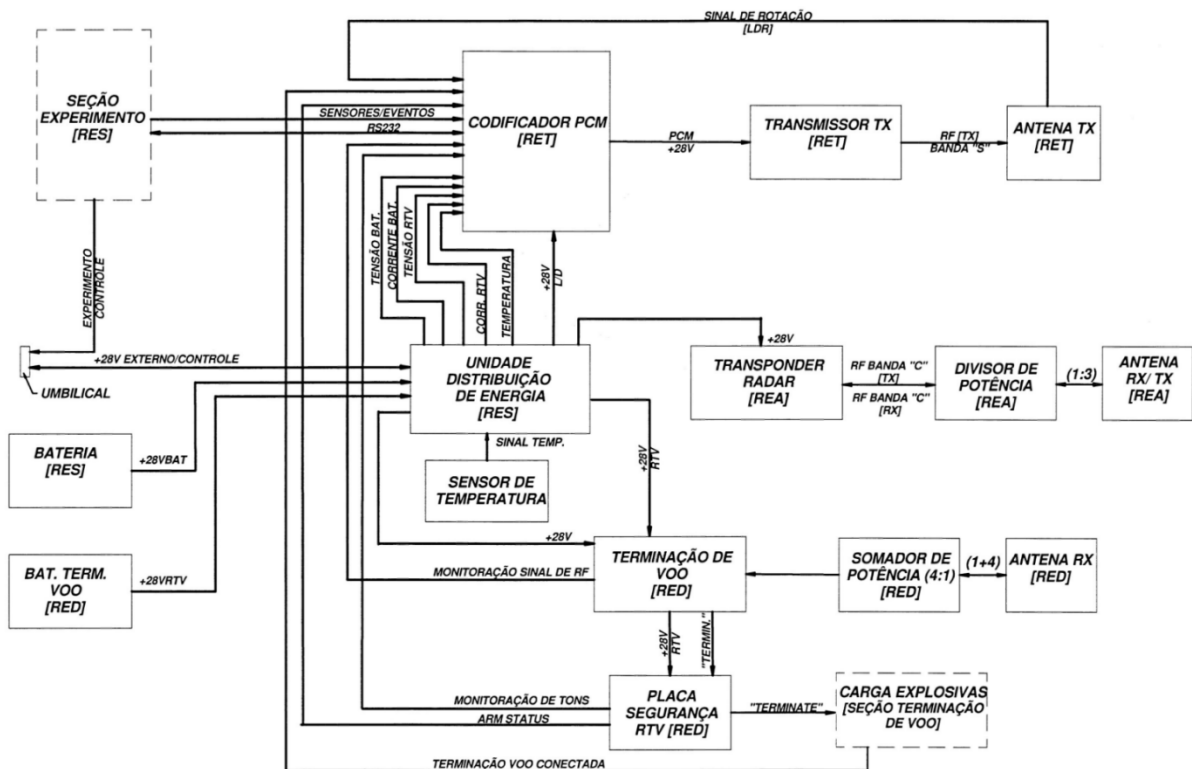
A seção de redes elétricas da carga útil, de acordo com a Figura 12, é formada pela rede elétrica de serviço (RES), pela rede elétrica de telemetria (RET) e pela rede de segurança

(REG) que, por sua vez, é subdividida em rede elétrica auxiliar de radar (REA) e pela rede elétrica de terminação de voo (RED).

Na Figura 15, pode ser visto o diagrama lógico de ligação da RES com a RET, REA e RED.

A RES, assim como no FTB, é responsável pelo armazenamento e distribuição de energia para os equipamentos do veículo. Esta rede é composta por dois sistemas de baterias independentes que fornecem, cada uma, de forma isolada, uma tensão de 28,8 Vdc nominal; pela unidade de distribuição de energia, que provê a distribuição de energia para os equipamentos da RET, da REA e da RED; e pelo conector umbilical, que permite a conexão da seção de redes elétricas com a unidade de gerenciamento (quando o veículo se encontra na rampa de lançamentos) e a desconexão dos mesmos (durante a decolagem do veículo).

Figura 15 - Diagrama lógico da ligação da RES com a RET, REA e RED.



Fonte: Adaptado de Avibras (2011d).

A RET, de forma idêntica ao FTB, é responsável por coletar e transmitir para o solo as informações dos sensores internos do veículo, bem como, as informações disponibilizadas pela seção de experimentos. Esta rede, por sua vez, é formada pelo codificador PCM, pelo transmissor e pela antena na banda S.

Os sensores internos do veículo são um sensor LDR, um transdutor de temperatura e um transdutor de corrente e de tensão para cada conjunto de baterias. As funções são as mesmas descritas para o FTB, já citadas anteriormente.

O codificador PCM, assim como no FTB, recebe sinais analógicos e digitais através de seus canais. Esses sinais são codificados e enviados, através de um quadro PCM, para o módulo transmissor de RF de banda S. Este, por sua vez, amplifica o sinal e transmite, através de uma antena, para a estação de telemetria do centro de lançamento. A Figura 9 mostra a disposição dos canais no quadro PCM para o FTI (mesma do FTB).

O comprimento do quadro PCM e demais características, são as mesmas descritas para o FTB.

Da mesma forma, os canais analógicos CA01 até o CA04 possuem as mesmas funções do FTB. O canal CA05 informa a tensão da bateria que alimenta a rede de terminação de voo (RTV). Já o canal CA06 informa a corrente da bateria da RTV. E por fim, o canal CA07 fornece a intensidade do sinal recebido da terminação de voo.

No canal „eventos“, o *bit* de número 1 informa o *status* do monitor da bateria, assumindo o valor 0 V para o estado inativo e 5 V para estado ativo. Já os *bits* de números 2 a 4 informam, respectivamente, as presenças dos tons A, B e C de acionamento da terminação de voo. O *bit* de número 5 informa sobre a conexão da terminação de voo (conectado ou desconectado). Finalmente, o *bit* de número 6 informa quando a terminação de voo está armada.

Para os experimentos embarcados, o canal analógico CA08, o canal „serial“ e os *bits* de números 7 a 10 do canal „eventos“ estão reservados e podem ser utilizados livremente.

Mais informações sobre o codificador PCM podem ser consultadas em Horan (2002).

A rede elétrica de auxílio ao radar (REA) permite o rastreamento da trajetória do veículo pelos radares em solo. Ela é constituída por um *transponder*; três antenas espaçadas a 120° e fixadas na parte externa da seção de redes elétricas; e um divisor/somador de potências ligado às antenas.

A rede elétrica de terminação de voo (RED) permite a interrupção do voo em caso de trajetória perigosa ou anomalias no comportamento do veículo após o lançamento. Esta rede é constituída por um divisor/somador de potência; quatro antenas espaçadas a 90° e fixadas na parte externa da seção de redes elétricas; e um receptor de terminação de voo, que recebe e identifica o comando enviado do solo para a seção de terminação de voo.

A seção de terminação de voo, por sua vez, é constituída de cargas explosivas que, ao serem acionadas, rompem o tubo do motor foguete provocando a imediata terminação do voo do veículo.

b) Subsistema *Mechanical Ground Support Equipment* (MGSE)

O subsistema MGSE representa os equipamentos mecânicos de suporte em solo. Este subsistema é composto pela bancada e pelo conjunto de ferramentas de montagem, desmontagem e manutenção do sistema que compõe o FTI, bem como, pelas embalagens para transporte e armazenamento do mesmo. (AVIBRAS, 2011c).

c) Subsistema *Electronical Ground Support Equipment* (EGSE)

O subsistema EGSE, por sua vez, representa os equipamentos eletrônicos utilizados em solo. Assim como no FTB e de acordo com a Figura 13, o subsistema é composto pelos equipamentos da casamata (formado pela unidade de comando) e pelos equipamentos da rampa de lançamentos (constituído pela unidade de gerenciamento, carretel e cabo umbilical).

As funções são as mesmas descritas no item EGSE do sistema FTB.

2.3 Estrutura do campo de lançamentos

Para que um veículo possa ser lançado ao espaço é necessário um campo de lançamentos. Este contempla todos os equipamentos básicos para lançamentos e rastreo, assim como as condições básicas de segurança para as pessoas envolvidas no processo de lançamento, para os equipamentos utilizados e para terceiros (povo em geral).

A configuração de cada campo depende da finalidade da missão e, consequentemente, do projeto dos veículos espaciais que serão lançados.

Assim, os equipamentos necessários para efetivar o lançamento, para controlar e rastrear os veículos após o lançamento e para recuperação da carga útil no ponto de impacto são configurados levando-se em conta os requisitos para a integração e lançamento (tipo do foguete, tamanho do foguete, tipo de combustível etc.).

São também importantes as proteções contra perturbações ambientais que podem comprometer a segurança de um lançamento, tais como: rajadas de vento; elevadas temperaturas; e descargas atmosféricas.

No fator segurança, é de vital importância a boa acomodação dos componentes dos foguetes em armazéns apropriados que ofereçam segurança contra incêndio e outros sinistros. Também se faz necessária a acomodação, com segurança, para o pessoal de apoio de solo próximo ao local de lançamento, permitindo proteção contra explosões, incêndios etc.

Um fluxo básico do funcionamento dos principais setores de um campo de lançamentos, para a efetivação de uma missão de lançamento de um foguete, pode ser resumido na Figura 16.

Figura 16 - Organograma básico do funcionamento de uma estação de lançamentos para uma missão.



Fonte: Autor.

O lançamento começa com a definição de sua missão que alinhara, entre outros quesitos, a finalidade da missão (experimental, comercial ou militar). Em consequência, define-se o tipo do voo (orbital ou suborbital); o tipo e tamanho do foguete adequado, bem como, o combustível a ser utilizado (sólido, híbrido ou líquido).

Após os requisitos definidos, entra em cena o setor de segurança de voo, que tem por propósito, proteger a vida, as instalações e os equipamentos contra o impacto de veículos além de garantir o sucesso da missão. (BRASIL, 2017).

Com esse propósito, a segurança de voo coordena e orienta as ações integradas dos demais setores envolvidos na missão durante todo o lançamento.

O setor de meteorologia, por sua vez, coleta as informações meteorológicas durante as operações de pré-lançamento e de lançamento. Essas informações são fornecidas à segurança de voo para que sejam tomadas as ações em relação ao lançamento do veículo.

O setor de preparação e lançamento de foguetes, baseado nos requisitos da missão de lançamento, disponibiliza, à segurança de voo, todas as condições materiais para o lançamento do veículo. Este setor é responsável pela estocagem temporária do veículo a ser

lançado, de seus componentes (peças, combustível etc.) e cargas úteis, além da montagem, testes e transferência do veículo lançador para a plataforma de lançamentos.

O setor de rastreo e tele medidas, por sua vez, tem como principal função, efetuar a aquisição, o rastreo, processamento, gravação e monitoração das informações de bordo do veículo. Esses parâmetros são fornecidos ao centro de controle para indicar o desenvolvimento das diferentes fases do voo do veículo. (CPOL, 2018).

Uma vez efetuado o lançamento do veículo, o setor de rastreo e tele medidas, também baseado nas informações fornecidas pela segurança de voo em relação à missão de lançamento (designação do veículo, trajetória nominal, ponto de impacto etc.), fornece as informações de designação do veículo em tempo real (azimute, elevação e distância). São fornecidas, também, as variáveis (propulsão, atitude, telecomando, separação de estágios etc.) que servem de auxílio na tomada de decisão pelo setor de segurança de voo.

Nesse contexto, o sistema de baixo custo para voos suborbitais, aqui proposto, pode ser amplamente aplicado como dispositivo para: testar e aprimorar a telemetria dos centros de lançamentos, uma vez que o sistema se utiliza de sinais gerados pelo codificador PCM dos foguetes para transmissão de dados; aprimorar o rastreamento, pois as variáveis inerciais e a altitude são informadas em tempo real; e como ferramenta de melhoria dos procedimentos de segurança, uma vez que as imagens do ambiente da carga útil são também monitoradas em tempo real.

3 SISTEMA DE BAIXO CUSTO PARA VOOS SUBORBITAIS

3.1 Representação Espacial

De acordo com Polo e Martínez-Barberá (2019), existem quatro principais métodos de representar a posição, orientação e rotação de um corpo no espaço tridimensional. Cada um apresenta vantagens e desvantagens em relação a parâmetros, continuidade, não singularidade e linearidade das equações envolvidas. A Tabela 7 faz um comparativo entre elas.

Tabela 7 - Principais características dos métodos mais usados para representação espacial.

Representation	Parameters	Continuous	Non-Singular	Linear Evolution Equation
Euler angles	3	✗	✗	✗
Axis-angle	3-4	✗	✗	✗
Rotation matrix	9	✓	✓	✓
Unit quaternion	4	✓	✓	✓

Fonte: Polo e Martínez-Barberá (2019).

Neste trabalho optou-se por utilizar o método dos *quaternions* para efetuar os cálculos de rotação do corpo (representado pelo sistema) nos *softwares* envolvidos.

Sua representação é feita pelo conjunto de quatro números reais cuja notação é mostrada na Equação 1.

$$\mathbf{q} = q_0 + q_1\mathbf{i} + q_2\mathbf{j} + q_3\mathbf{k} \equiv q_0, q_1, q_2, q_3^T \quad (1)$$

Como a finalidade do trabalho não é efetuar demonstrações ou cálculos em relação a esses métodos, mais informações a respeito de *quaternions* podem ser consultadas em Terzakis Lourakis e Ait-Boudaoud (2018) e em Biasi e Gattass (2002).

3.2 Descrição do Sistema Proposto

O projeto consiste no desenvolvimento de dois sistemas independentes:

Para o primeiro sistema utilizou-se um microcontrolador STM32F103C8, um barômetro BMP280, um sensor inercial e magnetômetro MPU9265 e um *transceiver* MAX485CSA. Todos os dispositivos foram montados em uma placa de circuito impresso,

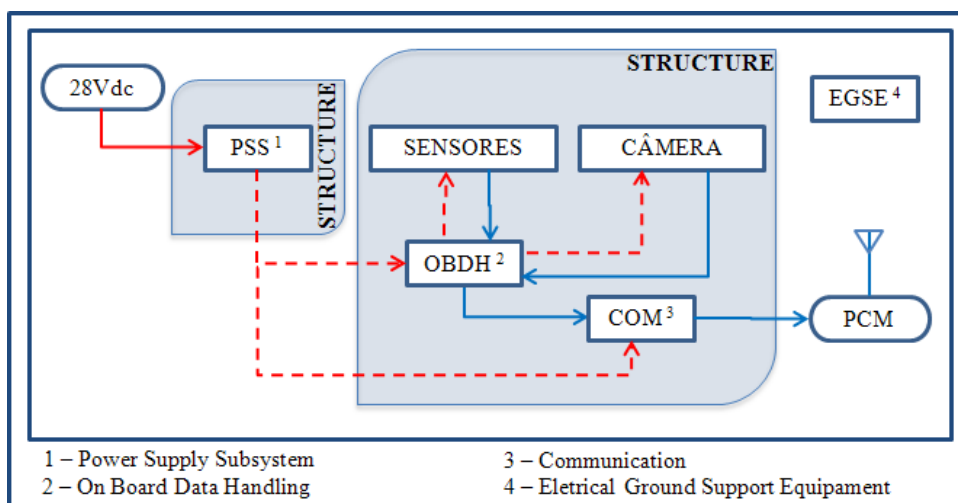
desenhada para esse propósito e condicionada em um invólucro apropriado. Para o microcontrolador foi desenvolvido um *software* embarcado que controla a aquisição das informações dos sensores, bem como, a transmissão destas para a telemetria do foguete através do *transceiver*. A taxa de transmissão das informações para a telemetria deste sistema é de 19.200 *bits/s*.

Para o segundo sistema foi utilizado um microprocessador Raspberry Pi 3 modelo B, uma câmera *Board V2* de 8Mp e um *transceiver* MAX485CSA. Assim como o anterior, todos os dispositivos foram condicionados em um invólucro apropriado. Da mesma forma, como no microcontrolador, foi desenvolvido um *software* embarcado no microprocessador que controla a aquisição e a transmissão das imagens, em quadros, para a telemetria do foguete. A taxa de transmissão das imagens para a telemetria deste sistema é de 38.400 *bits/s*.

Ambos os sistemas possuem um projeto de fonte própria com conversores, divisores de potência e filtro de entrada, que lhes possibilitam alimentação durante todas as etapas da missão. Inclui-se aqui, também, o pré-voo na rampa de lançamentos, que é feito com a ajuda de um equipamento de suporte em solo (EGSE), através de um umbilical.

Para melhor acompanhamento, este projeto foi dividido em alguns subsistemas. A Figura 17 mostra, de forma macro, a interação entre estes.

Figura 17 - Interação entre os subsistemas.



Fonte: Autor.

a) Suprimento de Energia (PSS - *Power Supply Subsystem*)

Responsável por prover alimentação de energia a níveis de tensão necessários ao

funcionamento do sistema. Formado pelos grupos de baterias, reguladores de tensão, unidade de distribuição e conector umbilical.

b) Supervisão de bordo (OBDH - *On Board Data Handling*)

Responsável por receber todas as informações oriundas dos sensores do sistema e executar as rotinas de monitoramento dos componentes. Tem como função coletar, condicionar e encaminhar as medidas dos sensores ao subsistema de comunicação e é formado pelos *softwares* embarcados em cada sistema.

c) Comunicação (COM - *Communication*)

Responsável por estabelecer o *link* de comunicação entre o sistema e a telemetria do foguete. Formado pelos grupos de antenas, transmissor e codificador PCM.

d) Equipamentos de Solo (EGSE - *Electrical Ground Support Equipment*)

Formada por equipamentos de suporte que fornecem serviços de operação e apoio ao sistema. Têm como função básica acionar o sistema, verificar se os dados coletados são consistentes e gravar esses dados no computador. A partir desses resultados será realizado um diagnóstico da operação do sistema para concluir seu bom funcionamento ou, caso contrário, possibilitar o reparo antes do lançamento. Compõem-se pelos *softwares* de solo e cablagem umbilical.

e) Estrutura (S - *Structure*)

Responsável por acomodar todo o sistema e garantir reforço estrutural para as cargas aplicadas durante os ensaios de vibração e durante o lançamento.

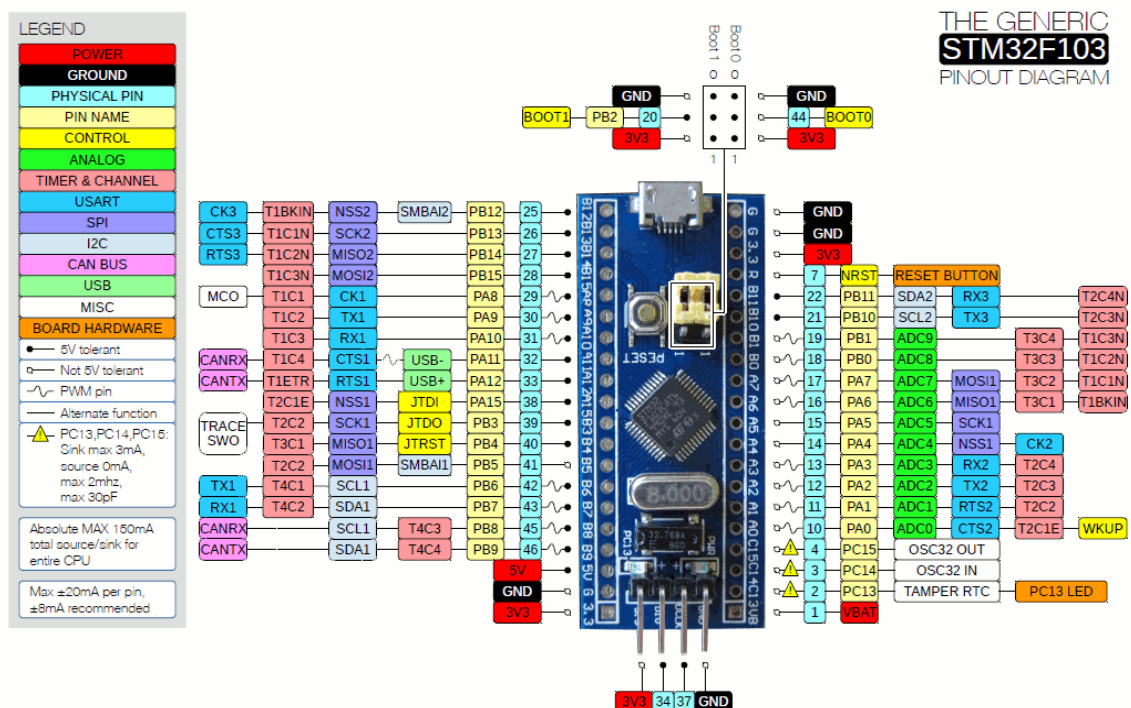
Os componentes que formam os sistemas são: um microcontrolador STM32F103C8, um barômetro BMP280, um Sensor Inercial e magnetômetro MPU9265, um Transceiver MAX485CSA e um Microprocessador Raspberry Pi 3 *Model B*.

Seguindo o texto, tem-se o detalhamento de todos os componentes.

3.2.1 Módulo de Processamento de Dados

O módulo de processamento de dados tem como núcleo principal um microcontrolador STM32F103C8. Este microcontrolador é baseado na plataforma ARM® Cortex®-M3, 32 *bits*, arquitetura RISC, frequência de operação em 72 MHz e memória flash de 64 *kbytes* e 20 *kbytes* de SRAM. As principais características do referido microcontrolador são trabalhar com as *interfaces* I²C, SPI, USART, USB e CAN, além de operar com uma tensão elétrica entre +3,3 V e +5 V em temperaturas variando de -40°C a +85°C com um consumo de corrente máximo de 150mA. Essas e outras informações podem ser consultadas em Stm32f103x8 (2015). O detalhe dos pinos é mostrado na Figura 18.

Figura 18 - Pinos do módulo STM32F103C8.



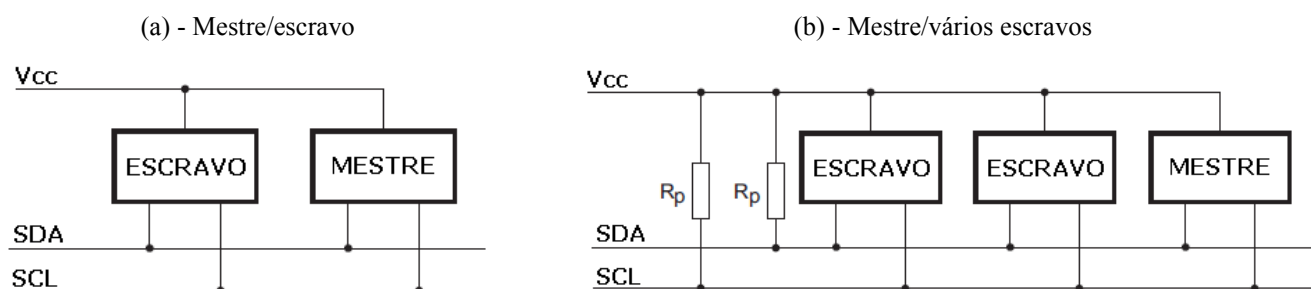
Fonte: [https://www.techshopbd.com/uploads/product_document/STM32bluepillarduinoiguide\(1\).pdf](https://www.techshopbd.com/uploads/product_document/STM32bluepillarduinoiguide(1).pdf).

Vale lembrar que para um circuito poder utilizar o protocolo I²C faz-se necessário ter um dispositivo mestre e um ou vários dispositivos escravos. Inicialmente o dispositivo mestre identifica o(s) dispositivo(s) escravo(s) através de um endereço único pré-estabelecido. Após a identificação, o dispositivo mestre pode solicitar as informações ao dispositivo escravo, um por vez, informando o endereço e mantendo assim uma comunicação entre dispositivos através do protocolo. Para tanto, existe um barramento disponibilizado para geração da sincronização serial (SCL, do inglês *serial clock*) e um para dados (SDA, do inglês *serial data*).

Quando se utilizam dois ou mais dispositivos escravos, faz-se necessário utilizar um

resistor de *pull-up* para um estado padrão de sinal nos barramentos. As Figuras 19 (a) e (b) mostram a forma de ligação entre o dispositivo mestre e um escravo e entre o mestre e vários escravos, respectivamente. A Figura 19 (b) destaca a presença do resistor *pull-up* na ligação com vários dispositivos escravos.

Figura 19 - Forma de ligação entre dispositivos.

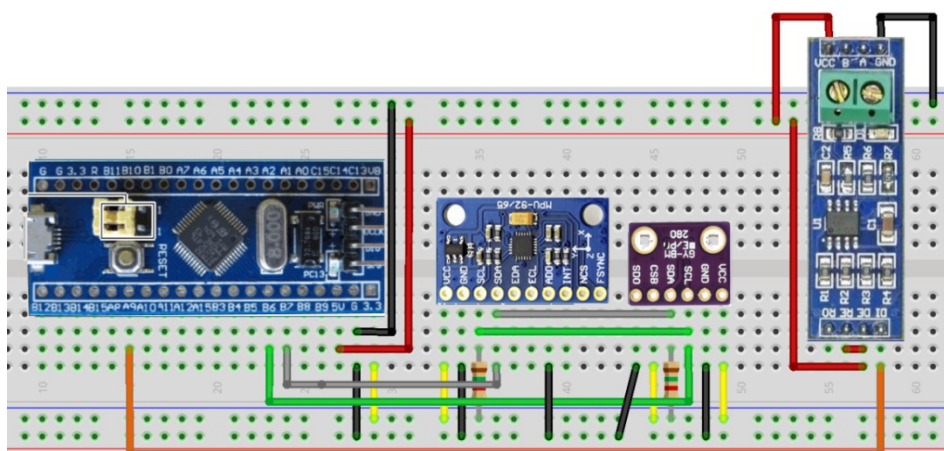


Fonte: Nxp Semiconductors (2014).

Essas e outras informações sobre o protocolo I²C podem ser consultadas em Nxp Semiconductors (2014).

Para comunicação com os sensores, como foi dito anteriormente, utilizou-se o protocolo I²C através dos pinos SDA e SCL do microcontrolador (PB7 e PB6 respectivamente) acessando os endereçamentos específicos de cada sensor. Os resultados foram disponibilizados utilizando o protocolo RS232 TTL acessados pelos pinos TX e RX do microcontrolador (PA9 e PA10, respectivamente) para posterior tratamento pelo *transceiver*.

Figura 20 - Conexão lógica dos componentes.



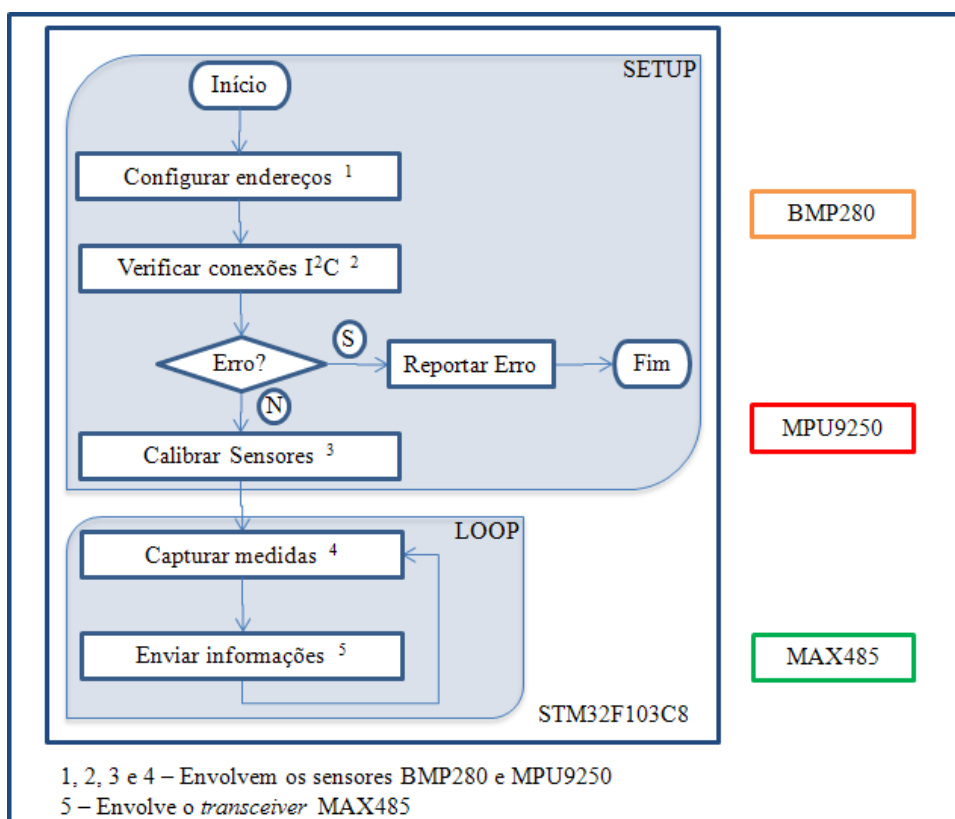
Fonte: Autor.

A alimentação de tensão elétrica para o microcontrolador é feita através dos pinos 5V

e GND, e disponibilizada para os sensores através dos pinos 3V3 e GND. No caso do *transceiver*, é feita uma ponte através dos pinos 5V e GND. A conexão lógica entre o microcontrolador e os componentes citados pode ser vista na Figura 20.

Para a completa interatividade entre os componentes citados, um *software* embarcado foi desenvolvido em linguagem C++. Esse *software* tem, por finalidade, monitorar os sensores, capturar as informações oriundas desses sensores e disponibilizá-las para o subsistema de comunicação. Para a captura e tratamento das informações oriundas dos sensores, são utilizadas chamadas internas oferecidas pelas bibliotecas da *Adafruit* e MIT (disponíveis em: https://github.com/adafruit/adafruit_BMP280_Library e <https://github.com/hideakitai/MPU9250> respectivamente). O fluxo lógico de execução para cada sensor é mostrado na Figura 21.

Figura 21 - Fluxo lógico do software embarcado no módulo STM32F103C8.



Fonte: Autor.

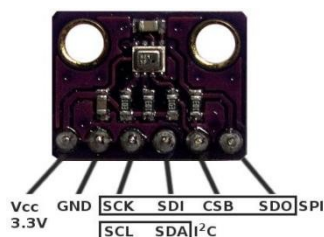
Como pode ser visto, o fluxo lógico de execução inicia no bloco de *setup* com: a configuração dos endereços; verificação das conexões com o protocolo I²C; e a calibragem dos mesmos. Em caso de erro, este é reportado e o programa finaliza.

Após a calibragem, é executado o bloco de *loop*, que se caracteriza por ser um ciclo de repetição infinita, onde é feita a captura das informações oriundas dos sensores e disponibilizadas através da porta serial do microcontrolador (RS232 TTL) para posterior envio ao *transceiver*. Este por sua vez, disponibiliza a informação no padrão do protocolo RS485 para acesso pelo sistema de comunicação (COM).

3.2.2 Módulo Barométrico

Já o módulo barométrico é formado por um sensor de pressão modelo BMP280 fabricado pela BOSCH®. Este módulo caracteriza-se por ser um sensor digital com medida de temperatura e pressão. Ele possui *interface* I²C e SPI e opera com uma tensão elétrica entre +1,71V a +3,6V em temperaturas variando entre -40°C a +85°C, com um consumo de corrente máximo de 2,7µA. A acurácia de suas medidas ficam em torno de ±0.015 PSI (±0,1 kPa), podendo medir uma pressão máxima de 290,08 PSI (2000 kPa). Essas e outras informações detalhadas podem ser consultadas em Bmp280 (2018). O esquema dos pinos é mostrado na Figura 22.

Figura 22 - Pinos do módulo BMP280.



Fonte: <https://startingelectronics.org/pinout/GY-BMP280-pressure-sensor-module/>.

Na conexão lógica, mostrada na Figura 20, podem-se perceber as ligações entre o microcontrolador e o sensor através da Tabela 8, onde se destacam as conexões dos pinos CSB e SDO, para configuração, e os pinos SCL e SDA para uso do protocolo I²C.

O pino CSB determina a seleção do protocolo a ser utilizado. Se o estado for alto (3,3V) será assumido o protocolo I²C, caso seja baixo (GND), o protocolo SPI. No sistema em questão, foi utilizado o estado alto (protocolo I²C).

O pino SDO define o endereçamento do sensor para o protocolo I²C. Caso seu estado seja alto (3,3V) o endereço, em hexadecimal, 0x76 é assumido. Caso contrário, é assumido o endereço 0x77. No sistema foi utilizado o estado baixo (0x77).

Tabela 8 - Ligações entre o sensor BMP280 e o microcontrolador STM32F103C8.

STM32F103C8	BMP280
3V3	Vcc
GND	GND
PB6	SCL
PB7	SDA
3V3	CSB
GND	SDO

Fonte: Autor.

Os pinos SCL e SDA são utilizados pelo protocolo I²C para sincronismo (*serial clock*) e dados (*serial data*), respectivamente, e são conectados diretamente aos respectivos pinos SCL e SDA do microcontrolador (PB6 e PB7).

No *software* embarcado no microcontrolador, de acordo com a Figura 21, pode-se ver que a configuração, a verificação e a calibragem são efetuadas pela chamada do método *begin()*, que tem por função definir o endereçamento, checar o protocolo I²C e efetuar a calibragem para as leituras de temperatura e pressão.

Ainda, na inicialização, são configurados os padrões básicos para leitura das informações como: o *power mode* assinalado para *normal mode*, disponibilizando uma leitura contínua do sensor ao longo do tempo; o *temperature oversampling* assinalado para o valor 0x16, permitindo uma maior resolução e reduzindo o ruído na leitura da temperatura pelo sensor; o *pressure oversampling*, também assinalado para 0x16, ocasionando uma redução no ruído além de uma maior resolução na leitura da pressão pelo sensor; o *standby time* assinalado para 62ms, permitindo um período entre leituras sequenciais; e finalmente o parâmetro *filtering*, assinalado para *ultra high resolution*, suprimindo distúrbios causados por fontes externas. Essas e outras informações em relação aos parâmetros de configuração podem ser vistos em Bmp280 (2018).

No ciclo de repetição infinita, ainda de acordo com a Figura 21, são feitas as leituras de temperatura (em graus centígrados) e pressão (em Pa) através dos métodos *readTemperature()* e *readPressure()*, respectivamente.

O cálculo da altitude é efetuado através do método *readAltitude(P_b)* utilizando-se, como parâmetro (*P_b*), a pressão ao nível do mar do local onde se localiza o sistema. A fórmula barométrica é exposta na Equação (2):

$$P = P_b \frac{T_b}{T_b + L_b \frac{g_0 M}{R^* L_b} (h - h_b)} \quad (2)$$

Utilizando a temperatura padrão ($T_b = 0^\circ\text{C} = 273,15 \text{ K}$), o nível do mar como referência de altitude ($h_b = 0$), a taxa de variação de temperatura em referência ao nível do mar ($L_b = -0,0065 \text{ K/m}$), a constante universal dos gases perfeitos ($R^* = 8,3144598 \text{ J/mol/K}$), a aceleração da gravidade ($g_0 = 9,80665 \text{ m/s}^2$) e a massa molar do ar ($M = 0,0289644 \text{ Kg/mol}$), chega-se à Equação (3) para a altitude (h):

$$h = 44330 \left(1 - \frac{P}{P_b} \right)^{0,1903} \quad (3)$$

No sistema em questão, foi utilizado como pressão ao nível do mar (P_b) o valor médio de 1012 hPa, tendo como parâmetros a localização do CLA (WINDY, 2018).

Mais informações sobre a equação barométrica e variáveis utilizadas podem ser vistos em Noaa (2016). Em relação ao protocolo I²C, mais informações podem ser encontradas em Nxp Semiconductors (2014).

3.2.3 Módulo de Sensores Inerciais e Magnetômetro

O módulo de sensores inerciais e magnetômetro, modelo MPU9265, é um sensor inercial composto pela integração de dois componentes. O primeiro, cujo modelo é o MPU6515 fabricado pela Invensense®, é formado por um acelerômetro e um giroscópio. Já o segundo, modelo AK8963 da Asahi Kasei *Microdevices Corporation*®, é composto por um magnetômetro.

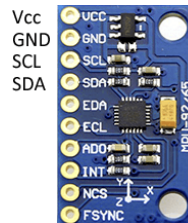
Este módulo possui nove graus de liberdade que combinam um giroscópio, um acelerômetro e um magnetômetro, todos de três eixos. Ele possui interfaces I²C e SPI, operando com uma tensão elétrica entre +2,4V a +3,6V em temperaturas variando entre -40 a +85°C, sendo utilizada uma corrente de 3,93mA.

Este dispositivo possui, também, uma precisão programável, entre movimentos rápidos e lentos, para o giroscópio em intervalos de ± 250 , ± 500 , ± 1000 , e $\pm 2000^\circ/\text{sec}$ (dps, do inglês *dots per second*) e para o acelerômetro em intervalos de $\pm 2g$, $\pm 4g$, $\pm 8g$, e $\pm 16g$. Para o magnetômetro o intervalo é de $\pm 4800\mu\text{T}$. Essas e outras informações detalhadas podem ser

consultadas em Mpu-9250 (2016).

O detalhe dos pinos é mostrado na Figura 23.

Figura 23 - Pinos do módulo MPU9265.



Fonte: Adaptado pelo Autor.

De acordo com a conexão lógica (Figura 20), podem-se perceber as ligações entre o microcontrolador e o sensor através da Tabela 9, onde se destacam as conexões dos pinos ADO, para configuração, além dos pinos SCL e SDA para uso do protocolo I²C.

Tabela 9 - Ligações entre o sensor MPU9265 e o microcontrolador STM32F103C8.

STM32F103C8	MPU9265
3V3	Vcc
GND	GND
PB6	SCL
PB7	SDA
GND	ADO

Fonte: Autor.

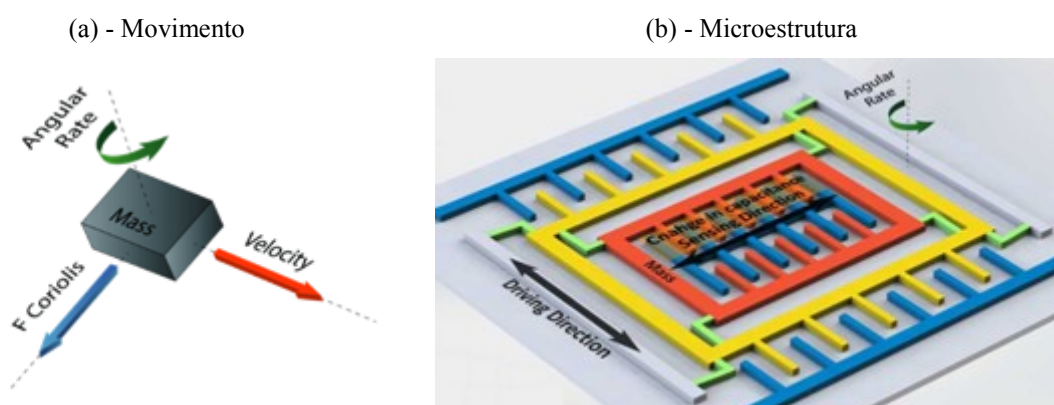
O pino ADO define o endereçamento do acelerômetro e giroscópio para o protocolo I²C. Caso seu estado seja alto (3,3V) o endereço, em hexadecimal, 0x69 é assumido. Caso contrário (0V), é assumido o endereço 0x68. No sistema foi utilizado o estado baixo (0x68). Independentemente do estado deste pino, o endereçamento para o magnetômetro é sempre 0x0C.

Os pinos SCL e SDA são utilizados pelo protocolo I²C para sincronismo e dados, respectivamente, e são conectados diretamente aos respectivos pinos SCL e SDA do microcontrolador (PB6 e PB7).

De acordo com o Mpu-9250 (2016), o giroscópio é formado por três vibradores independentes, com tecnologia MEMS que detectam as rotações nos eixos negativos X, Y e Z. Quando ocorre uma rotação em quaisquer desses eixos, o Efeito *Coriolis* causa uma vibração que é detectada por uma diferença capacitiva. A Figura 24 (a) mostra o

funcionamento através do deslocamento de uma massa que sofre uma rotação causando uma variação na Força de *Coriolis*. Essa força, medida através da variação da capacitância, é amplificada, demodulada e filtrada para produzir uma voltagem que é proporcional à taxa angular nos eixos. A escala da proporção pode ser programada em intervalos de ± 250 , ± 500 , ± 1000 , e $\pm 2000^\circ/\text{sec}$ (dps). Para o sistema foi utilizado ± 2000 dps. A Figura 24 (b) mostra a microestrutura ao qual uma massa sofre um deslocamento perpendicular quando uma rotação é aplicada.

Figura 24 - Giroscópio.



Fonte: HowToMechatronics (2016)

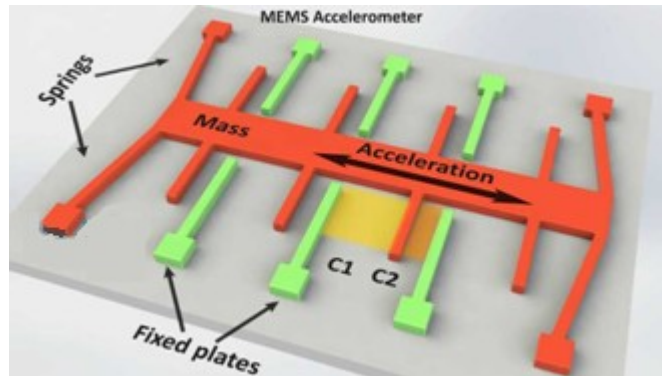
Ainda de acordo com o referido *datasheet*, o acelerômetro é formado por uma massa de prova para cada eixo X, Y e Z. Qualquer aceleração sofrida pelo sensor causa o deslocamento dessas massas ao longo desses eixos. A Figura 25 mostra a microestrutura onde uma massa presa a uma mola se move ao longo de uma direção. Quando uma aceleração em uma determinada direção for aplicada, a massa sofrerá um deslocamento. Esse deslocamento provoca uma variação de pressão, que é detectada por sensores capacitivos ao longo de cada eixo, produzindo uma voltagem proporcional à medida da força aplicada. Essa escala de proporção pode ser programada em intervalos de $\pm 2g$, $\pm 4g$, $\pm 8g$, e $\pm 16g$. Para o sistema em questão, foi utilizado $\pm 16g$.

Já o magnetômetro, de acordo com o mesmo *datasheet*, utiliza três sensores de efeito *Hall* para detectar o magnetismo terrestre nos eixos X, Y e Z. O princípio de funcionamento é mostrado na Figura 26.

Quando um fluxo de corrente atravessa uma placa condutora, os elétrons fluem de um lado para o outro da placa, como mostra a Figura 26 (a). Ao aproximar-se um campo magnético à placa, cria-se uma perturbação no fluxo e os elétrons se acumulam em um lado da placa se contrapondo aos polos positivos, criando uma diferença de potencial, como mostra

a Figura 26 (b). Esses valores medidos são amplificados e disponibilizados na resolução de $\pm 4800 \mu\text{T}$.

Figura 25 - Microestrutura do acelerômetro.

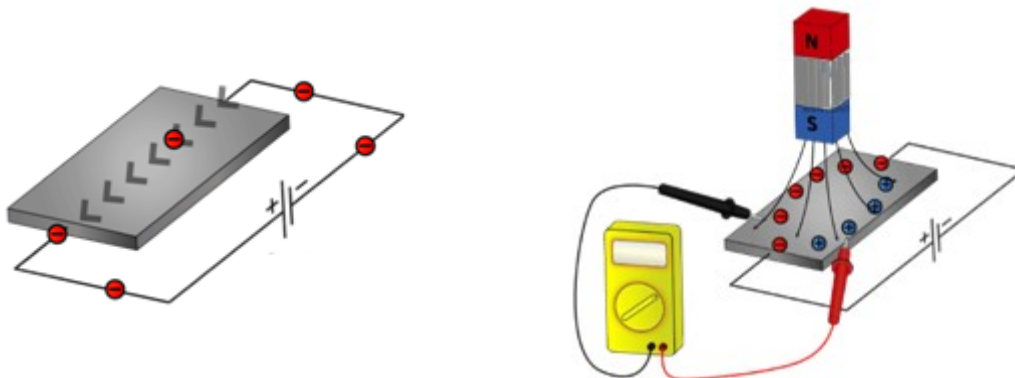


Fonte: HowToMechatronics (2016)

Figura 26 - Funcionamento do magnetômetro.

(a) - Fluxo normal de elétrons

(b) - Fluxo perturbado por um campo magnético



Fonte: HowToMechatronics (2016)

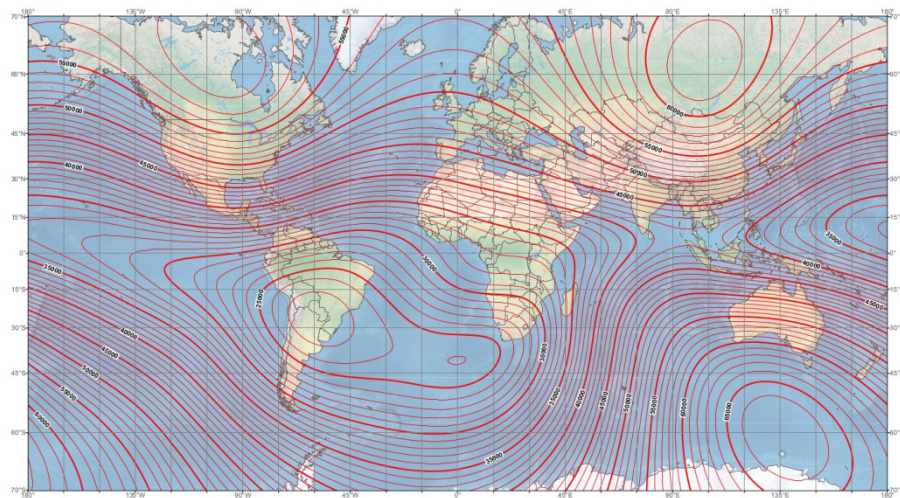
Como o campo magnético da Terra não tem intensidade constante e não está alinhado com o seu eixo rotacional, existe uma diferença entre o norte/sul geográfico e o norte/sul magnético. Essa diferença é chamada de declinação magnética e deve ser levada em consideração quando forem efetuadas as medidas no magnetômetro. A Figura 27 mostra a variação da intensidade do campo magnético na Terra. Já a Figura 28 mostra a declinação magnética na Terra.

Para cálculo da declinação magnética foi utilizada a ferramenta disponível em NOAA (2019c) e como parâmetro de referência, a posição geográfica do CLA (latitude $2^{\circ}20'17.2''\text{S}$ e

longitude 44°25'01.7"W). A Figura 27 mostram os valores calculados.

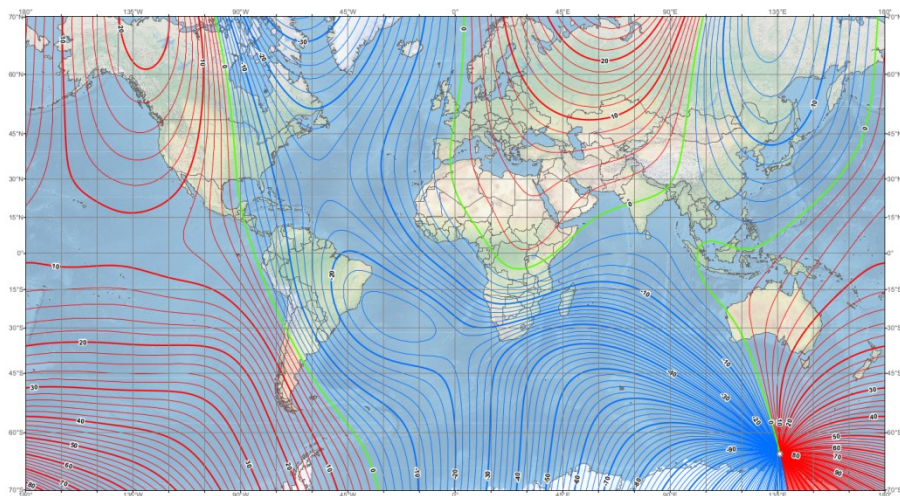
No *software* embarcado no microcontrolador, de acordo com a Figura 21, pode-se verificar que a configuração é feita pela chamada de dois métodos independentes que definem os endereçamentos do sensor. O método *isConnectedMPU9250()*, para o acelerômetro e giroscópio, e o método *isConnectedAK8963()*, para o magnetômetro.

Figura 27 - Intensidade do campo magnético da Terra.



Fonte: NOAA (2019a).

Figura 28 - Declinação do campo magnético da Terra.



Fonte: NOAA (2019b).

Figura 29 - Cálculo da declinação magnética no CLA.

Magnetic Field							
Model Used:	WMM2015V2						
Latitude:	2° 20' 17.2" S						
Longitude:	44° 25' 1.7" W						
Elevation:	0.0 km Mean Sea Level						
Date	Declination (+ E - W)	Inclination (+ D - U)	Horizontal Intensity	North Comp (+ N - S)	East Comp (+ E - W)	Vertical Comp (+ D - U)	Total Field
2019-06-05	-20° 47' 0"	-10° 2' 31"	25,829.8 nT	24,149.0 nT	-9,165.4 nT	-4,574.0 nT	26,231.6 nT
Change/year	0° 0' 59"/yr	-0° 27' 50"/yr	-40.9 nT/yr	-35.6 nT/yr	21.4 nT/yr	-208.4 nT/yr	-3.9 nT/yr
Uncertainty	0° 19'	0° 13'	133 nT	138 nT	89 nT	165 nT	152 nT

Fonte: Adaptado de Noaa (2019c).

A verificação do protocolo I²C também é realizada por dois métodos independentes: o método *initMPU9250()*, para o acelerômetro e giroscópio, e o método *initAK8963()*, para o magnetômetro.

Da mesma forma, a calibragem para as leituras é feita através da chamada de dois métodos também independentes: o método *calibrateAccelGyro()*, para o acelerômetro e giroscópio; e o *calibrateMag()* que calibra o magnetômetro. Neste ponto é informado o valor da declinação magnética através do método *setMagneticDeclination()*.

No ciclo de repetição infinita, ainda de acordo com a figura citada, são feitas as leituras das informações através do método *update()*.

Uma vez realizadas as leituras dos sensores, através do método indicado acima, o cálculo dos ângulos de *roll* (ϕ), *pitch* (θ) e *yaw* (ψ), se dão através das fórmulas mostradas nas Equações 4, 5 e 6, respectivamente.

$$\phi = \tan^{-1} \frac{2(q_0q_1 + q_2q_3)}{q_0q_0 - q_1q_1 - q_2q_2 + q_3q_3} \quad (4)$$

$$\theta = -\sin^{-1} 2(q_1q_3 - q_0q_2) \quad (5)$$

$$\psi = \tan^{-1} \frac{2(q_1q_2 + q_0q_3)}{q_0q_0 + q_1q_1 - q_2q_2 - q_3q_3} \quad (6)$$

Os valores q_0 , q_1 , q_2 e q_3 representam as medidas em *quaternions*, de acordo com a Equação 1, oriundas das leituras lineares do acelerômetro, magnetômetro e giroscópio em cada eixo medido. Mais informações sobre o cálculo dos ângulos podem ser consultadas em Freescale (2013 e 2015).

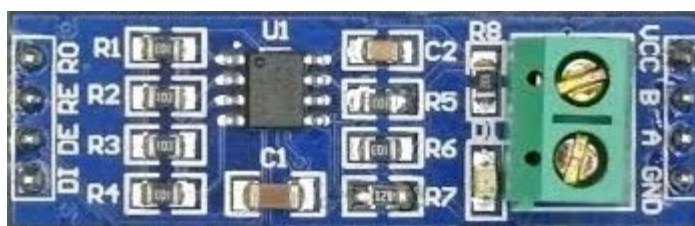
Mais informações sobre o funcionamento do acelerômetro, giroscópio e

magnetômetro, podem ser consultadas em Starlino Eletronics (2009) e Howtomechatronics (2016).

3.2.4 Módulo de *Interface* RS485

Este módulo é formado por um *transceiver* modelo MAX485CSA, fabricado pela Maxim Integrated Products®, para comunicação com o protocolo RS485 e RS422. Ele opera com uma tensão elétrica na faixa de +5V a +12V em temperaturas variando entre 0°C a +70°C com um consumo de corrente máximo de 250mA. As tensões aplicadas ao *driver* de entrada (DI), ao *receiver* de saída (RO), e aos controles de entrada e saída (DE e RE respectivamente) operam todos na faixa de -0,5V a +12,5V. As tensões nos *drivers* de saída (A e B), operam na faixa de -8V a +12,5V. Essas e outras informações detalhadas podem ser consultadas em Max485 (2003). O detalhe dos pinos é mostrado na Figura 30.

Figura 30 - Pinos do módulo MAX485CSA.



Fonte: Adaptado pelo Autor.

O padrão de comunicação RS485 utilizado no sistema é o definido pela *Electronic Industries Alliance* (EIA) com o uso de dois fios e *half-duplex*. Esse padrão utiliza dois sinais, um positivo e outro negativo (tomando como referência o GND), para transmissão das informações.

Seguindo a conexão lógica (Figura 20), podem-se perceber as ligações entre o microcontrolador, o *transceiver* e o codificador PCM (mostrada na Tabela 10) onde se destacam as conexões dos pinos DI, DE, RE, A e B.

O *transceiver* trabalha, como foi dito, em modo *half-duplex*, ou seja, não é possível enviar e receber informações ao mesmo tempo. Os pinos RE e DE definem o fluxo de entrada e saída respectivamente e são ativados em estado alto (5V) e desativado em estado baixo (GND). O destaque vale para o pino RE que é ativado/desativado em lógica reversa. Nesse sistema o sentido da informação é apenas de transmissão (DE sempre em estado alto),

consequentemente nunca haverá recepção (RE sempre em estado alto devido à lógica reversa).

Tabela 10 - Ligações entre o sensor MPU9265, o microcontrolador STM32F103C8 e o codificador PCM.

STM32F103C8	MAX485CSA	PCM (RS485)
5V	Vcc	
GND	GND	GND
PA9	DI	
5V	DE	
5V	RE	
	B	RD+
	A	RD-

Fonte: Autor.

A informação é disponibilizada no padrão do protocolo RS232 TTL pelo microcontrolador através do pino TX (PA9). Esse, por sua vez, é ligado diretamente ao driver de entrada do *transceiver* (pino DI).

As saídas do transceiver são interligadas à entrada do codificador PCM via conectores externos do tipo DB9(M) através do protocolo RS485. Para tanto, os pinos A, B e GND são conectados diretamente às entradas RD-, RD+ e GND do codificador PCM, respectivamente.

Mais informações sobre o protocolo RS485 podem ser encontradas em Axelson (2000).

3.2.5 Módulo de Desenvolvimento Raspberry Pi 3 *Model B*

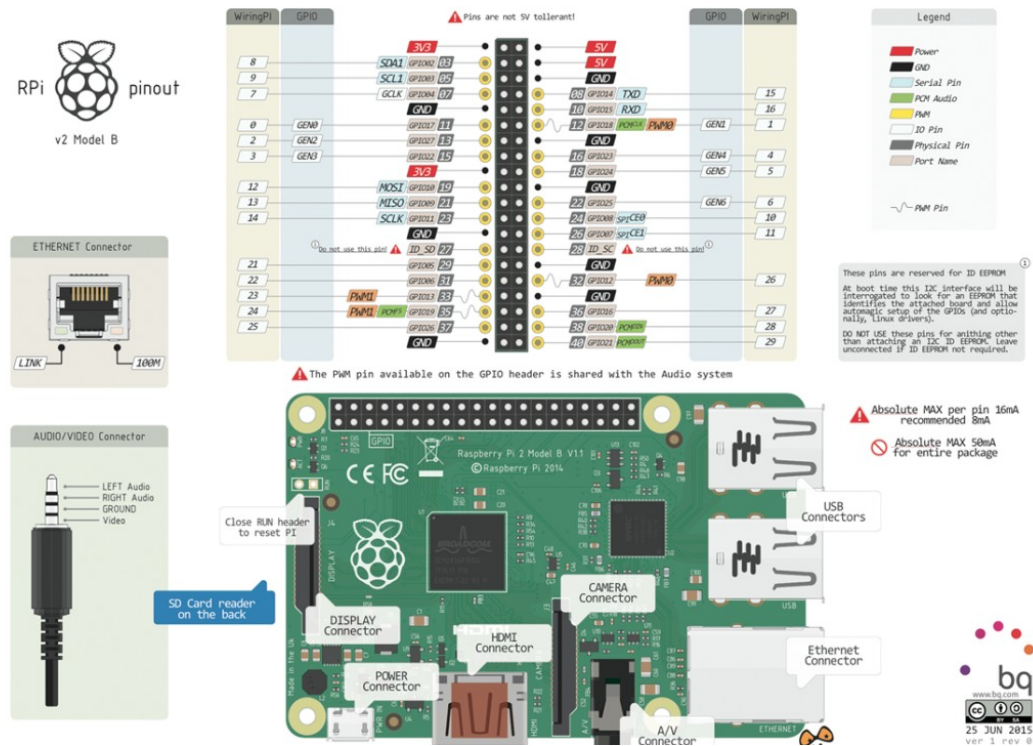
O módulo de desenvolvimento Raspberry Pi 3 *Model B*, possui, como componente principal, um microprocessador baseado na plataforma ARM® Cortex®-A53 Quad-Core, com frequência de 1.2GHz, dimensões 85 x 56 x 17mm, com uma tensão elétrica de 5V e com corrente máxima de consumo entre 700mA e 1A. Este módulo possui conexão CSI para captura de imagem através de câmera de vídeo de 8 Megapixels com modos de vídeo 1080p30, 720p60 e 640 × 480p60/90, com *led* infravermelho.

Essas e outras informações podem ser consultadas em Raspberry Pi 3 (2018). Os detalhes dos pinos são mostrados na Figura 31.

Por ser um módulo microprocessado, instalou-se um sistema operacional Linux, baseado na distribuição Debian, ao qual se fez as configurações necessárias para acoplar uma

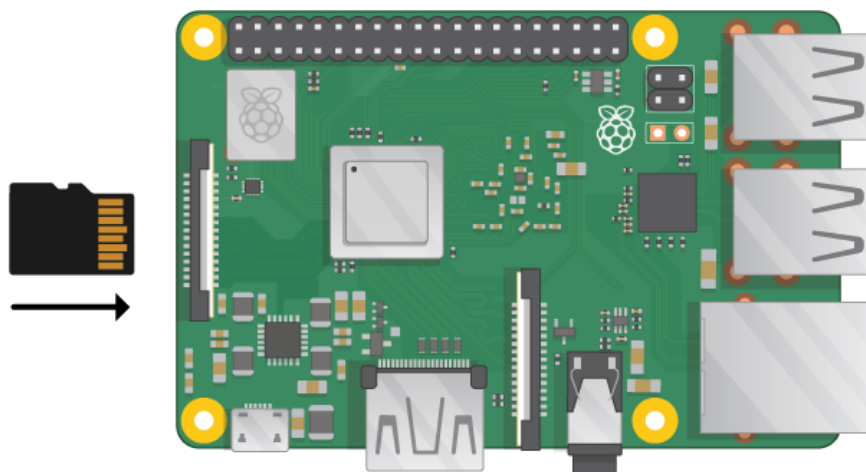
câmera à conexão CSI, bem como a desativação do acesso à porta serial que, por padrão, é bloqueada para o uso do serviço SSH pelo sistema operacional. Tudo isso feito para disponibilizar o acesso da porta serial ao *software* embarcado.

Figura 31 - Pinos do módulo Raspberry Pi 3.



Fonte: Raspberrypi (2018).

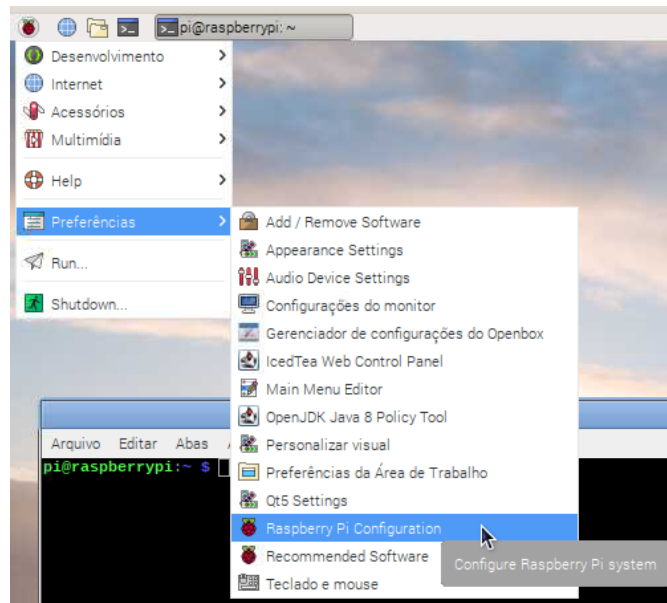
Figura 32 - Conexão do SD no módulo Raspberry Pi.



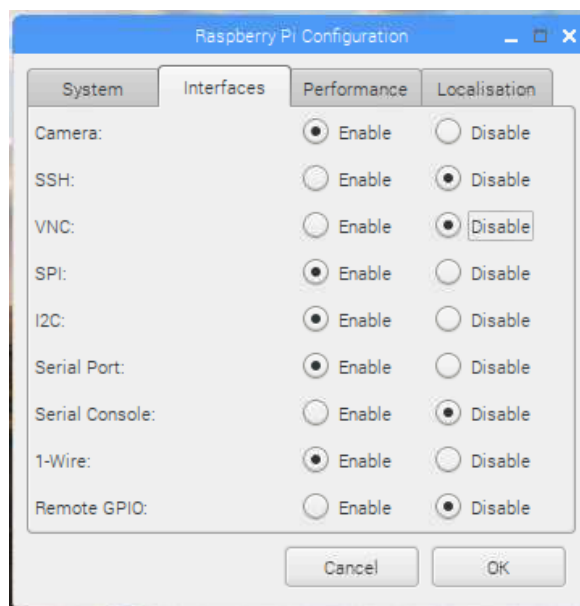
Fonte: Raspberry PI 3 (2018).

Após a instalação, a configuração foi feita através do menu conforme Figura 33.

Figura 33 - Configuração do módulo Raspberry Pi.



Fonte: Adaptado pelo autor.

Figura 34 - Tela de configuração das *interfaces* do módulo Raspberry Pi.

Fonte: Raspberry PI 3 (2018).

O dito sistema operacional foi obtido através do *download* do arquivo de imagem disponível em Raspbian (2019) e instalado seguindo as instruções disponíveis em Raspberry (2019) de acordo com o sistema operacional da máquina hospedeira (no caso Linux Ubuntu 18.04). Neste ponto, gerou-se a instalação em um cartão SD. A Figura 32 mostra a colocação do cartão no módulo Raspberry Pi.

Com a janela de configuração aberta, seleciona-se a aba *Interfaces* assinalando as opções de acordo com a Figura 34.

A Tabela 11 mostra a ação de cada *interface*, bem como, a opção a ser habilitada/desabilitada.

Uma atenção especial deve ser dada à *interface Serial Console*, cuja habilitação não permite que se tenha acesso ao protocolo RS232 TTL via pinos Rx e Tx do GPIO (*interface Serial Port*).

Tabela 11- *Interfaces* do módulo Raspberry Pi 3.

INTERFACES	AÇÃO	ESTADO
<i>Camera</i>	Habilita o módulo de câmera à conexão CSI.	<i>Enable</i>
SSH	Habilita o acesso remoto via protocolo SSH.	<i>Disable</i>
VNC	Habilita o acesso remoto via compartilhamento gráfico do <i>desktop</i> utilizando o protocolo RFB.	<i>Disable</i>
SPI	Habilita o uso do protocolo SPI via pinos do GPIO.	<i>Enable</i>
I ² C	Habilita o uso do protocolo I ² C via pinos do GPIO.	<i>Enable</i>
<i>Serial Port</i>	Habilita o acesso ao protocolo RS232 TTL via pinos Rx e Tx do GPIO.	<i>Enable</i>
<i>Serial Console</i>	Habilita o acesso do terminal de linha de comando no momento do <i>boot</i> do sistema.	<i>Disable</i>
1-Wire	Habilita o uso do protocolo 1-Wire via pino do GPIO.	<i>Enable</i>
<i>Remote GPIO</i>	Habilita o acesso aos pinos do GPIO do Raspberry Pi por outro computador de forma remota.	<i>Disable</i>

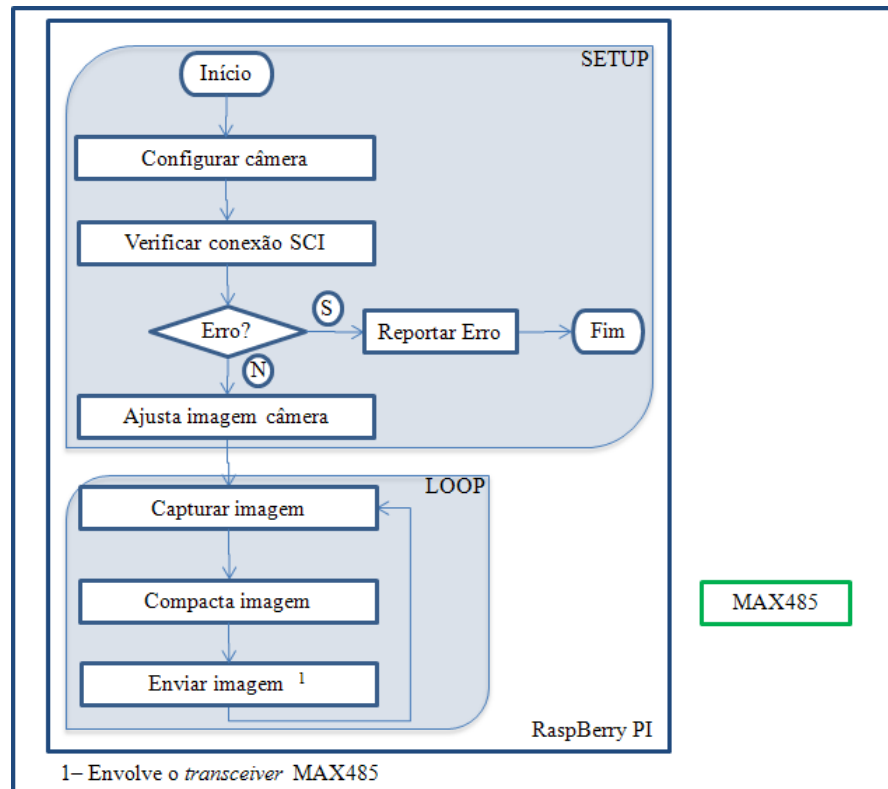
Fonte: Autor.

O *software* embarcado no microprocessador foi desenvolvido em Java e tem por função primária capturar as imagens em quadros nos padrões VGA (640 x 480p), QVGA (320 x 240p) e QQVGA (160 x 120p) em escalas de cor *color* e *gray*, comprimi-las no padrão JPEG e disponibilizá-las via porta serial (RS232 TTL) para o *transceiver*. Este, por sua vez, disponibiliza a imagem, via protocolo RS485, para o codificador PCM à taxa de 33 kbps.

Nessas condições, devido à limitação da largura de banda disponível para transferência dos quadros das imagens, a taxa de transferência em *bytes* por segundo fica em torno de 4 *kbytes/s*. O que significa dizer que de acordo com a quantidade de quadros por segundos a imagem deve ser diminuída em resolução e ou qualidade para adequar-se à taxa disponível (no caso 33 kbps).

O fluxo lógico de execução é mostrado na Figura 35.

Figura 35 - Fluxo lógico do *software* embarcado no módulo RaspBerry Pi.



Fonte: Autor.

Para o acesso às imagens da câmera utilizou-se, através de adaptações, as funções em Java disponibilizadas pela classe JRPiCam disponível em JRPiCam (2018) a qual se utiliza do *software raspstill* do próprio fabricante para acesso à câmera através de linhas de comando. Mais detalhes e funções deste *software* podem ser consultados em Raspistill (2016).

Para configuração da câmera utilizou-se os valores padrões, sendo alterados apenas os parâmetros de: *sharpness*, que define a nitidez dos detalhes em uma foto e cujo valor varia de -100 a +100, para +100; e o *encoding*, que define a codificação da imagem capturada, definido para JPEG.

No laço infinito, a captura do quadro é disponibilizada pela porta serial na velocidade de 33 kbps via protocolo RS232 TTL para o *transceiver*. Este, por sua vez, disponibiliza no protocolo RS485 na mesma velocidade.

Mais informações sobre a codificação, compressão e parametrização das imagens podem ser consultadas em Miano (1999).

3.2.6 Montagem

Para a montagem dos sistemas considerou-se alguns requisitos básicos baseados nos subsistemas do foguete utilizados como parâmetro. De acordo com a Figura 17, partindo do subsistema PSS, observa-se que todo dispositivo é alimentado através de uma fonte de 28Vdc. Como todos os dispositivos que compõem o sistema são alimentados com 5Vdc, foi feito o levantamento da carga total destes e, posteriormente, desenvolvido um circuito regulador de tensão capaz de alimentar todo o circuito. No caso dos sensores, que são alimentados com 3,3Vdc, utilizou-se o pino 3V3 disponível no próprio microcontrolador STM32F103C8. A Tabela 12 mostra o levantamento da carga dos componentes utilizados.

Tabela 12 - Levantamento de carga dos circuitos envolvidos.

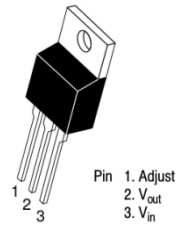
Componentes	Qtd	Corrente Max	Total
STM32F103C8	1	150 mA	150 mA
MPU9265	1	3,93 mA	3,93 mA
BMP280	1	2,7 μ A	2,7 μ A
MAX485CSA	2	250 mA	500 mA
Raspberry Pi 3 Model B	1	1 A	1 A
Corrente Total:			1,65 A

Fonte: Autor.

Utilizando o valor da corrente total, calculou-se o valor dos componentes para a confecção do circuito regulador de tensão baseado no componente LM350 da *On Semiconductor*®. Este se caracteriza por ser um regulador de tensão capaz de suprir uma corrente de até 3A e disponibilizar uma tensão de saída entre 1,2V e 37V. Essas e outras informações estão disponíveis em Lm350-d (2006). A Figura 37 detalha a ligação lógica do circuito. A Figura 36 mostra o componente principal do circuito.

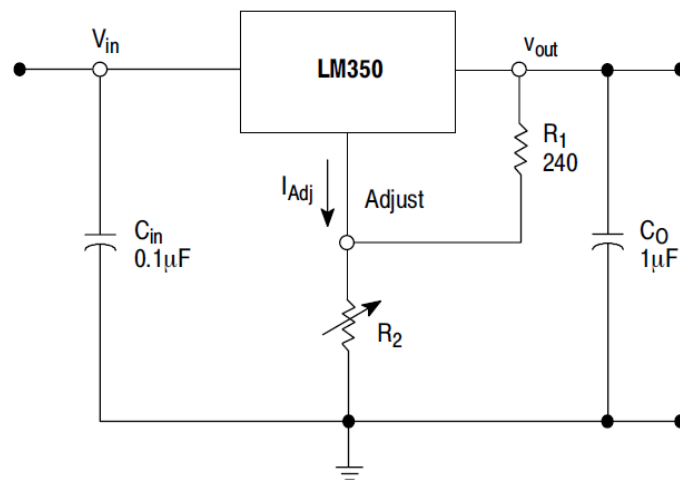
Os valores dos componentes, de acordo com o *datasheet* acima, foram calculados de forma empírica tomando como valor para a tensão de entrada (V_{in}) de 28V e para o resistor fixo (R_1) de 240 Ω . Na saída do circuito foi aplicada uma carga cuja corrente de consumo é de 1,6A. Após isso, ajustou-se o valor do resistor variável (R_2) e mediu-se a tensão de saída (V_{out}) até o valor estável de 5V. Em seguida, a carga foi retirada e foi feita uma medição do valor do resistor variável (R_2), tendo como tensão de saída (V_{out}) os 5,3V requeridos.

Figura 36 - Detalhe do componente LM350.



Fonte: Lm350-d (2006).

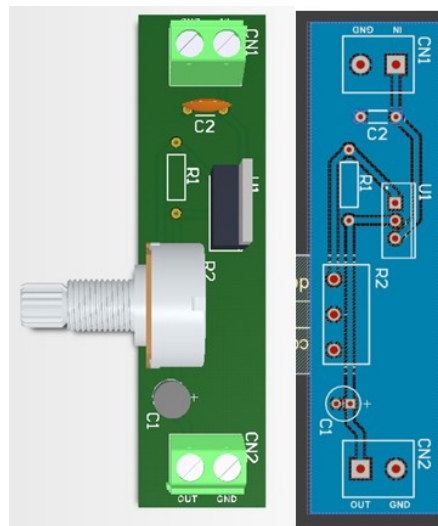
Figura 37 - Detalhe da ligação lógica do componente LM350.



Fonte: Lm350-d (2006).

Após as medições, fez-se a substituição do resistor variável por um resistor de valor fixo. A Figura 38 mostra o circuito usado para as medições e a placa de fenolite criada.

Figura 38 - Circuito e placa de fenolite.

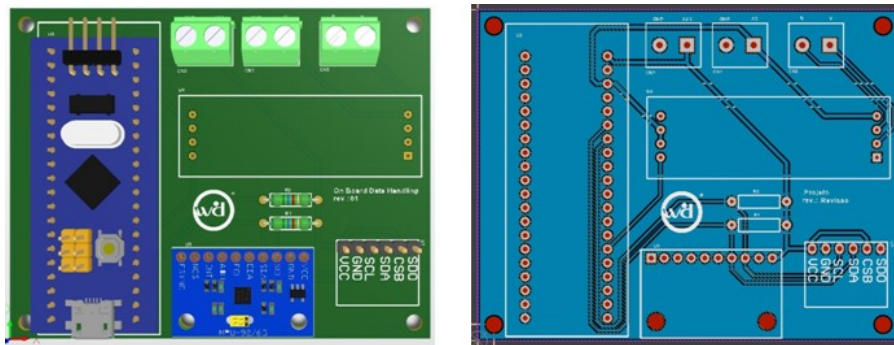


Fonte: Autor.

Para o subsistema OBDH, composto por dois *softwares* embarcados em um microcontrolador (STM32F103C8) e um microprocessador (Raspberry Pi 3 Model B) respectivamente, desenvolveu-se dois circuitos para conexão entre os componentes envolvidos.

O primeiro circuito envolve o microcontrolador STM32F103C8 que, como dito anteriormente, possui um *software* embarcado cuja função principal é capturar as informações medidas pelos sensores e, uma vez tratadas, disponibilizar essas medidas para o subsistema COM que é representado pelo *transceiver*, para continuidade do processo. A Figura 39 mostra o circuito juntamente com a placa de fenolite.

Figura 39 - Circuito do sistema de captura dos sensores e placa de fenolite.



Fonte: Autor

O segundo circuito envolve o microprocessador (Raspberry Pi 3 Model B), que também possui um *software* embarcado cuja função principal é capturar as imagens da câmera e disponibilizar, através de quadros, para o subsistema COM que é representado pelo *transceiver*, para continuidade do processo. A Figura 40 mostra o circuito completo.

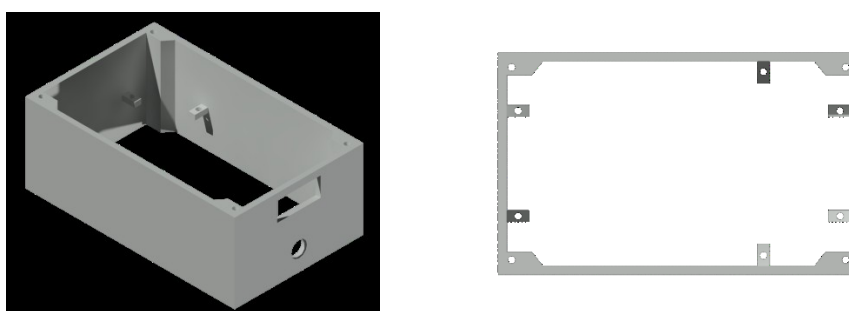
Figura 40 - Circuito do sistema de captura das imagens.



Fonte: Autor

Todos os circuitos desenvolvidos foram acomodados em duas estruturas, aqui representados pelo subsistema S, garantindo reforço estrutural. Essas estruturas foram desenvolvidas de forma a permitir a fabricação em impressora 3D reduzindo assim o custo. A Figura 41 mostra os desenhos e detalhes das estruturas.

Figura 41 - Detalhes das estruturas.



Fonte: Autor

Para o subsistema EGSE, desenvolveram-se outros dois *softwares* que executam em plataforma *desktop* para acompanhamento dos resultados em solo. Esses *softwares* recebem as informações vindas do codificador PCM, disponibilizadas após a recepção em solo, e, via porta serial RS485, mostram os resultados em tempo real. Após isso é feito o armazenamento das informações para posteriores análises. São eles:

a) *Software* EGSE de captura dos dados inerciais:

Software desenvolvido através do *app designer* do MatLab versão 2019a. Caracteriza-se por receber, via porta de comunicação serial, os dados inerciais dos sensores e disponibilizar, em tempo real através de gráficos e imagens, as informações de aceleração, giro, pressão, temperatura, altitude e campo magnético da Terra. Uma vez recebidas, essas informações são armazenadas para posteriores análises. A Figura 42 mostra a tela inicial do aplicativo.

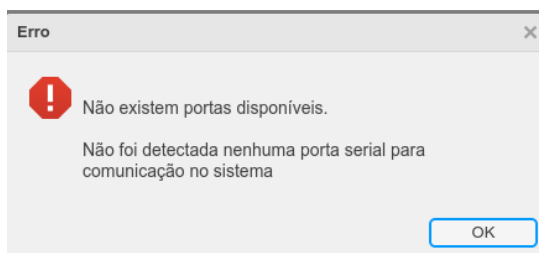
Figura 42 - Tela Inicial do *software* EGSE de captura de dados inerciais.



Fonte: Autor.

Ao iniciar, o *software* EGSE de captura de dados inerciais, automaticamente disponibiliza as portas seriais disponíveis no *combobox* „Porta de Comunicação“ (1). Caso ocorra algum erro ou o aplicativo não detecte nenhuma porta, o botão „Atualizar Portas“ (2) fará uma nova verificação das portas disponíveis e, se existir, as carregará no *combobox* „Porta de Comunicação“ (1). Caso não exista, a mensagem da Figura43 será reportada ao usuário.

Figura 43 - Mensagem de erro de porta serial de captura dos dados inerciais não localizada.

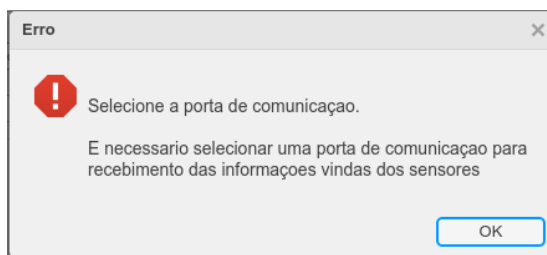


Fonte: Autor.

Caso o usuário não informe a porta de comunicação ao clicar no botão „Iniciar Captura“ (7), a mensagem da Figura44 será reportada.

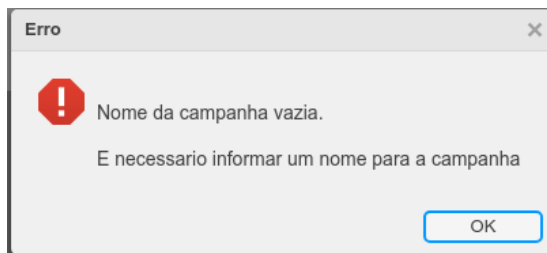
Em todas as mensagens de erro o campo ao qual o erro se refere é destacado em cor amarelada para chamar a atenção do usuário.

Figura 44 - Mensagem de alerta de seleção de porta de comunicação.



Fonte: Autor.

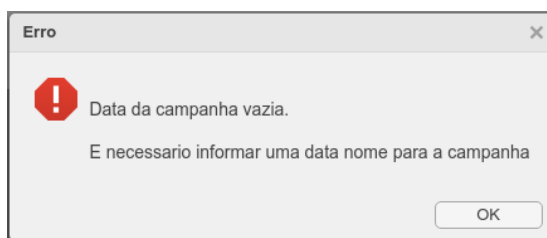
Figura 45 - Mensagem de alerta por falta do nome da campanha.



Fonte: Autor.

O próximo passo deve ser o preenchimento do nome da campanha (3), ao qual servirá como referência para análises futuras, e a data (4) de ocorrência da mesma. Caso o usuário não informe o nome da campanha ou a data, as mensagens de alerta das Figuras 45 e 46 serão reportadas após ser clicado o botão „Iniciar Captura” (6)

Figura 46 - Mensagem de alerta por falta da data da campanha.

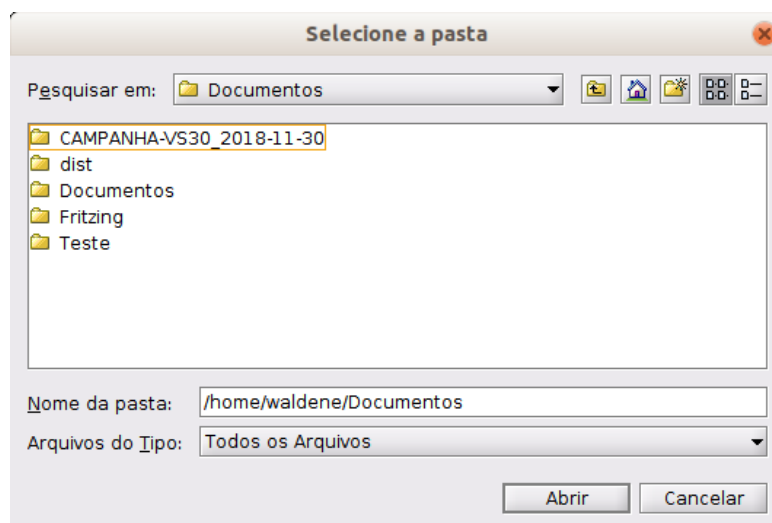


Fonte: Autor.

Por fim, através do botão „Pesquisar” (5) informa-se a pasta de destino onde serão criados os arquivos com as informações dos dados inerciais capturados. Após o clique uma caixa de diálogo, mostrado na Figura 47, aparecerá para que seja escolhida a pasta ou que se proceda para a criação da mesma. Caso o usuário não informe a pasta de destino, a mensagem de erro da Figura 48 será reportada após ser clicado o botão „Iniciar Captura” (6).

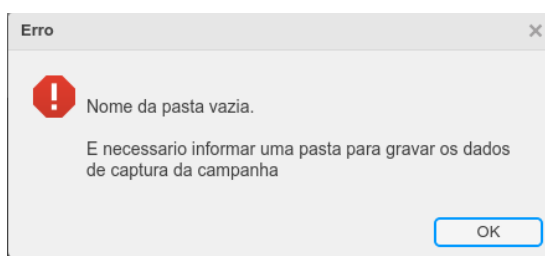
Após as informações serem fornecidas corretamente, ao se clicar no botão „Iniciar Captura” (6), todos os campos serão bloqueados e a sequência de dados, capturados pelos sensores, começa a ser mostrada. A gravação da mesma acontece na pasta de destino escolhida cujo nome do arquivo será composto pelo nome da campanha e a data informada. Nesse ponto, a gravação pode ser interrompida a qualquer momento clicando-se no botão „Finalizar Captura” (7). Na Figura 49 é mostrado um exemplo do arquivo criado na pasta mencionada.

Figura 47 - Caixa de diálogo para seleção da pasta de destino.



Fonte: Autor.

Figura 48 - Mensagem de alerta por falta de informação da pasta de destino.

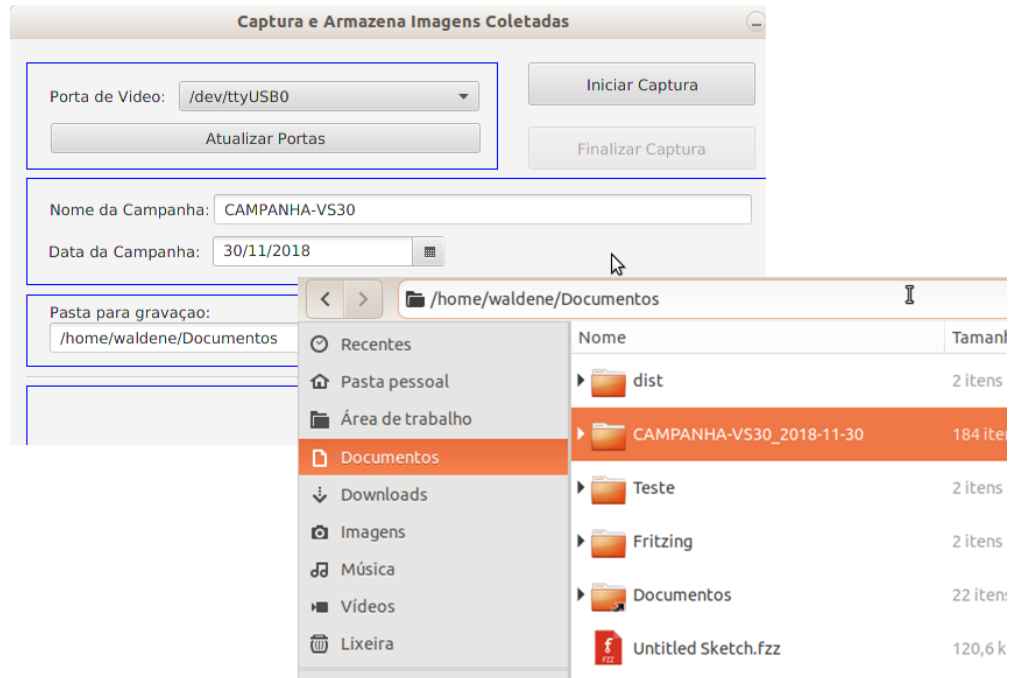


Fonte: Autor.

De forma contínua as informações são apresentadas visualmente de acordo com a Figura 50. Neste ponto, podem-se selecionar as visões individuais por abas (1) ou vê-las de forma geral.

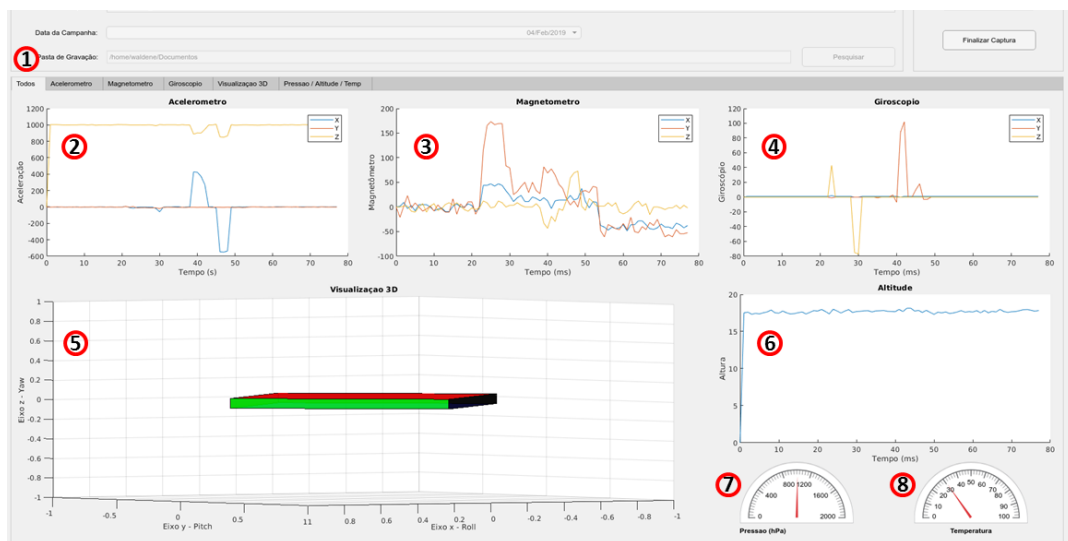
Cada informação capturada por um sensor é apresentada em um gráfico. Os três eixos do acelerômetro são mostrados no gráfico (2) e, de forma individual, no gráfico da aba „Acelerômetro□ (Figura 51). À direita do gráfico destacam-se as legendas para cada eixo (X, Y e Z).

Figura 49 - Exemplo do arquivo onde as informações serão gravadas.



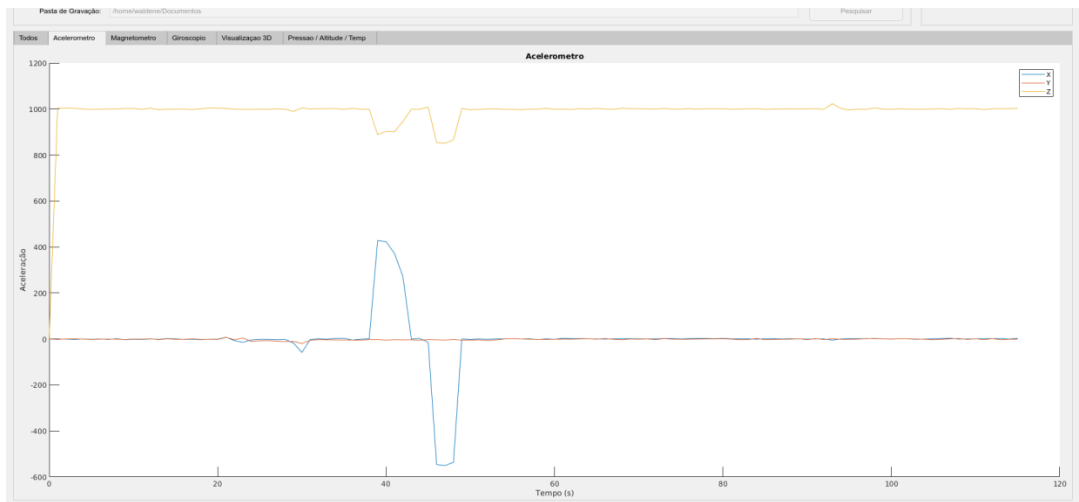
Fonte: Autor.

Figura 50 - Visualização das informações capturadas.



Fonte: Autor.

Figura 51- Visualização individual do acelerômetro.

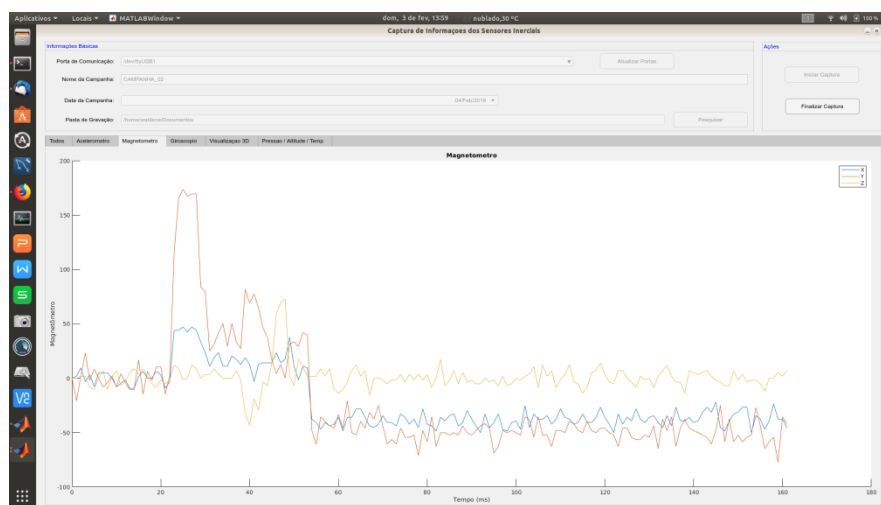


Fonte: Autor

Os três eixos do magnetômetro são apresentados no gráfico (3) e, de forma individual, no gráfico da aba „Magnetômetro“ (Figura 52). À direita do gráfico destacam-se as legendas para cada eixo (X, Y e Z).

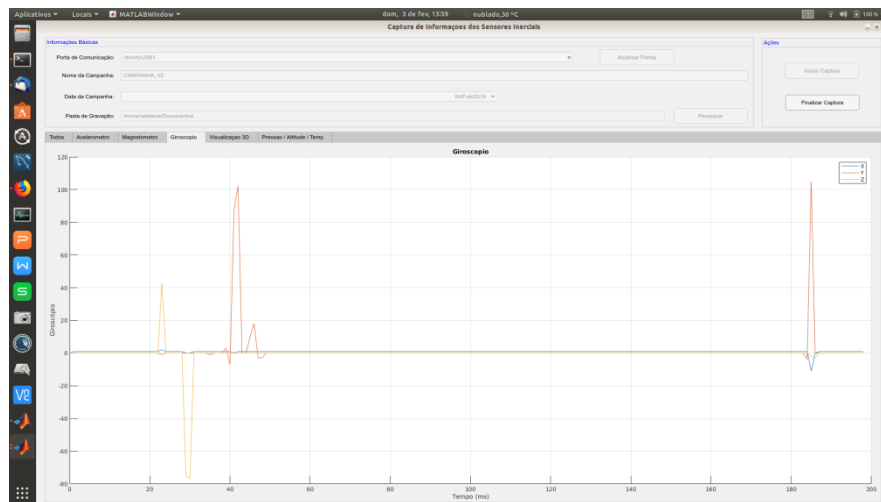
Os três eixos do giroscópio são apresentados no gráfico (4) e, de forma individual, no gráfico da aba „Giroscópio“ (Figura 53). À direita do gráfico as legendas para cada eixo (X, Y e Z).

Figura 52 - Visualização individual do magnetômetro.



Fonte: Autor

Figura 53 - Visualização individual do giroscópio.

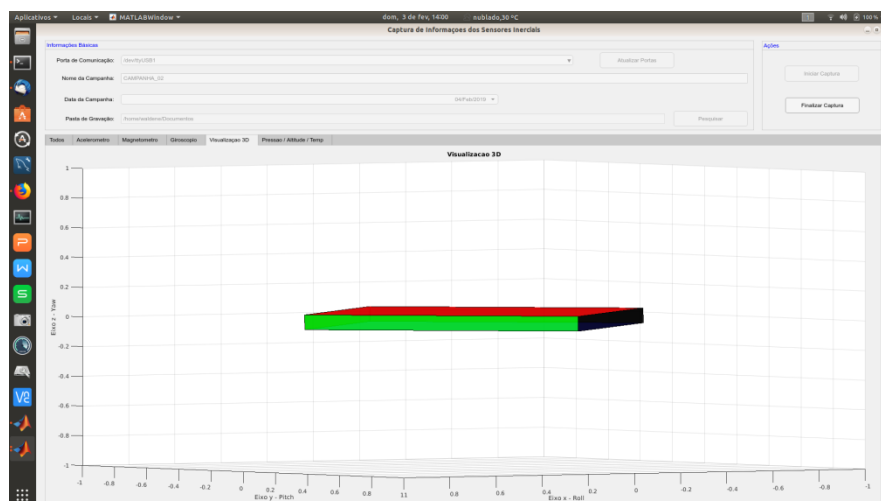


Fonte: Autor

A visualização do comportamento do sensor inercial no que diz respeito aos ângulos de Euler em relação às coordenadas X, Y e Z (*roll*, *pitch* e *yaw* respectivamente), é apresentada no gráfico (5) e, de forma individual, no gráfico da aba „Visualização 3D“ (Figura 54). Tais ângulos, como já foram vistos anteriormente, são calculados baseados nos *quaternions*.

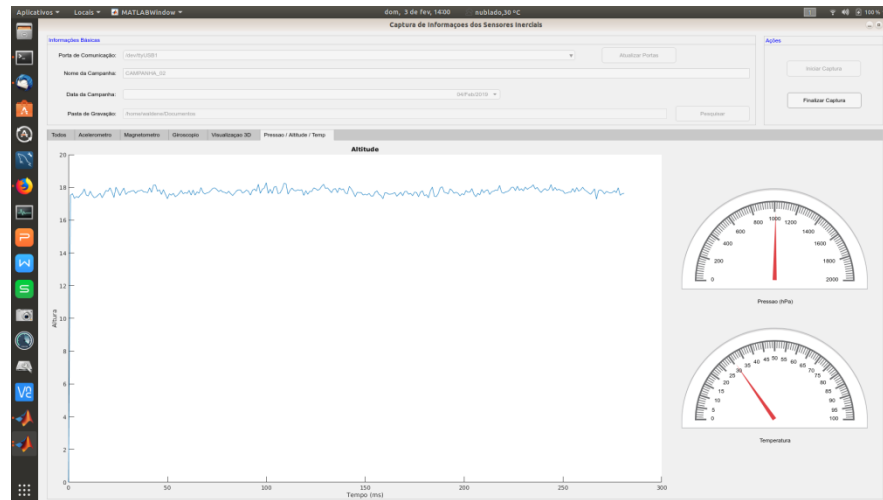
A altitude, pressão e temperatura são apresentadas nos gráficos (6), (7) e (8) respectivamente. Esses mesmos gráficos são mostrados de forma individual na aba „Altitude / Pressão / Temp“ (Figura 55).

Figura 54 - Visualização individual do comportamento dos ângulos em 3D.



Fonte: Autor

Figura 55 - Visualização individual da altitude, pressão e temperatura.



Fonte: Autor

Os dados capturados, como já foi dito anteriormente, são gravados em arquivo para posterior análise. A Figura 56 mostra um apanhado dessas informações.

Figura 56 - Dados de captura armazenados.

CAMPAÑA-3_2019-02-03												
CAMPAÑA: CAMPANHA-3												
DATA: 03/Feb/2019												
ac_x(mg)	ac_y(mg)	ac_z(mg)	gy_x(grau/s)	gy_y(grau/s)	gy_z(grau/s)	ng_x(mG)	ng_y(mG)	ng_z(mG)	temp(°C)	press(hPa)	alt(M)	HMS.ms
0.98	-2.81	1000.92	1.00	0.00	0.00	-25.09	-35.55	5.20	30.61	1010.8023	20.26	14:37:01.836
-0.98	1.59	997.99	1.00	0.00	0.00	-32.93	-37.64	0.00	30.61	1010.8006	20.47	14:37:02.030
-1.46	-1.83	997.50	1.00	0.00	0.00	-6.27	-43.91	-1.73	30.61	1010.7845	20.55	14:37:02.277
-2.44	-2.81	1000.43	1.00	0.00	0.00	-26.66	-20.91	0.00	30.62	1010.8032	20.36	14:37:02.421
-2.44	-0.85	1001.89	1.00	0.00	0.00	-25.09	-14.64	-1.73	30.61	1010.8155	20.29	14:37:02.070
-2.93	-2.32	999.94	1.00	0.00	0.00	-18.82	-18.82	-8.67	30.61	1010.8241	20.22	14:37:02.795
-2.44	1.10	997.99	1.00	0.00	0.00	-20.39	-16.73	-6.93	30.62	1010.8152	20.29	14:37:02.950
-2.44	-1.83	1001.89	1.00	0.00	0.00	-28.23	-31.36	-12.14	30.62	1010.8239	20.22	14:37:03.200
-0.98	-0.85	997.99	1.00	0.00	0.00	-12.55	-23.00	1.73	30.62	1010.8400	20.02	14:37:03.346
-1.95	0.12	1000.43	1.00	0.00	0.00	-26.66	-29.27	6.93	30.61	1010.8172	20.27	14:37:03.482
-0.98	1.59	1001.40	1.00	0.00	0.00	-18.82	-27.18	-5.20	30.62	1010.8491	20.06	14:37:03.757
-0.49	-0.37	997.99	1.00	0.00	0.00	-18.82	-35.55	5.20	30.61	1010.8103	20.16	14:37:04.027
-2.44	0.12	998.47	1.00	0.00	0.00	-23.52	-25.09	-3.47	30.62	1010.8422	20.07	14:37:04.284
-1.46	-0.37	999.94	1.00	0.00	0.00	-15.68	-14.64	-8.67	30.62	1010.8342	20.08	14:37:04.401
-1.46	0.61	996.52	1.00	0.00	0.00	-20.39	-25.09	-6.93	30.62	1010.8377	20.10	14:37:04.535
-0.49	-1.34	1000.43	1.00	0.00	0.00	-25.09	-27.18	-5.20	30.63	1010.8385	20.25	14:37:04.663
-0.98	2.08	997.99	1.00	0.00	0.00	-32.93	-20.91	-3.47	30.61	1010.8241	20.22	14:37:04.794
0.49	-0.37	998.96	1.00	0.00	0.00	-14.11	-41.82	0.00	30.61	1010.7902	20.50	14:37:04.928
-1.46	-0.37	999.45	1.00	0.00	0.00	-18.82	-39.73	5.20	30.60	1010.7905	20.50	14:37:05.071
-3.91	-0.37	997.99	1.00	0.00	0.00	-9.41	-27.18	-1.73	30.62	1010.8508	19.99	14:37:05.206
-0.49	-1.83	997.01	1.00	0.00	0.00	-18.82	-35.55	12.14	30.60	1010.8180	20.27	14:37:05.338
-0.98	0.12	997.99	1.00	0.00	0.00	-28.23	-43.91	-1.73	30.62	1010.8463	20.03	14:37:05.470
...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...
...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...
...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...
0.00	-1.34	1001.40	1.00	0.00	0.00	-28.23	-35.55	12.14	30.60	1010.8255	20.20	14:37:23.216
-0.98	-0.37	1002.87	1.00	0.00	0.00	-23.52	-25.09	-3.47	30.61	1010.8230	20.23	14:37:23.339
-0.49	2.08	1000.43	1.00	0.00	0.00	-25.09	-18.82	-8.67	30.60	1010.8164	20.28	14:37:23.468
1.95	-3.30	999.45	1.00	0.00	0.00	-17.25	-25.09	-10.40	30.60	1010.7939	20.47	14:37:23.600
-1.95	-3.30	999.94	1.00	0.00	0.00	-18.82	-27.18	-12.14	30.60	1010.7977	20.44	14:37:23.753
-1.46	-2.32	1002.38	1.00	0.00	0.00	-25.09	-10.45	-8.67	30.60	1010.7856	20.35	14:37:23.893
-2.93	1.10	1000.92	1.00	0.00	0.00	-26.66	-20.91	6.93	30.60	1010.7888	20.51	14:37:24.045
-1.46	-0.37	998.47	1.00	0.00	0.00	-26.66	-29.27	-3.47	30.60	1010.8095	20.34	14:37:24.299
0.49	-1.34	999.45	1.00	0.00	0.00	-12.55	-27.18	1.73	30.58	1010.7626	20.73	14:37:24.565

Fonte: Autor.

b) *Software* EGSE de captura das imagens:

Software desenvolvido em linguagem Java. Este tem a função de receber, via porta de comunicação serial, as imagens em quadros e disponibilizá-las em tempo real. Uma vez

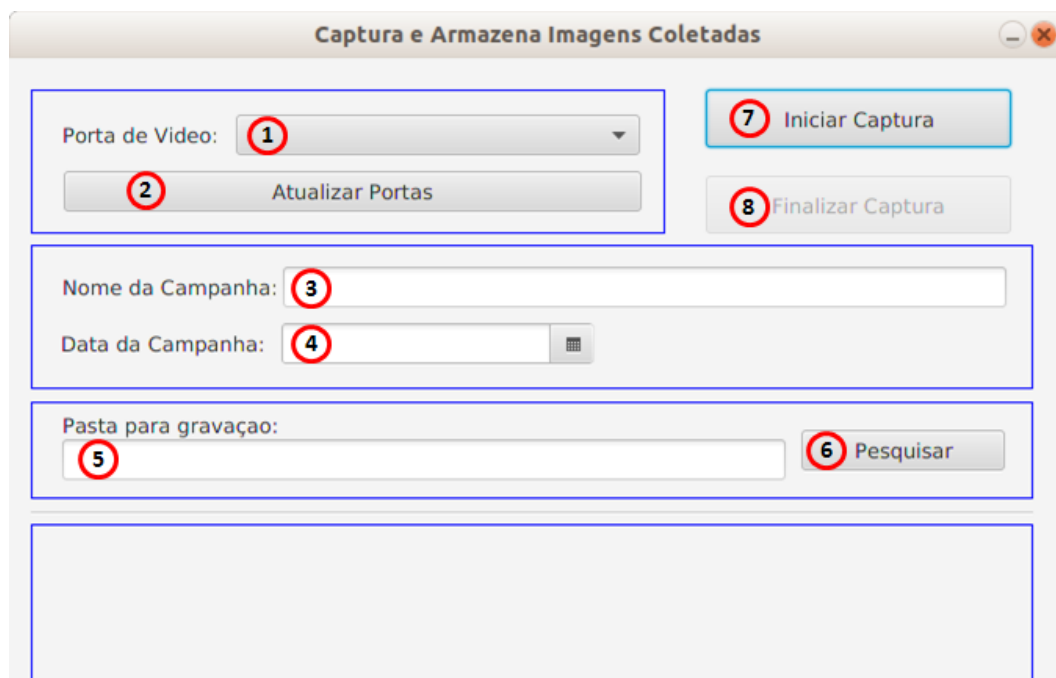
disponibilizadas, essas imagens são armazenadas para posterior análise. A Figura 57 mostra a tela inicial do aplicativo.

Ao iniciar, o *software* EGSE de captura das imagens, automaticamente disponibiliza as portas seriais disponíveis no *combobox* „Porta de Vídeo□ (1). Caso ocorra algum erro ou o aplicativo não detecte nenhuma porta, o botão „Atualizar Portas□ (2) fará uma nova verificação das portas disponíveis e, se existir, as carregará no *combobox* „Porta de Vídeo□ (1). Caso não exista, a mensagem da Figura 58 será reportada ao usuário.

Caso o usuário não informe a porta de vídeo, ao clicar no botão „Iniciar Captura□ (7), a mensagem da Figura 59 será reportada:

No próximo passo deve ser preenchido o nome da campanha (3), ao qual servirá como referência para análises futuras, e a data (4) de ocorrência da mesma. Caso o usuário não informe o nome da campanha ou a data, as mensagens de alerta das Figuras 60 e 61 serão reportadas ao usuário após ser clicado o botão „Iniciar Captura□ (7)

Figura 57 - Tela inicial do software EGSE de captura das imagens.

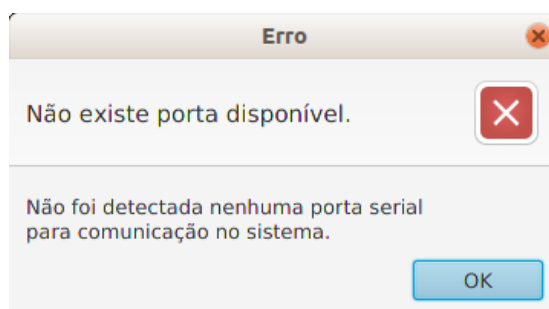


A interface do software "Captura e Armazena Imagens Coletadas" apresenta os seguintes elementos:

- Porta de Vídeo:** Um menu suspenso rotulado (1).
- Atualizar Portas:** Um botão rotulado (2).
- Iniciar Captura:** Um botão rotulado (7).
- Finalizar Captura:** Um botão rotulado (8).
- Nome da Campanha:** Um campo de texto rotulado (3).
- Data da Campanha:** Um campo de data rotulado (4).
- Pasta para gravação:** Um campo de texto rotulado (5).
- Pesquisar:** Um botão rotulado (6).

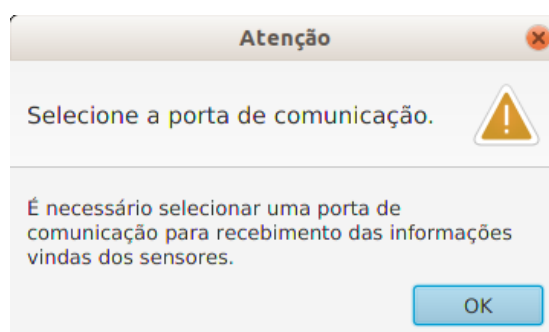
Fonte: Autor.

Figura 58 - Mensagem de erro de porta não localizada.



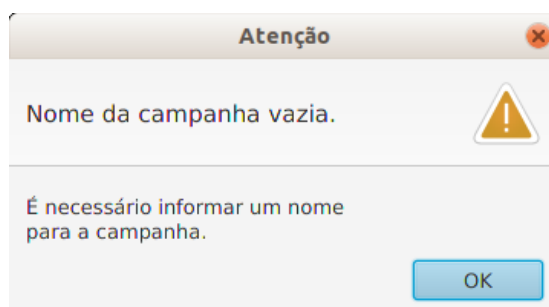
Fonte: Autor.

Figura 59 - Mensagem de alerta.



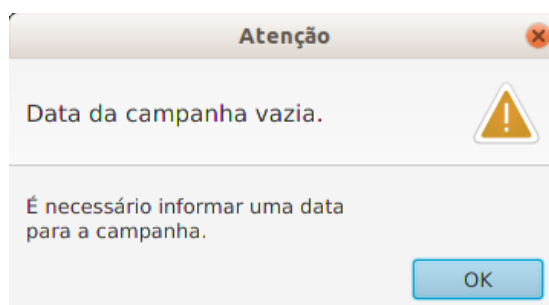
Fonte: Autor.

Figura 60 - Mensagem de alerta por falta do nome da campanha.



Fonte: Autor.

Figura 61 - Mensagem de alerta por falta da data da campanha.



Fonte: Autor.

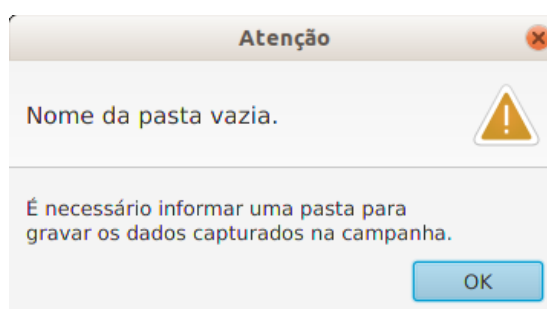
Por fim, informa-se a pasta de destino (5) onde serão armazenadas as imagens a serem capturadas. Por comodidade, é possível clicar no botão „Pesquisar“ (6) e uma caixa de diálogo, mostrado na Figura 62, aparecerá para que se escolha a pasta ou permita-se a criação de uma. Caso o usuário não informe a pasta de destino, a mensagem de alerta da Figura 63 será reportada ao usuário após ser clicado o botão „Iniciar Captura“ (7)

Figura 62 - Caixa de diálogo para seleção da pasta de destino.



Fonte: Autor.

Figura 63 - Mensagem de alerta por falta de informação da pasta de destino.

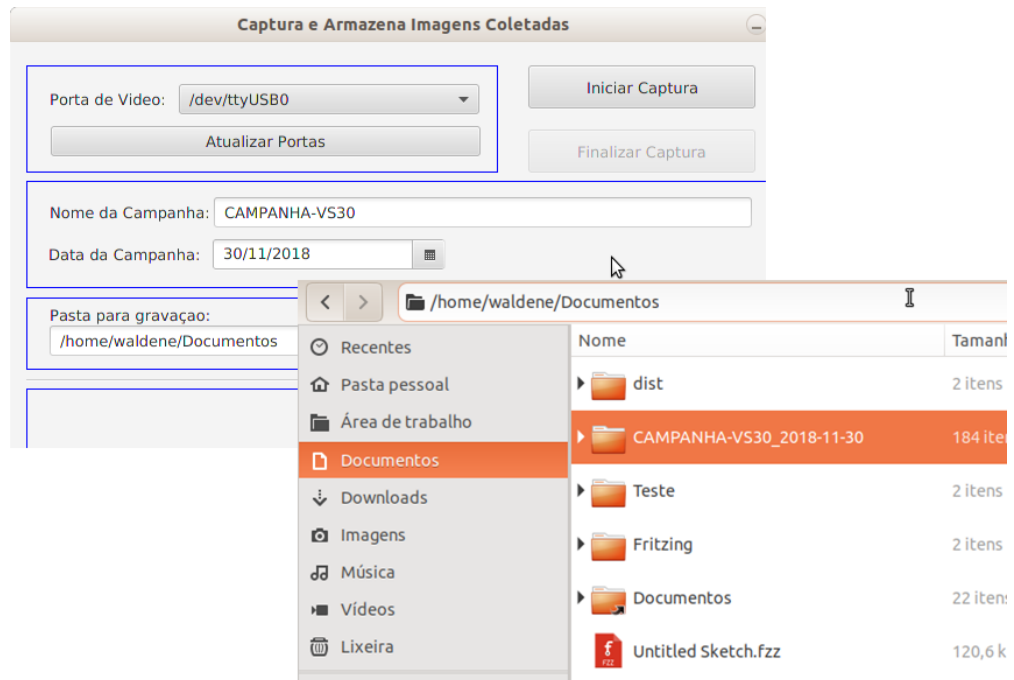


Fonte: Autor.

Uma vez que as informações são fornecidas corretamente, após se clicar no botão „Iniciar Captura“ (7), todos os campos são bloqueados, a sequência de imagens capturadas começa a ser mostrada e a gravação destas acontece na pasta de destino escolhida. Nesse ponto, a qualquer momento, a gravação pode ser interrompida clicando-se no botão „Finalizar Captura“ (8). A pasta de destino onde as imagens serão gravadas, é composta pela pasta de

gravação, nome da campanha e a data de ocorrência da campanha. Na Figura 64, é mostrado um exemplo de informações adicionadas ao nome da pasta que foi criada.

Figura 64 - Exemplo de uso com a pasta onde as imagens serão gravadas.



Fonte: Autor.

4. RESULTADOS

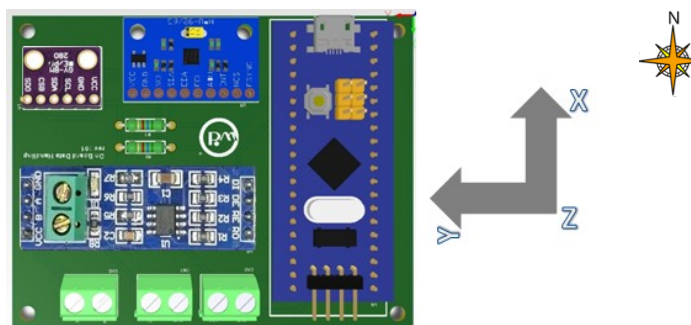
Após os circuitos serem montados e testados, os resultados foram observados e analisados levando em conta as premissas iniciais do sistema de coleta de parâmetros de voo e do sistema de captura de imagem.

Abaixo os resultados são apresentados de acordo com cada sistema.

4.1 Sistema de Coleta de Parâmetros de Voo

Inicialmente, procedeu-se a calibragem do sensor inercial e magnetômetro MPU9265. Para tanto, o dispositivo foi colocado em um plano com o eixo voltado para o norte magnético da Terra. Seguiu-se com a marcação, no plano, das referências cartesianas, como mostra a Figura 65. Após isso, executaram-se as funções de calibração discutidas no capítulo anterior. Os valores obtidos, mostrados na Tabela 13, são usados como parâmetros de calibração (*bias* e escala do magnetômetro) e configuradas no *software* embarcado no microcontrolador.

Figura 65 - Referências cartesianas.



Fonte: Autor.

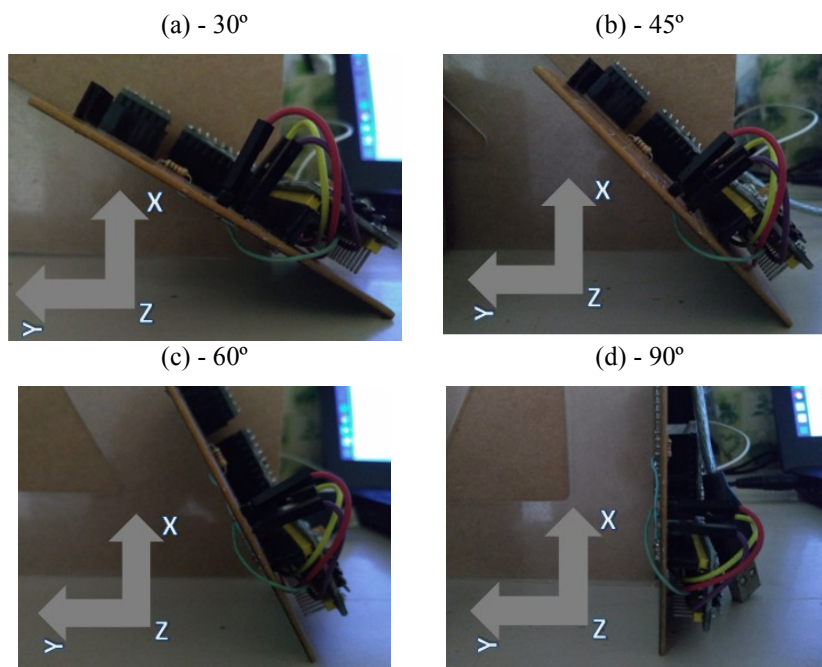
Tabela 13 - Parâmetros de calibração do sensor MPU9265.

Parâmetros	Eixo X	Eixo Y	Eixo Z
<i>Bias</i> Acelerômetro (mg)	-11,66	-1,34	-0,79
<i>Bias</i> Giroscópio (deg/seg)	-0,75	-0,24	0,02
<i>Bias</i> Magnetômetro (mG)	-111,12	111,12	117,89
Escala Magnetômetro	1,07	0,94	1,00

Fonte: Autor.

A validação de cada ângulo (*roll*, *pith* e *yaw*), para o cálculo do erro, foi realizada através da análise de 100 medições com uso de dois esquadros com ângulos pré-estabelecidos em 0°, 30°, 45°, 60° e 90° (como mostra a Figura 66) medidos em cada semieixo (positivo e negativo), calculada a média e comparado com os valores esperados. Os valores obtidos, assim como os erros calculados, são mostrados na Tabela 14.

Figura 66 - Ângulos pré-estabelecidos.



Fonte: Autor.

O barômetro já vem calibrado de fábrica (BMP280, 2018). O único parâmetro a ser fornecido é a pressão ao nível do mar, como foi informado na Subseção 3.2.2. Para os testes de captura de dados do sensor BMP280, foram feitas medições próximo à Estação Meteorológica Automática (EMA) do Instituto Nacional de Meteorologia (INMET), localizada em São Luís do Maranhão. Foram coletadas informações da temperatura e pressão do modelo e comparadas com as medições da EMA disponibilizadas de forma horária. Essas informações estão disponíveis em Inmet (2019). Os valores são mostrados na Tabela 15.

Tabela 14 - Valores obtidos e erros calculados.

Ângulos	Medidos	Esperado	Erro
<i>Roll (ϕ)</i>	-90,89	-90°	0,89
	-60,25	-60°	0,25
	-45,23	-45°	0,23
	-30,17	-30°	0,17
	-0,06	0°	0,06
	29,83	30°	0,17
	44,70	45°	0,3
	59,91	60°	0,09
	90,21	90°	-0,21
<i>Pitch (θ)</i>	-85,86	-90°	-4,14
	-65,01	-60°	5,01
	-49,23	-45°	4,23
	-33,38	-30°	3,38
	-4,72	0°	4,72
	27,81	30°	2,19
	42,74	45°	2,26
	56,02	60°	3,98
	85,30	90°	4,70
<i>Yaw (ψ)</i>	-93,83	-90°	3,83
	-59,06	-60°	-0,94
	-46,03	-45°	1,03
	-32,05	-30°	2,05
	0,52	0°	-0,52
	31,81	30°	-1,81
	47,35	45°	-2,35
	61,64	60°	-1,64
	90,63	90°	-0,63

Fonte: Autor.

Tabela 15 - Parâmetros de calibração do sensor BMP280.

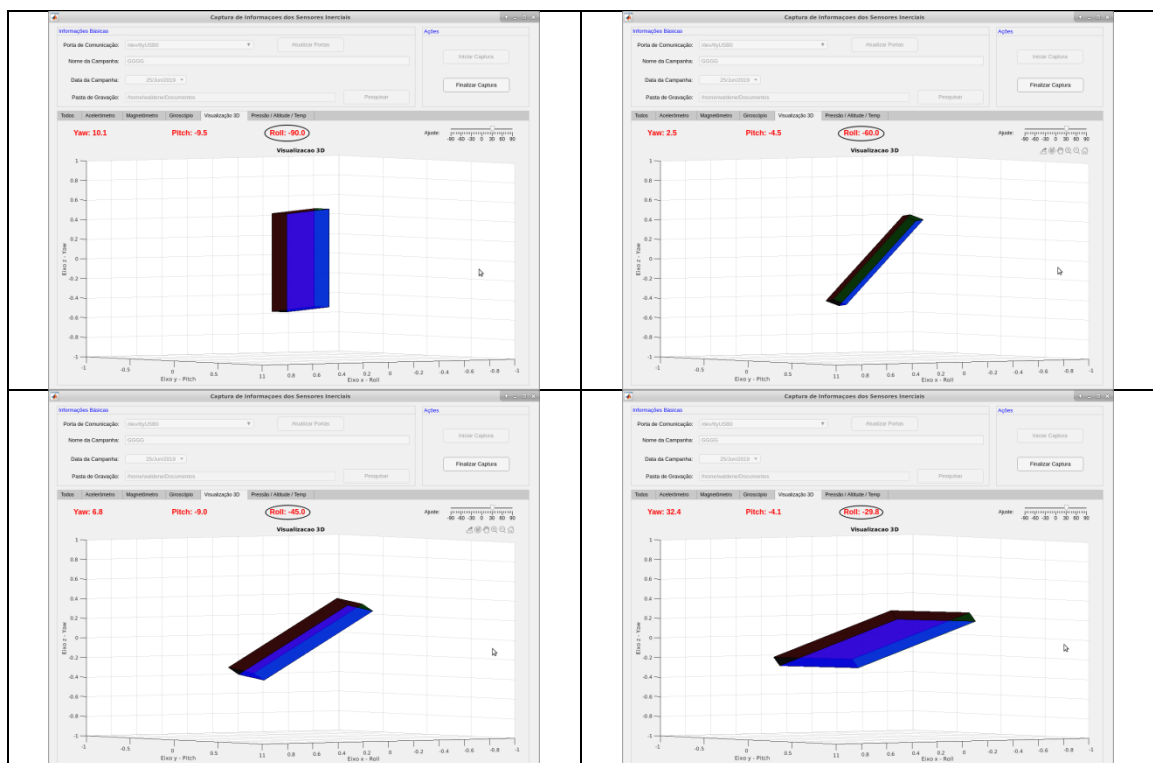
Hora	Leitura EMA		Leitura Modelo		Erro Leitura	
	Temp	Pressão	Temp	Pressão	Temp	Pressão
9h00	25,9	1006,70	26,3	1007,9	0,40	1,20
11h00	25,9	1007,10	26,5	1008,2	0,60	1,10
15h00	25,4	1007,20	26,0	1007,7	0,60	0,50
17h00	25,1	1006,60	25,8	1007,0	0,70	0,40
19h00	24,7	1005,90	25,3	1006,8	0,60	0,90

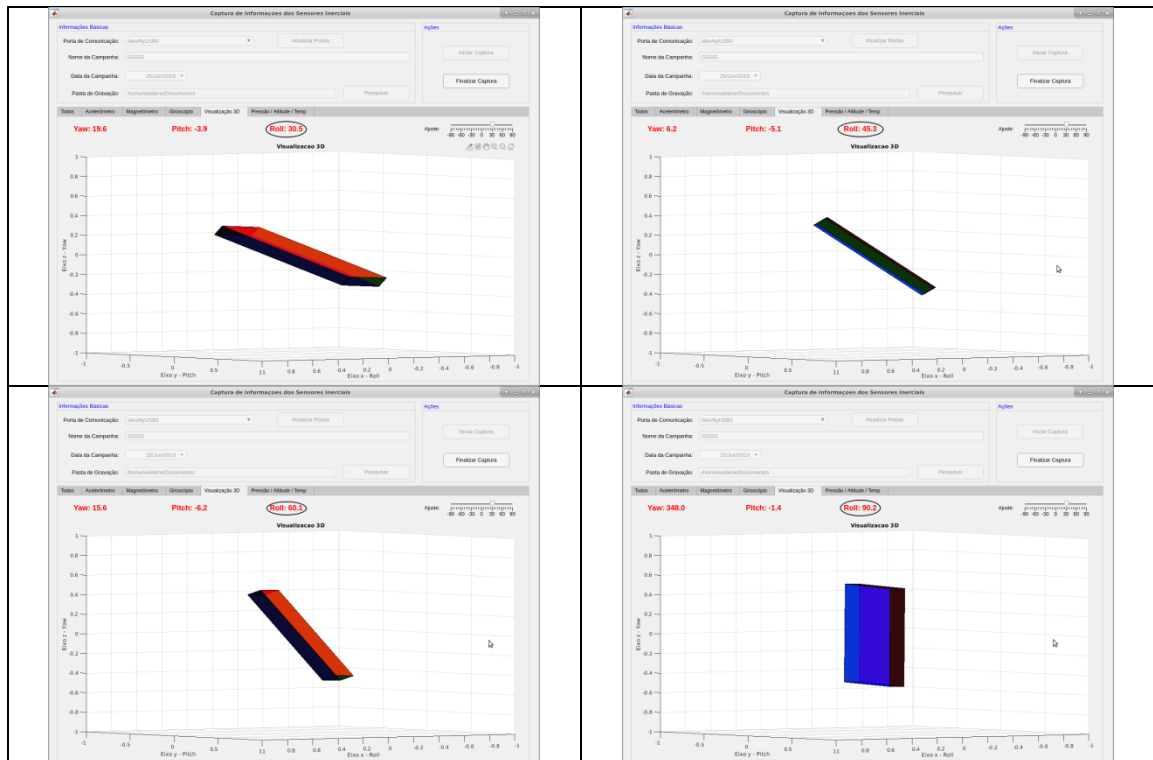
Fonte: Autor.

Os testes de transmissão de dados foram efetuados nas dependências do IAE em São José dos Campos, no mês de novembro de 2018. Foram disponibilizados um codificador PCM (idêntico ao embarcado em um foguete em voo) e um microcomputador (para receber os sinais de rádio enviados do codificador PCM simulando a estação em solo). O *software* EGSE de captura de dados foi instalado no microcomputador para a captura dos sinais recebidos em tempo real. O dispositivo foi ligado à entrada serial do codificador PCM, via conectores externos do tipo DB9, através do protocolo RS485. Uma vez ligado, o codificador PCM transmitiu as informações para o *software* EGSE de captura de dados instalado no microcomputador. Os valores recebidos foram comparados aos valores enviados de forma visual não sendo constatada nenhuma variação nos valores.

Na Figura 67, veem-se alguns exemplos de leituras efetuadas apresentadas no *software* EGSE.

Figura 67 - Leituras efetuadas no *software* EGSE.





Fonte: Autor.

4.2 Sistema de Captura de Imagem

Como dito anteriormente, o formato utilizado para captura dos quadros é JPEG. Este formato possui um parâmetro chamado de “nível de qualidade” que, de acordo com Miano (1999), define a quantização feita para compressão da imagem. Quanto maior o valor, melhor a qualidade da imagem a ser capturada. Para isso o autor define níveis a serem utilizados que vão de 1 a 100. Como esse parâmetro atua diretamente na qualidade da imagem, consequentemente, influencia também, no tamanho da imagem capturada.

Outro parâmetro que influencia no tamanho final da imagem, mas não na qualidade, é a presença ou não de cor (imagem em *color* ou *scale gray*).

Para efeitos práticos foram feitas capturas em diversas resoluções, sem o *led* infravermelho, em escalas de cores e qualidade da imagem capturada.

A Tabela 16 mostra um comparativo entre resolução, escala de cor (*color* ou *scale gray*), qualidade, tamanho das imagens e tempo de transferência de um quadro considerando a taxa de transmissão 33 kbps (em média 4 *kbytes/s*).

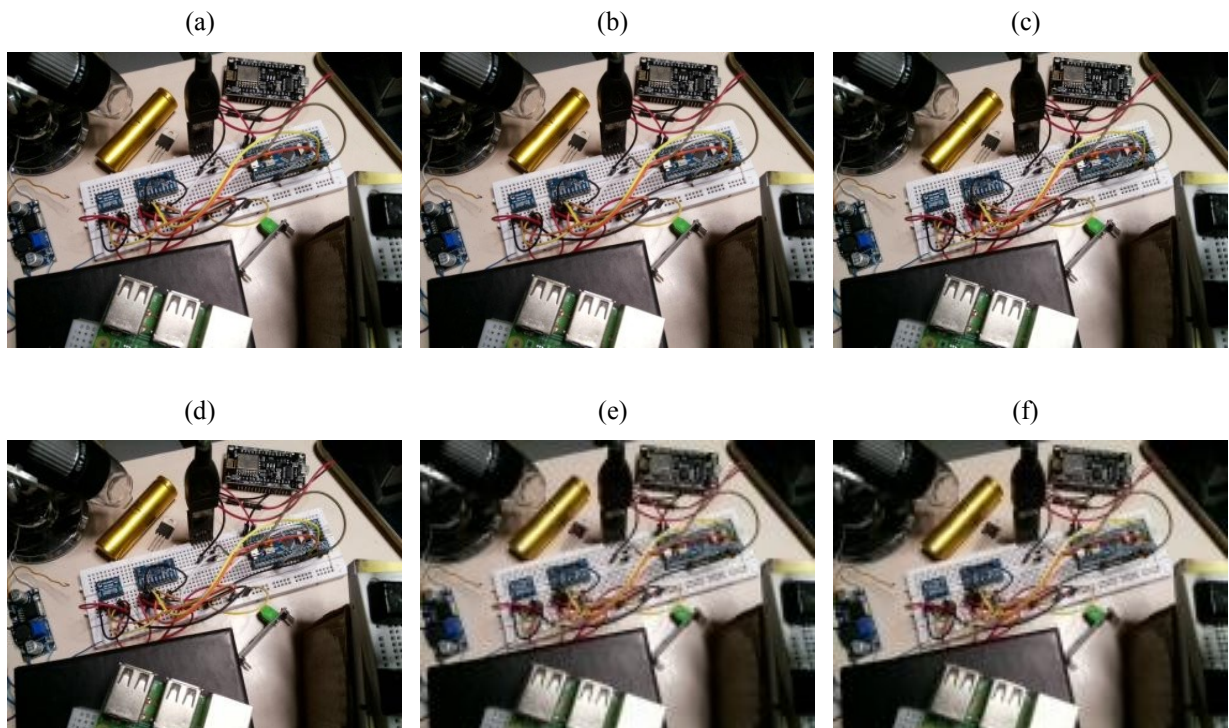
Tabela 16 - Relação entre resolução, escala de cor, qualidade, tamanho e tempo de transferência de uma imagem capturada.

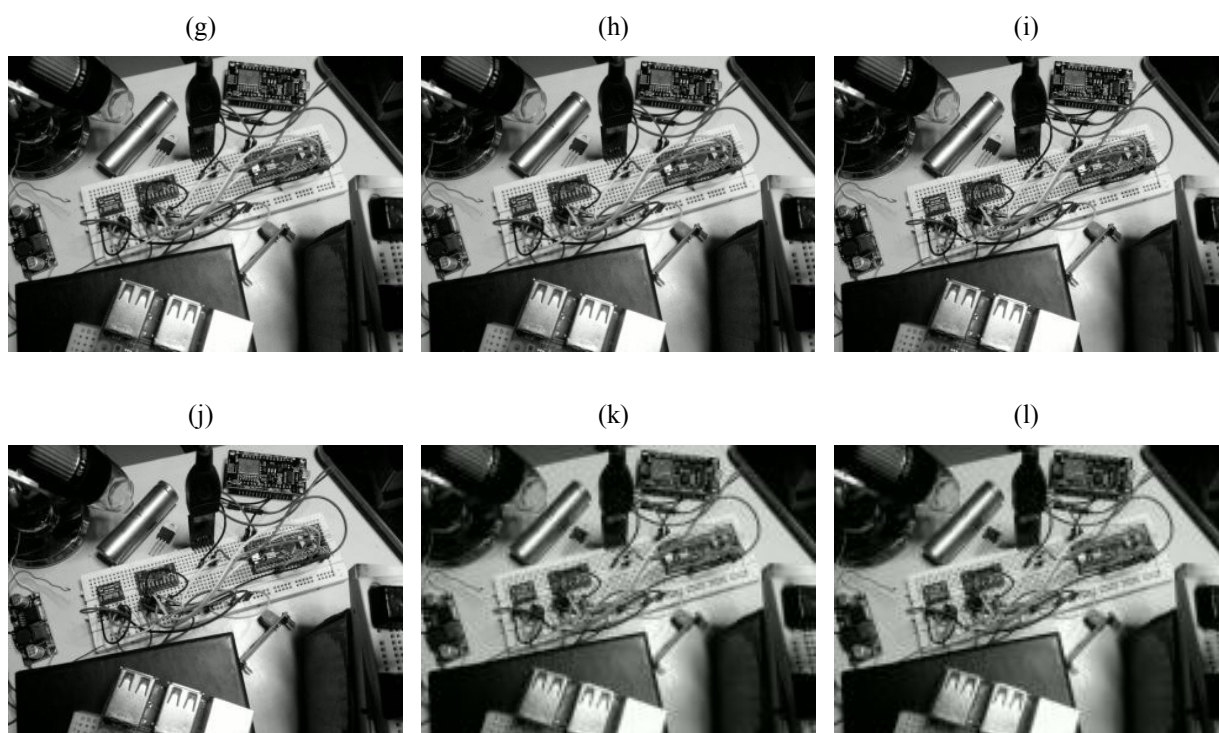
Resolução de Captura	Escala de Cor	Qualidade	Tamanho Médio (kb)	Tempo de Envio (s)
VGA (640 x 480p) (a)	<i>Color</i>	100	56,3	14,1
VGA (640 x 480p) (b)	<i>Color</i>	75	56,4	14,1
QVGA (320 x 240p) (c)	<i>Color</i>	100	18,9	4,7
QVGA (320 x 240p) (d)	<i>Color</i>	75	18,9	4,7
QQVGA (160 x 120p) (e)	<i>Color</i>	100	6,46	1,6
QQVGA (160 x 120p) (f)	<i>Color</i>	75	6,46	1,6
VGA (640 x 480p) (g)	<i>Scale Gray</i>	100	52,9	13,2
VGA (640 x 480p) (h)	<i>Scale Gray</i>	75	52,9	13,2
QVGA (320 x 240p) (i)	<i>Scale Gray</i>	100	17,8	4,5
QVGA (320 x 240p) (j)	<i>Scale Gray</i>	75	17,8	4,5
QQVGA (160 x 120p) (k)	<i>Scale Gray</i>	100	6,11	1,5
QQVGA (160 x 120p) (l)	<i>Scale Gray</i>	75	6,11	1,5

Fonte: Autor.

Um exemplo das imagens capturadas em escala *color* é apresentado na Figura 68 de (a) a (f) na ordem em que são apresentadas na Tabela 16. Da mesma forma, na mesma figura de (g) a (l), são apresentadas as imagens em escala *gray*.

Figura 68 - Exemplo de imagens capturadas nas escalas *color* e *gray*.





Fonte: Autor.

Pode-se observar que a nitidez e qualidade da imagem, de acordo com as características da câmera utilizada, deterioram nas imagens das Figuras 68 (e), (f), (k) e (l). Portanto, de forma visual, a melhor imagem a ser transmitida baseada no menor tempo de transmissão, são as imagens das Figuras 68 (c), (d), (i) ou (j).

Com o sistema configurado de acordo com o que foi discutido no item 3.3.5 e capturando as imagens de acordo com a configuração da Figura 68 (d), cuja resolução de captura é QVGA (320 x 240p), passou-se para a fase de testes aos modos do que foi descrito no item anterior, sendo o *software* EGSE de captura de imagens instalado no microcomputador para a captura dos sinais recebidos, também em tempo real. Da mesma forma que o anterior, o dispositivo foi ligado à entrada serial do codificador PCM, via conectores externos do tipo DB9, através do protocolo RS485. Uma vez ligado, o codificador PCM transmitiu as imagens para o *software* EGSE de captura de imagens instalado no microcomputador. As imagens recebidas, com o tamanho médio de 20kb, levaram um tempo médio de 6s para serem recebidas e apresentadas na tela. Foram comparados os conteúdos das imagens enviadas com as recebidas de forma visual além de comparar o tamanho físico de cada uma, sendo constatada nenhuma variação entre elas.

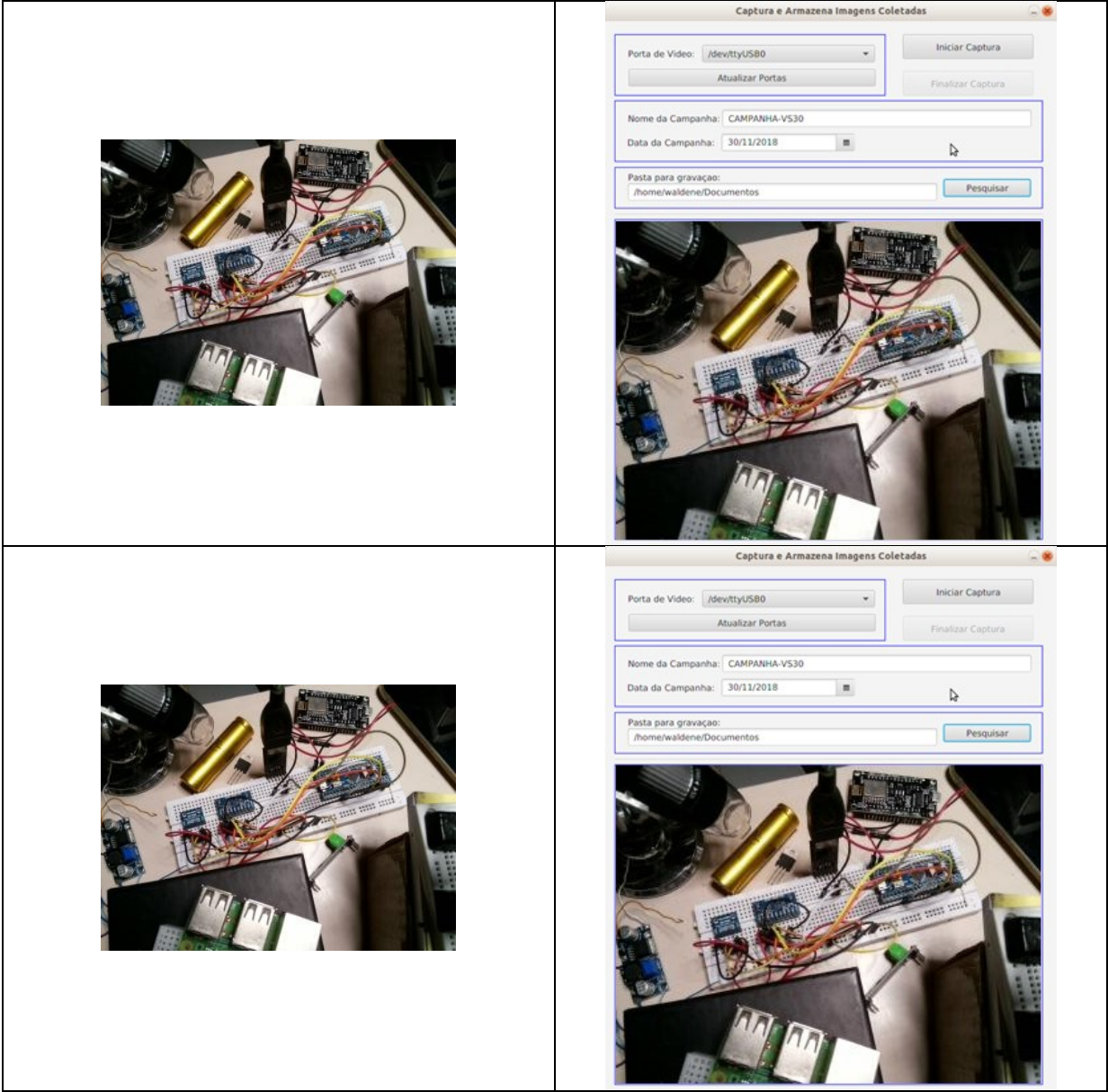
Na Figura 69, são apresentados alguns exemplos da transmissão e recepção das imagens geradas pelo dispositivo de captura embarcado. Na coluna (a), vê-se a imagem

original e, na coluna (b), a imagem recebida através do *software* EGSE de captura de imagens.

Figura 69 - Imagens transmitidas e recebidas pelo software EGSE de captura de imagens.

(a) - Transmitidas

(b) - Recebidas





Fonte: Autor.

Para testes do dispositivo em um voo real, faz-se necessário submetê-lo a um processo e cumprir um protocolo de normas, exigidas pelo CLA. Este processo tem por finalidade, garantir a segurança do veículo espacial ao qual o dispositivo será embarcado, assim como a resistência do experimento às intempéries de um lançamento espacial. Tal processo possui um tempo de conclusão, em média, de seis a doze meses.

Devido ao tempo disponibilizado para o desenvolvimento e término deste trabalho, não foi possível submetê-lo aos processos necessários para lançamento em um foguete.

5. CONCLUSÃO

O desenvolvimento deste trabalho permitiu o aprofundamento no conhecimento dos dispositivos que foram utilizados (sensores, microcontroladores etc.), assim como no conhecimento das características dos foguetes fabricados no Brasil, dos seus modelos, até a forma de comunicação destes com as estações em solo.

Com os resultados obtidos no decorrer das implementações dos *softwares* e dispositivos envolvidos, chegam-se às conclusões abaixo.

Os sensores utilizados, mesmo sendo de baixo custo, mostraram um bom desempenho nos valores medidos com uma margem de erro dentro do esperado.

Para o sensor inercial, os valores medidos dos ângulos de *roll* apresentaram uma baixa variação no erro. Já os ângulos de *pitch* apresentaram as maiores variações nas margens de erro. Justificam-se tais distorções pela forma ao qual foram feitas as medições, utilizando-se equipamentos analógicos (no caso, conjunto de esquadros) sem muita precisão. Os ângulos de *yaw* apresentaram erros médios, sendo estes justificados pela forma que foi efetuada a calibração do magnetômetro. Esta calibração necessita ser efetuada em um ambiente sem interferências eletromagnéticas, o que não foi possível garantir com total segurança.

Quanto ao sensor barométrico, devido à falta de um barômetro certificado, os valores medidos por ele foram comparados com valores medidos em uma EMA, cujas medições são disponibilizadas de forma horária, sem os detalhes dos procedimentos utilizados para tal.

Por fim, os sensores inercial e barométrico apresentaram baixas variações em suas medidas, considerando suas limitações. Estes sensores, também, cumpriram a função de determinar os ângulos de atitude e as medidas de pressão e temperatura com bons resultados. Destaca-se a necessidade da correta calibração dos sensores, principalmente o magnetômetro, para a correta leitura dos valores obtidos.

Quanto à câmera utilizada para a captura das imagens, apesar de terem sido feitas sem o *led* infravermelho, não comprometeram a qualidade e nem o tamanho das imagens capturadas.

No quesito de qualidade e tamanho das imagens capturadas pelo *software* EGSE de Captura de Imagens, o fator limitante foi a taxa de transmissão de rádio do codificador PCM. Taxa esta, que limitou a quantidade de quadros a serem enviados, ocasionando lentidão na visualização das imagens pelo *software* em solo.

Outro ponto a ser levantado foi a impossibilidade de efetuar o teste dos sistemas de coleta de parâmetros de voo e de captura de imagem, embarcados em um foguete. Isso se deu devido ao tempo escasso de conclusão e entrega do projeto final.

Apesar deste detalhe, conclui-se que os objetivos do trabalho proposto foram alcançados de forma satisfatória.

5.1 Trabalhos Futuros

Como sugestão para trabalhos futuros, sugere-se trabalhar no aumento da taxa de transmissão do codificador PCM para proporcionar melhor qualidade nas imagens transmitidas e redução do tempo de amostragem entre um quadro e outro no *software* EGSE de Captura de Imagens no solo.

Outra possibilidade que se abre é a implementação novas funcionalidades ao *software* EGSE de Captura de Imagens como ampliação da imagem capturada e o possível controle do posicionamento da câmera.

Outra sugestão seria o uso de um módulo de GPS, também de baixo custo, para melhorar a precisão das leituras dos sensores inerciais através da fusão com os outros sensores já instalados. Outra vantagem a ser adicionada por essa implementação seria o acompanhamento visual, em tempo real, do posicionamento do dispositivo em relação a Terra.

Em relação aos protocolos de comunicação utilizados entre os sensores e o microcontrolador, a sugestão é a utilização do protocolo SPI em substituição ao I²C o que ocasionará o aumento da velocidade de obtenção, pelo microcontrolador, dos dados medidos através dos sensores.

Em relação ao microprocessador Raspberry Pi, a sugestão de melhoria é a substituição por um microcontrolador com câmera acoplada, retirando assim, a necessidade de ter um sistema operacional dedicado ao módulo, além da redução da potência utilizada.

Outra melhoria seria a implantação de um módulo RTC, também de baixo custo, para sincronizar as medidas dos sensores ao tempo, permitindo identificar o momento exato da medida efetuada pelos sensores.

Outra melhoria não menos importante é criar um controle do dispositivo através do cordão umbilical quando o mesmo se encontrar na rampa de lançamentos proporcionando assim, uma configuração mais amigável do dispositivo.

REFERÊNCIA

AVIBRAS. Foguete de treinamento básico (av-ftb) manual de operação. AVIBRAS Indústria Aeroespacial S.A. 2ª Revisão. 150p. 2011a.

AVIBRAS. Foguete de treinamento básico (av-ftb) manual técnico. AVIBRAS Indústria Aeroespacial S.A. 1ª Revisão. 370p. 2011b.

AVIBRAS. Foguete de treinamento intermediário (av-fti) manual de operação. AVIBRAS Indústria Aeroespacial S.A. 1ª Revisão. 250p. 2011c.

AVIBRAS. Foguete de treinamento intermediário (av-fti) manual técnico. AVIBRAS Indústria Aeroespacial S.A. 1ª Revisão. 560p. 2011d.

AXELSON, Jan. Serial Port Complete. Programming and Circuits for RS-232 and RS-485 Links and Networks. Lakeview Research. 2000.

BIASI, Sérgio Coutinho de. **GATTASS**, Marcelo. Utilização de quatérnios para representação de rotações em 3D. 2002. Disponível em: <<https://webserver2.tecgraf.puc-rio.br/~mgattass/Quaternios.pdf>>. Acesso em 18/dez/2018.

BMP280, Datasheet. Bosch Sensortec. BST-BMP280-DS001-19 Ver 1.19. Janeiro 2018. Disponível em: <https://ae-bst.resource.bosch.com/media/_tech/media/datasheets/BST-BMP280-DS001-19.pdf>. Acesso em: 13/jul/2018.

BRASIL. A política espacial brasileira / relator: Rodrigo Rollemberg ; Elizabeth Machado Veloso (coord.) ; Alberto Pinheiro de Queiroz Filho ... [et al.]. - Brasília : Câmara dos Deputados, Edições Câmara, 2009. 2 v. - (Série cadernos de altos estudos ; n. 7)

BRASIL. Ministério da Defesa. Manual de Segurança Operacional do CLA. MAN-SGO-001/2017. Disponível em: <<http://www2.fab.mil.br/cla/phocadownload/MAN-SGO-001-Manual-de-Seguranca-Operacional-CLA.pdf>>. Acesso em 23/set/2018.

CAMPOS, Renan de Freitas Elias Campos. Algoritmos de navegação inercial com múltiplas taxas de amostragem para fusão INS/GPS/câmera com federação de filtros. 2012. 228f. Tese de mestrado em Sistemas e Controle) - Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

CHATTERJEE, Gaurav et al. Smart-MEMS based inertial measurement units: gyro-free approach to improve the grade. Microsystem Technology. Springer-Verlag Berlin Heidelberg 2015.

CLA. Força Aérea Brasileira. Centro de Lançamento de Alcântara. Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial. História do CLA. 2019. Disponível em: <<http://www2.fab.mil.br/cla/index.php/historias>>. Acesso em: 14/jun/2019

CLBI. Força Aérea Brasileira. Centro de Lançamento da Barreira do Inferno. Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial. Histórico. 2019. Disponível em: <<http://www.clbi.cta.br/internet/index.php/historico>>. Acesso em: 14/jun/2019.

COSTA, Daniel Alves. Algoritmo de fusão de dados para uma central inercial aplicado a um quadrrirrotor. Dissertação de mestrado. Curso de Engenharia Aeronáutica e Mecânica. ITA. São José dos Campos, 2013.

CPOL. Curso de preparação para operações de lançamento - Módulo I. Notas de Aula. Centro de Lançamento de Alcântara - CLA. São Luís-Ma. 2018.

DA MATA, Henrique Oliveira. Modelo de cálculo de parâmetros de segurança de veículos suborbitais baseado em voos do Centro de Lançamento de Alcântara. 2017. 110f. Dissertação de mestrado - Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

DAVIS, Bradford S. Using Low-Cost MEMS Accelerometer and Gyroscopes as Strapdown IMUs on Rolling projectiles. U.S.Army Research Laboratory, Weapons and Materials Dir., AMSRL-WM-BA, Aberdeen Proving Ground. MD 21005-5066.1998.

FREESCALE, Semiconductor. Tilt Sensing Using a Three-Axis Accelerometer. Application Note. Document Number: AN3461. Rev. 6, 03/2013.

FREESCALE, Semiconductor. Implementing a Tilt-Compensated eCompass using Accelerometer and Magnetometer Sensors. Application Note. Document Number: AN4248 Rev. 4.0, 11/2015.

HORAN, Stephen John. Introduction to PCM telemetering systems. 2nd ed. 2002. CRC Press.

HOWTOMECHATRONICS. MEMS Accelerometer Gyroscope Magnetometer & Arduino. 2016. Disponível em: <<https://howtomechatronics.com/how-it-works/electrical-engineering/mems-accelerometer-gyroscope-magnetometer-arduino>>. Acesso em: 15/ago/2018.

IAE. Força Aérea Brasileira. Instituto de Aeronáutica e Espaço. Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial. 2018. Disponível em: <<http://www.iae.cta.br/index.php/todos-os-projetos>>. Acesso em: 08/ago/2018.

IAE. Força Aérea Brasileira. Instituto de Aeronáutica e Espaço. Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial. 2019. Disponível em: <<http://www.iae.cta.br/index.php/historico>>. Acesso em: 10/jun/2019.

INMET. Instituto Nacional de Meteorologia. Estações Meteorológicas Automáticas. 2019. Disponível em: <<http://www.inmet.gov.br/portal/index.php?r=estacoes/estacoesAutomaticas>>. Acesso em: 30/mai/2019.

JRPICAM. Java API to access Raspberry Pi Camera. Disponível em: <<https://github.com/Hopding/JRPiCam>>. Acesso em 25/ago/2018.

LM350-D, Datasheet. Semiconductor Components Industries, LLC. agosto 2006. 4ª Revisão. Disponível em <<https://www.onsemi.com/pub/Collateral/LM350-D.PDF>>. Acesso em 12/nov/2018.

MAX485. DataSheet. Maxim Integrated Products. 2003. Disponível em: <<http://pdf1.alldatasheet.com/datasheet-pdf/view/73493/MAXIM/MAX485.html>>. Acesso em: 09/nov/2018.

MIANO, John. Compressed image file formats: JPEG, PNG, GIF, XBM, BMP. 1999. ACM Press.

MORI, Anderson Morais. O uso inercial para apoiar a navegação autônoma. Dissertação (mestrado) - Escola Politécnica de São Paulo. Departamento de Engenharia de Transportes. 2013.

MPU-9250, Product Specification. InvenSense Inc. PS-MPU-9250A-01 Rev 1.1. Junho 2016. Disponível em: <<http://www.invensense.com/wp-content/uploads/2015/02/PS-MPU-9250A-01-v1.1.1.pdf>>. Acesso em: 10/jun/2018.

NOAA. Magnetic Field Calculators. 2019c. Disponível em: <<https://www.ngdc.noaa.gov/geomag/calculators/magcalc.shtml#declination>>. Acesso em: 30/mai/2019.

NOAA. US/UK World Magnetic Model - 2019a. 0 Main Field Total Intensity. Disponível em: <https://www.ngdc.noaa.gov/geomag/WMM/data/WMM2015/WMM2015v2_F_MERC.pdf>. Acesso em: 30/abr/2019.

NOAA. US/UK World Magnetic Model - 2019b. 0 Main Field Declination. Disponível em: <https://www.ngdc.noaa.gov/geomag/WMM/data/WMM2015/WMM2015v2_D_MERC.pdf>. Acesso em: 30/abr/2019.

NXP SEMICONDUCTORS. UM10204 I²C-bus specification and user manual. Rev. 6 — 4 April 2014. Disponível em: <<https://www.nxp.com/docs/en/user-guide/UM10204.pdf>>. Acesso em: 12/jul/2018.

PALMÉRIO, Ariovaldo Felix. Introdução à Tecnologia de Foguetes - São José dos Campos/SP. SindCT. 2ª. Edição. 2017.

PNAE. Agência Espacial Brasileira. Programa Nacional de Atividades Espaciais. 2012 - 2021. Agência Espacial Brasileira. Brasília: Ministério da Ciência, Tecnologia e Inovação, Agência Espacial Brasileira, 2012. 36 p.: il.

POLO, Pablo Bernal. **MARTÍNEZ-BARBERÁ**, Humberto. Kalman Filtering for Attitude Estimation with Quaternions and Concepts from Manifold Theory. 2019. Department of Information and Communication Engineering, University of Murcia, 30100 Murcia, Spain.

RASPBERRY. Installing operating system images. Disponível em: <<https://www.raspberrypi.org/documentation/installation/installing-images/README.md>>. Acesso em: 30/ago/2019.

RASPBERRY PI 3. Compute Module Datasheet. Raspberry Pi (Trading) Ltd. Release 2. Junho 2018. Disponível em: <https://www.raspberrypi.org/documentation/hardware/computemodule/datasheets/rpi_DATA_CM_2p0.pdf>. Acesso em: 08/jun/2018.

RASPBIAN. Foundation's official supported operating system Disponível em: <<https://www.raspberrypi.org/downloads/raspbian/>>. Acesso em: 30/ago/2019.

RASPISTILL. Command line tool for capturing still photographs with the camera module. 2016. Disponível em: <<https://github.com/raspberrypi/documentation/blob/master/usage/camera/raspicam/rapistill.md>>. Acesso em: 20/jun/2018.

STARLINO ELETRONICS. A Guide To using IMU (Accelerometer and Gyroscope Devices) in Embedded Applications. 2009. Disponível em: <http://www.starlino.com/imu_guide.html>. Acesso em 01/dez/2018.

STM32F103x8, Datasheet. STMicroelectronics. DocID13587 Rev 17. Agosto 2015. Disponível em: <<https://www.st.com/resource/en/datasheet/stm32f103c8.pdf>>. Acesso em: 14/jul/2018.

TERZAKIS, George. **LOURAKIS,** Manoli, **AIT-BOUDAUD,** Djamel. Modified Rodrigues Parameters: An Efficient Representation of Orientation in 3D Vision and Graphics. Journal of Mathematical Imaging. 2018.

WINDY. Pressão barométrica ao nível do mar em tempo real. Disponível em: <<https://www.windy.com/>>. Acesso em 20/dez/2018.